

Böenlastminderung und aktive Flügelschwingungsdämpfung an Verkehrsflugzeugen

Hermann Henrichfreise, Detlev Pohl, *Labor für Mechatronik (CLM), Fachhochschule Köln, www.clm-online.de*

Lars Bensch, Jeroen Hofstee, Ludger Merz, *Airbus Deutschland GmbH, Hamburg*

Kurzfassung

Die Wirtschaftlichkeit und der Komfort moderner Verkehrsflugzeuge kann durch einen aktiven, gesteuerten und geregelten Eingriff in die Belastungen und Bewegungen der Flugzeugstruktur über die Steuerflächen erheblich verbessert werden. Der Beitrag beschreibt eine Steuerung zur Minderung von Böenlasten und eine Regelung zur aktiven Dämpfung von Schwingungen am Flugzeugflügel. Der Entwurf der Systeme erfolgt auf der Basis eines Modells für ein generisches Passagierflugzeug der Airbus-Familie durch rechnergestützte Optimierung. Beim Nachweis der Funktion durch Simulation zeigen die entwickelten Konzepte ein großes Potenzial für eine Reduktion des Strukturgewichtes und eine Verbesserung des Passagierkomforts. Dies wird durch eine Absenkung der Strukturbelastung über dem gesamten Flügel und die Dämpfung von Flügelschwingungen in einem für den Passagier unangenehmen Frequenzbereich erreicht.

Abstract

The economy and comfort of modern passenger aircraft can be significantly improved by actively using the control surfaces to influence the loads acting upon and motions of the aircraft structure. This paper describes a control scheme for gust load alleviation and a closed-loop control for the active damping of wing vibrations. These control systems are designed with a model of a generic passenger aircraft of the Airbus family by using computer-based optimization. Proving the functionality of these concepts through simulation reveals a great potential for reduced structural weights and improved passenger comfort. This is achieved by decreasing the structural loads across the entire wing and the damping of wing vibrations in a frequency range that is uncomfortable for the passenger.

1 Einleitung

Der steigende Wettbewerbsdruck in der Luftfahrtindustrie bedingt den Bau immer leichter und damit wirtschaftlicher Verkehrsflugzeuge. Eine leichtere Bauweise erfordert zur Sicherstellung der Festigkeit der Flugzeugstruktur neue Maßnahmen, die kritische

Belastungen an stark beanspruchten Bauteilen, z.B. den Flügeln, vermeiden. Hierzu zählt die aktive Beeinflussung der Belastungen in der Flugzeugstruktur durch automatische Betätigung von Steuerflächen in kritischen Flugzuständen. Solche Systeme kommen bereits in Flugzeugen der Airbus-Familie zur Reduktion von Strukturlasten während bestimmter Flugmanöver zum Einsatz [1]. Ebenso dimensionierend für die Flugzeugstruktur sind die Lasten, die beim Durchfliegen extremer Böen auftreten, so dass aktive Systeme auch zur Minderung kritischer Böenlasten immer wichtiger werden.

Weitere wichtige Aspekte beim Entwurf eines Flugzeuges sind der Passagierkomfort und das Ermüdungsverhalten der Struktur, die unter anderem durch Strukturschwingungen beeinträchtigt werden. Durch eine aktive Schwingungsdämpfung über den Ausschlag von Steuerflächen lassen sich die negativen Einflüsse einer flexiblen Struktur auf den Passagierkomfort weitestgehend kompensieren. Das schnellere Abklingen von Schwingungen wirkt sich günstig auf das Ermüdungsverhalten aus. Derartige Systeme sind in Modellen der Airbus-Flugzeugfamilie zur Dämpfung von Rumpfschwingungen im Einsatz [2].

In einem Kooperationsprojekt der Airbus Deutschland GmbH, Abteilung Strukturtechnik in Hamburg, mit dem Labor für Mechatronik der Fachhochschule Köln (Cologne Laboratory of Mechatronics, CLM) wurden Konzepte für die Böenlastminderung und Schwingungsdämpfung entwickelt und in der Simulation an einem generischen Passagierflugzeug der Airbus-Familie getestet. Das Projekt wurde im Rahmen des EU-Technologieprogramms ProHMS (Prozesskette Hochauftrieb mit multifunktionalen Steuerflächen) durchgeführt. In diesem Beitrag werden Ergebnisse aus dieser Zusammenarbeit in Form einer Steuerung zur aktiven Böenlastminderung und einer Regelung zur aktiven Dämpfung von Schwingungen an den Flugzeugflügeln präsentiert.

Die Auslegung der Steuerung und Regelung erfolgt modellbasiert. In Kapitel 2 wird auf die Modellbildung für das betrachtete Flugzeug in der Entwicklungsumgebung MATLAB/Simulink eingegangen. Dabei kann ein vereinfachtes Halbmodell mit den Starrkörpermoden für Nicken und Schlagen und den flexiblen Moden für die ersten beiden Flügelbiegeschwingungen verwendet werden. Die an der Struktur wirkenden Luftkräfte werden mit Hilfe stationärer und instationärer Aerodynamikmodelle an Flügel, Höhenleitwerk und Steuerflächen dargestellt.

Kapitel 3 beschreibt die Funktion und den Entwurf der Steuerung zur Böenlastminderung. Ziel der Böenlastminderung ist die Reduktion der dimensionierenden Lasten (Biegemomente und Querkräfte) am Flügel. Dies wird durch gezielte Steuerflächenausschläge erreicht, die den Auftrieb in diesem Flügelbereich reduzieren. Für eine frühzeitige Reaktion der Steuerung

auf sich nähernde Böen ist in das Steuerungskonzept ein vorausschauender Böensensor integriert.

Der Entwurf einer Regelung zur aktiven Dämpfung von Flügelbiegeschwingungen ist das Thema des 4. Kapitels. Die Dämpfung wird dabei über Ausschläge der Querruder erreicht. Um die Steuereingriffe des Piloten und des Flugregelungssystems nicht zu beeinflussen, ist die Schwingungsdämpfung nur in einem begrenzten Frequenzband wirksam.

Der Entwurf der beschriebenen Systeme erfolgt durch werkzeuggestützte Optimierung in der Entwicklungsumgebung MATLAB/Simulink.

2 Modellbildung

Das betrachtete Szenario für die Auslegung der in Kapitel 1 genannten Steuerung und Regelung für die Flugzeugflügel ist die Anregung durch vertikale Böen, die gleichmäßig über der gesamten Spannweite, also bezüglich der Längsachse symmetrisch auf das Flugzeug treffen. Aufgrund der resultierenden symmetrischen Bewegungen braucht lediglich eine Seite des Flugzeuges betrachtet werden und kommt ein Flugzeughalbmodell zum Einsatz.

Bild 1 zeigt die Struktur des Flugzeugmodells, das von Airbus Deutschland für die Simulation dynamischer Strukturlasten in der Umgebung MATLAB/Simulink entwickelt wurde [3]. Das Modell zeichnet sich durch einen modularen Aufbau aus. Es enthält die dargestellten Subsysteme für die Berechnung der auf das Flugzeug wirkenden äußeren und inneren Kräfte, für die mechanische Struktur sowie für Aktorik und Sensorik.

Die äußeren Kräfte F_{ext} setzen sich aus Gewichtskräften F_{grav} und aerodynamischen Kräften F_{aero} zusammen.

Die Berechnung der aerodynamischen Kräfte erfolgt im gleichnamigen Subsystem in Bild 1 auf der Basis so genannter Aerodynamikstreifen auf den Tragflächen (Flügel und Höhenleitwerk). An jedem Aerodynamikstreifen wirken aerodynamische Kräfte und Momente, die von der Flughöhe h , der Fluggeschwindigkeit v_{tas} (true air speed) und vom jeweiligen Anstellwinkel α abhängig sind. Die Anstellwinkel der Streifen werden wiederum durch die Geschwindigkeit w_{gust} vertikaler Böen sowie durch die elastischen Verformungen u und Bewegungen \dot{u} der Struktur verändert. Ein weiterer im Modell enthaltener Effekt ist der durch den Flügelauftrieb induzierte Abwind am Höhenleitwerk, der dort eine Anstellwinkeländerung bewirkt. Die Laufzeiten der Strömung zwischen den Aerodynamikstreifen von Flügel und Höhenleitwerk sowie die unterschiedlichen Laufzeiten für das Auftreffen von Böen auf die einzelnen Aerodynamikstreifen werden durch Totzeitmodelle berücksichtigt.

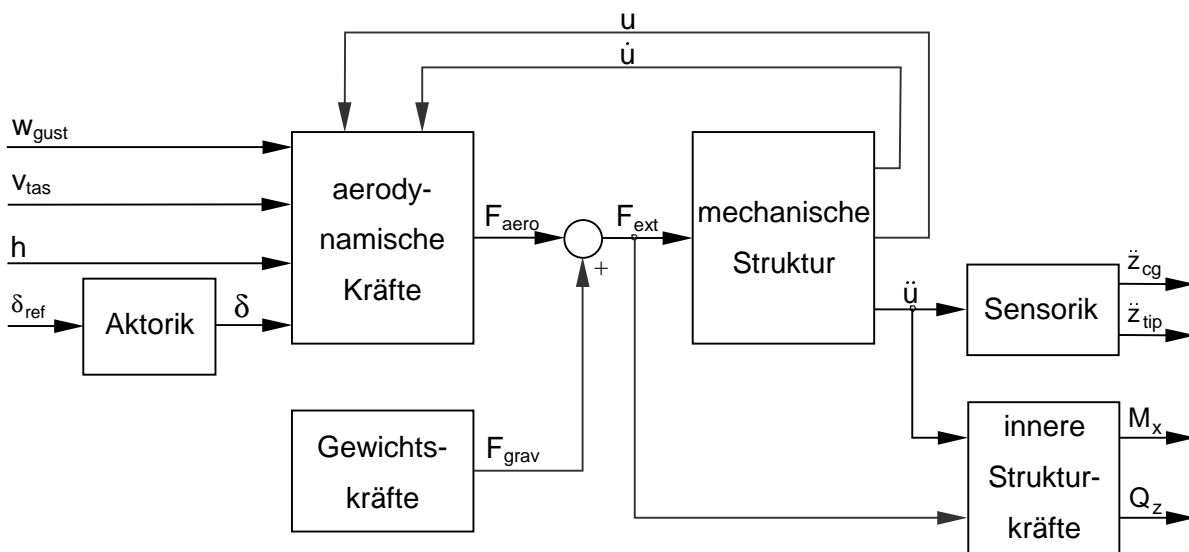


Bild 1: Struktur des Flugzeugmodells

Die aerodynamischen Kräfte werden durch stationäre und instationäre Aerodynamikmodelle beschrieben. Dabei basiert der stationäre Anteil auf Messungen im Windkanal. Der instationäre Anteil berücksichtigt den verzögerten Auf- und Abbau der inkrementellen Kräfte, die durch die beschriebenen Anstellwinkeländerungen infolge vertikaler Böen und elastischer Verformungen und Bewegungen der Struktur entstehen. Das Verzögerungsverhalten wird mit Hilfe der Wagner- und Küssner-Funktionen modelliert [4].

Zusätzliche aerodynamische Kräfte entstehen durch Ausschläge δ von Steuerflächen. Für das betrachtete Flugzeugmodell werden diese Kräfte allein durch stationäre Modelle beschrieben.

Die Kopplung der Aerodynamik mit der mechanischen Struktur erfolgt für jeden Streifen durch die Verteilung der aerodynamischen Kräfte auf die Massen des Strukturmodells. Das Subsystem für die mechanische Struktur in Bild 1 liefert mit den Bewegungsgleichungen der Struktur die zugehörigen Beschleunigungen \ddot{u} , Geschwindigkeiten \dot{u} und Auslenkungen u der Massen. Die Bewegungsgleichungen werden für ein statisch kondensiertes Finite-Elemente-Modell der Struktur mit einer begrenzten Anzahl konzentrierter Massen abgeleitet und durch anschließende modale Reduktion für die relevanten Mode formuliert. Das Subsystem in Bild 1 enthält die modalen Bewegungsgleichungen mit den für die ursprünglichen physikalischen Ein- und Ausgangsgrößen erforderlichen Transformationen. Für das betrachtete Flugzeugmodell werden die Starrkörpermode für Nicken und Schlagen und die flexiblen Mode für die ersten beiden Flügelbiegeschwingungen berücksichtigt.

Ein weiteres Subsystem stellt die für die Strukturdimensionierung interessierenden Verläufe der Querkraft Q_z und des Biegemomentes M_x am Flügel bereit. Ihre Berechnung erfolgt mit Hilfe der so genannten Force-Summation-Methode [4] für die inneren Kräfte und deren Umrechnung auf die gesuchten Schnittgrößen. Die Verläufe werden in Kapitel 3 zur Beurteilung der Absenkung des Lastniveaus durch die aktive Böenlastminderung herangezogen.

Die Beeinflussung der Bewegung des Flugzeuges erfolgt durch Betätigung der Steuerflächen über geregelte hydraulische Stellantriebe. Im Subsystem für die Aktorik wird das dynamische Verhalten dieser Antriebe in vereinfachter Form durch Verzögerungsglieder zweiter Ordnung mit begrenzter Stellgeschwindigkeit und begrenztem Stellweg beschrieben.

Schließlich wird für die Beeinflussung der Bewegungen durch eine Regelung Messinformation benötigt. Für die in Kapitel 4 betrachtete aktive Schwingungsdämpfung stellt das Subsystem für die Sensorik in Bild 1 die Vertikalbeschleunigung \ddot{z}_{cg} im Schwerpunkt des Rumpfes und die Vertikalbeschleunigung \ddot{z}_{tip} der Flügelspitze zur Verfügung.

3 Aktive Böenlastminderung

Beim Durchfliegen extremer Böen können kritische Lasten auftreten, die die Dimensionierung der Struktur eines Flugzeuges bestimmen. In Hinblick auf eine leichtere Bauweise der Struktur wird daher angestrebt, die auftretenden Böenlasten durch automatische Steuerflächenausschläge auf ein niedrigeres Niveau herabzusetzen. Ziel der in diesem Kapitel beschriebenen Böenlastminderung ist die Verringerung der Biegemomente und der Querkräfte an den Flugzeugflügeln. Sie wird im Wesentlichen durch eine Zerstörung des Auftriebs in den äußeren Flügelbereichen durch gezielte Ausschläge der Außenspoiler erreicht. Bild 2 verdeutlicht die Wirkung dieses Eingriffes in die aerodynamischen Verhältnisse an den Flügeln.

Während des normalen Reisefluges ist die Verteilung der Auftriebskraft über der Flügelspannweite durch die im Bild dargestellte gepunktete Linie gegeben. Durchfliegt das Flugzeug eine starke Böe mit einer vertikalen Luftgeschwindigkeit in positiver z-Richtung, stellt sich bei einer gleichmäßigen Wirkung der Böe über der gesamten Spannweite eine Erhöhung des Auftriebes (gestrichelte Linie) ein. Dabei können an den Flügeln dimensionierende Belastungen (Biegemomente und Querkräfte) entstehen. Dies gilt besonders für aerodynamisch optimierte Flügel, die auch noch in den äußeren Bereichen einen hohen Auftrieb erzeugen. Durch Ausschläge der äußeren Spoiler wird das

Auftriebsniveau in den äußeren Flügelbereichen abgesenkt und werden die Lasten reduziert. Die angestrebte Auftriebsverteilung ist in Bild 2 mit der durchgezogenen Linie dargestellt.

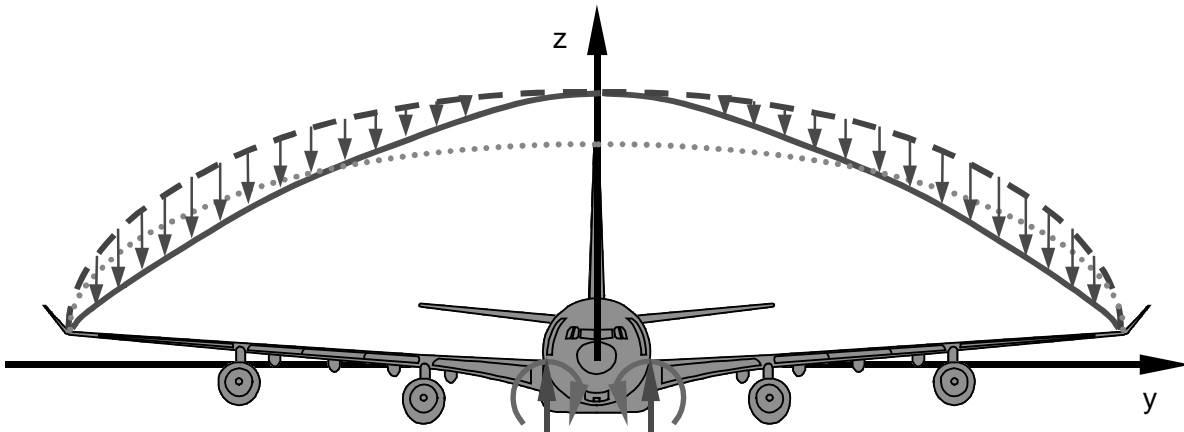


Bild 2: Auftriebsverteilung über der Spannweite ohne und mit Böenlastminderung

Die Böenlastminderung über die Spoiler ist aufgrund des einseitigen Stellbereiches der Spoiler allein für positive Böen mit einer Luftgeschwindigkeit in positiver z-Richtung wirksam.

Aus wirtschaftlichen Gründen und für einen minimalen Eingriff in den Passagierkomfort wird die Böenlastminderung nur bei Auftreten strukturdimensionierender Böen aktiviert. Diese so genannten kritischen Böen sind allerdings weder von ihrem Verlauf noch von ihrer Amplitude und Länge bekannt. Daher werden sie im Folgenden für die Aktivierung der Böenlastminderung indirekt mit Hilfe des Lastvielfachen¹ beschrieben. Dagegen kommt für die Berechnung konkreter Strukturlasten ein Böenmodell mit einem von den Aufsichtsbehörden vorgeschriebenen Böenverlauf [5] zur Anwendung. Es beschreibt so genannte diskrete Böen mit der in Bild 7 dargestellten normierten Vertikalgeschwindigkeit der Luft in Form einer (1-cos)-Funktion. Nach Vorgabe der Böenform existiert weiterhin eine Vielzahl kritischer Modellböen, die sich abhängig von der Fluggeschwindigkeit und Flughöhe in ihrer Amplitude und Länge unterscheiden. Aus dieser Menge sind die Böen mit den größten Belastungen in den betrachteten Strukturbereichen, z.B. an der Flügelwurzel, von Interesse.

Aufgrund der erforderlichen großen Spoilerausschläge und der begrenzten Geschwindigkeiten der Stellantriebe sowie der typischen Verarbeitungstotzeiten (einige 10 Millisekunden) in Flugrechnern und Sensorik von Passagierflugzeugen kommt für eine effektive Böenlastminderung ausschließlich eine vorausschauende Steuerung in Betracht.

¹ Quotient aus Auftriebskraft und Flugzeuggewichtskraft

Bild 3 stellt die Struktur des entwickelten Steuerungskonzeptes dar. Für die frühzeitige Reaktion der Steuerung auf sich nähernde Böen ist in das Steuerungskonzept ein neuartiger Böensensor integriert, der die Vertikalgeschwindigkeit w_{gust} der Luft in einem genügend großen Abstand vor dem Flugzeug fortlaufend mittels Laser-Interferometrie erfasst [6]. Die gemessene Vertikalgeschwindigkeit wird in der nachfolgenden Steuerungsebene für die Böenlastminderung einem Block zur Schätzung des zu erwartenden Lastvielfachen \hat{N}_z zugeführt. Erreicht oder überschreitet das geschätzte Lastvielfache einen bestimmten Grenzwert \bar{N}_z , wird von einer kritischen Böe ausgegangen und die Steuerung aktiviert.

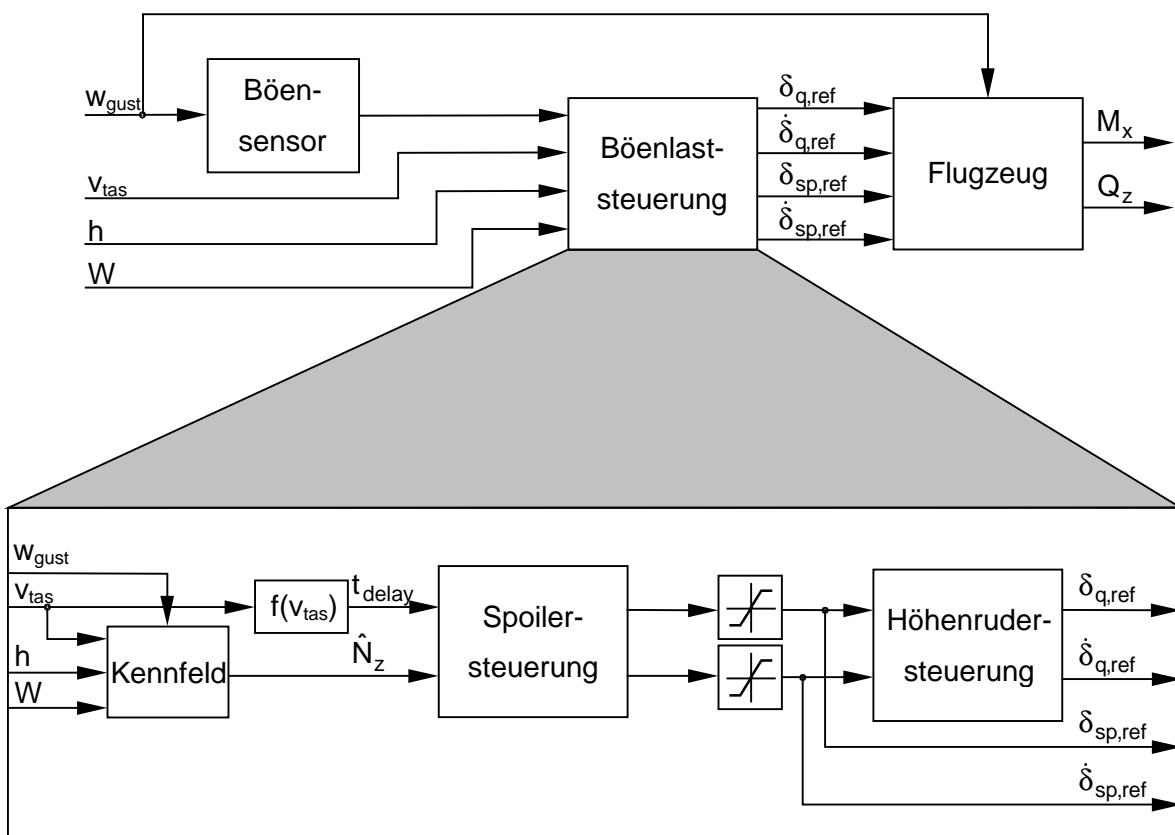


Bild 3: Struktur des Steuerungskonzeptes zur Böenlastminderung

Die Dimensionierung der Struktur für Böenlasten erfolgt üblicherweise für Werte $N_z = 2.0-2.5$ des Lastvielfachen. Der aus diesem Bereich gewählte Wert kann gleichzeitig als Grenzwert \bar{N}_z für eine Aktivierung der Steuerung dienen. Aus [7] geht hervor, dass Werte $N_z > 1.5$ des Lastvielfachen infolge Böen nur einmal in etwa 500 Flugstunden auftreten. Über die Wahl des Grenzwertes ist damit sichergestellt, dass die Steuerung, wie oben beschrieben, für $\hat{N}_z \geq \bar{N}_z$ nur in den seltenen Ausnahmefällen strukturdimensionierender Böenlasten aktiviert wird.

Die Schätzung des zu erwartenden Lastvielfachen \hat{N}_z erfolgt mit Hilfe der so genannten Pratt-Formel [8]. In die Rechnung gehen die Vertikalgeschwindigkeit w_{gust} , die Flugeschwindigkeit v_{tas} , die Flughöhe h und das momentane Flugzeuggewicht W ein, die vom Flugregelungssystem bezogen werden. Der Zusammenhang ist in der Steuerung in Form eines mehrdimensionalen Kennfeldes abgelegt.

Nach ihrer Aktivierung betätigt die Spoilersteuerung nach Ablauf einer Wartezeit t_{delay} die Spoiler, indem sie an die zugehörigen Aktorregelkreise Zeitverläufe $\delta_{sp,ref}$ für die Solllage und $\dot{\delta}_{sp,ref}$ für die maximal mögliche Sollgeschwindigkeit ausgibt. Dadurch fahren die Spoiler auf einen vorgegebenen maximalen Wert $\delta_{sp,max}$ aus. Gleichzeitig wird zur Vermeidung einer Nickbewegung das Höhenruder über die Sollzeitverläufe $\delta_{q,ref}$ und $\dot{\delta}_{q,ref}$ betätigt. Das für die angepasste Bewegung des Höhenruders erforderliche Verhältnis $k_{q,sp} = \delta_{q,ref} / \delta_{sp,ref} = \dot{\delta}_{q,ref} / \dot{\delta}_{sp,ref}$ zwischen den Sollverläufen ist in der Höhenrudersteuerung abgelegt. Die Größen $\delta_{sp,max}$ und $k_{q,sp}$ werden, wie weiter unten beschrieben, in der Parametrierungsphase der Steuerung ermittelt.

Die Spoiler und das Höhenruder bleiben ausgeschlagen, bis das Flugzeug die Böe passiert hat. Wird während dieser Zeit keine neue kritische Böe detektiert, werden die Spoiler mit maximaler Geschwindigkeit und das Höhenruder mit der angepassten Geschwindigkeit in die Nulllage zurückgebracht.

Der beschriebene Ablauf bei einer Aktivierung der Steuerung wird durch die nachfolgenden Bilder veranschaulicht.

Bild 4 zeigt das Flugzeug im normalen Reiseflug. Der Böensensor erfasst in einem festen Abstand $s_{detection}$ vor dem Flugzeug fortlaufend die Vertikalgeschwindigkeit der Luft. Die dargestellte Böe ist noch außerhalb der Sensorreichweite.

In Bild 5 wird mit der vertikalen Luftgeschwindigkeit $w_{gust,crit}$ eine für den aktuellen Flugzustand kritische Böe erkannt ($\hat{N}_z = \bar{N}_z$) und die Steuerung aktiviert. Nun wird abhängig von der Flugeschwindigkeit v_{tas} die Wartezeit t_{delay} berechnet, nach deren Ablauf die oben beschriebene Betätigung der Spoiler und des Höhenruders beginnen muss. Das Flugzeug erreicht nach dieser Zeit mit der Flugstrecke s_{delay} einen so genannten Aktivierungspunkt, ab dem der im Diagramm dargestellte Solllageverlauf auf die Aktorregelkreise für die Spoiler aufgeschaltet wird.

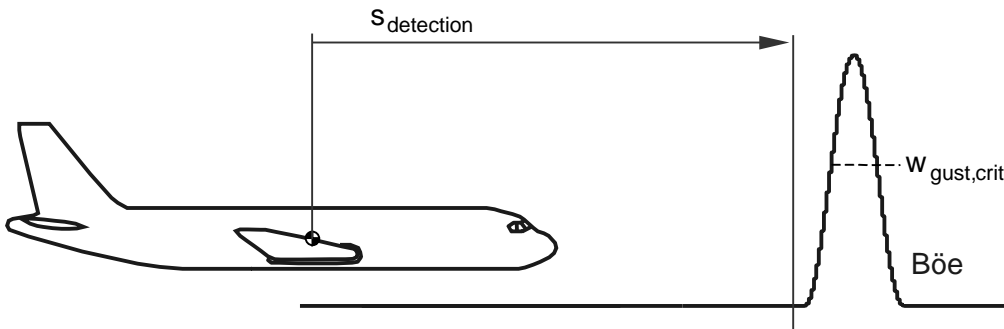


Bild 4: normaler Reiseflug

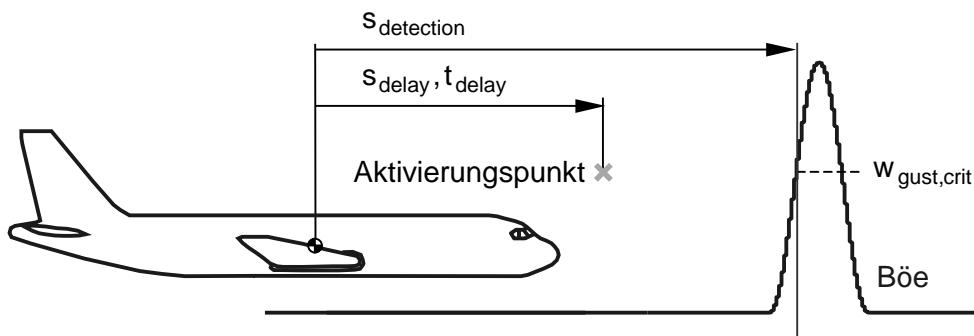


Bild 5: Detektion einer kritischen Böe

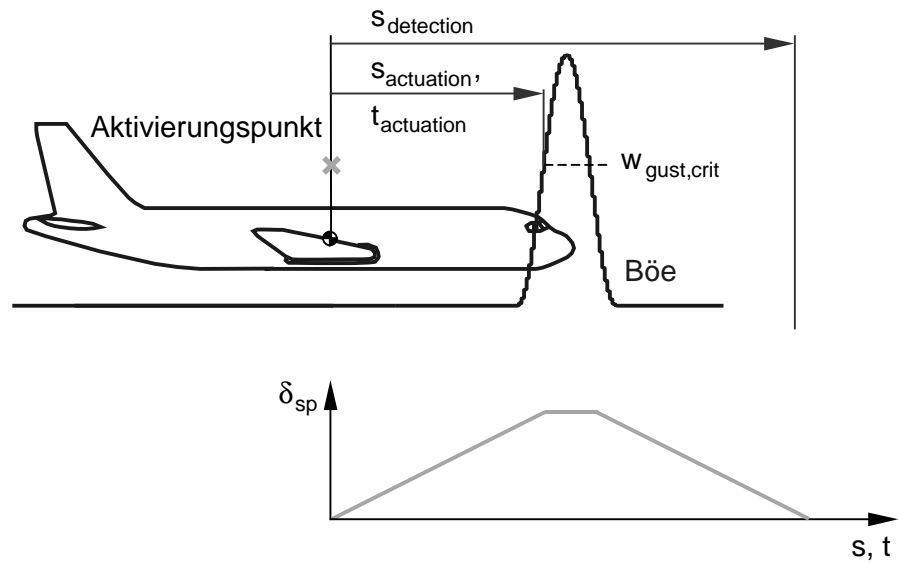


Bild 6: Erreichen des Aktivierungspunktes

Bild 6 zeigt das Flugzeug bei Erreichen des Aktivierungspunktes. Die verbleibende Zeit $t_{\text{actuation}}$ bis zum Auftreffen der Böe auf den Flügel reicht gerade aus, um die Spoiler auf den vorgegebenen Maximalwert auszuschlagen.

Ein für die Realisierung der Steuerung zur Böenlastminderung wichtiger Aspekt ist die minimal erforderliche Sensorreichweite. Sie ist abhängig von den Verarbeitungstotzeiten in der Steuerung (z.B. Sensor- und Rechentotzeiten), der erforderlichen Zeit $t_{\text{actuation}}$ zur Betätigung der Spoiler, der maximalen Fluggeschwindigkeit $v_{\text{tas,max}}$ und dem Abstand zwischen Böensensor und Flügel. Für die in diesem Beitrag verwendeten Modelldaten ergibt sich eine minimal erforderliche Reichweite $s_{\text{detection,min}} = 83$ m. Bei dieser Sensorreichweite und maximaler Reisegeschwindigkeit gilt $t_{\text{delay}} = 0$. Für den Test der Steuerung in der Simulation wurde mit einer technisch realistischen Sensorreichweite von 180 m gearbeitet.

Die Realisierung der Steuerungslogik erfolgte in der verwendeten Entwicklungsumgebung MATLAB/Simulink in Form eines Zustandsdiagramms mit Stateflow.

Für die Parametrierung der Steuerung sind der Spoilerausschlag $\delta_{\text{sp,max}}$ und das Verhältnis $k_{\text{q,sp}}$ zwischen den Sollverläufen für Höhenruder und Spoiler zu ermitteln. Beide Größen werden mit Hilfe des in Kapitel 2 beschriebenen Flugzeugmodells durch rechnergestützte Optimierung bestimmt.

Aufgrund des in guter Näherung linearen Zusammenhanges zwischen der angepassten Höhenruderbetätigung und dem Spoilerausschlag kann das Verhältnis $k_{\text{q,sp}}$ durch einen konstanten Faktor dargestellt werden. Zu dessen Berechnung werden in der Simulation des Reiseflugs die Spoiler mit einem typischen Solllageverlauf entsprechend Bild 5 betätigt. Durch Minimierung der resultierenden Nickbeschleunigung über den Faktor $k_{\text{q,sp}}$ als freien Parameter erhält man den gesuchten Wert für die Höhenrudersteuerung. Verschiedene Optimierungsläufe haben gezeigt, dass sich dieser Wert für unterschiedliche Parametrierungen des verwendeten Modells (Flugzeuggewicht, Schwerpunktlagen, etc.) nur wenig unterscheidet, so dass für den Zweck der Böenlastminderung mit einem festen Wert gearbeitet werden kann.

Zur Ermittlung des erforderlichen Spoilerausschlages kommt das Flugzeugmodell mit der Steuerung zur Böenlastminderung und bereits parametrierter Höhenrudersteuerung zum Einsatz, das in der Simulation die schlimmste angenommene Modellböe mit der größten resultierenden Strukturbelastung durchfliegt. Für dieses Experiment wird, stellvertretend für die Gesamtlasten am Flügel, der maximale Betrag des inkrementellen Biegemomentes an

der Flügelwurzel mit dem Spoilerausschlag $\delta_{sp,max}$ minimiert. Dabei muss aus Gründen der Steuerbarkeit des Flugzeuges der Spoilerausschlag unterhalb einer gegebenen Schranke bleiben. Diese Bedingung fließt in den Optimierungsprozess als Nebenbedingung ein. Eine weitere Nebenbedingung stellt zusätzlich sicher, dass der minimale Wert des Biegemomentes mit Böenlastminderung das Minimum des Biegemomentes ohne Böenlastminderung nicht unterschreitet. Dadurch wird vermieden, dass durch die Böenlastminderung bei einer auf eine positive kritische Böe plötzlich folgenden negativen Böe, für die die Steuerung nicht wirksam ist, eine erhöhte Belastung der Struktur eintritt. Der Optimierungsprozess endet mit dem gesuchten Spoilerwinkel $\delta_{sp,max}$. Die Steuerung senkt mit diesem Wert für kritische Böen die zugehörigen Strukturlasten am Flügel weitest möglich ab.

Die für die beschriebene Parametrierung der Steuerung erforderlichen Optimierungen wurden mit Hilfe des im CLM entwickelten System Optimization Tools durchgeführt [9]. Das Werkzeug setzt auf die Entwicklungsumgebung MATLAB/Simulink und die zugehörige Optimization Toolbox auf. Für die Optimierung kam der auf dem SQP-Verfahren basierende Constraint-Algorithmus [10] zur Anwendung.

Im Folgenden wird die Funktionalität der Steuerung anhand von Ergebnissen aus der Simulation demonstriert. Dazu durchfliegt das betrachtete Flugzeug die in Bild 7 dargestellte, schlimmste angenommene Modellböe mit der Geschwindigkeit $v_{tas} = 180$ m/sec. Die Simulation beginnt in dem Augenblick, in dem die Böe im Abstand von $s_{detection} = 180$ m in die Reichweite des Böensensors kommt. Nach einer Zeit von 0.185 Sekunden detektiert die Steuerung für $\hat{N}_z = \bar{N}_z = 2.0$ die kritische Böe mit der zugehörigen Vertikalgeschwindigkeit $w_{gust,crit} = 7.4$ m/sec.

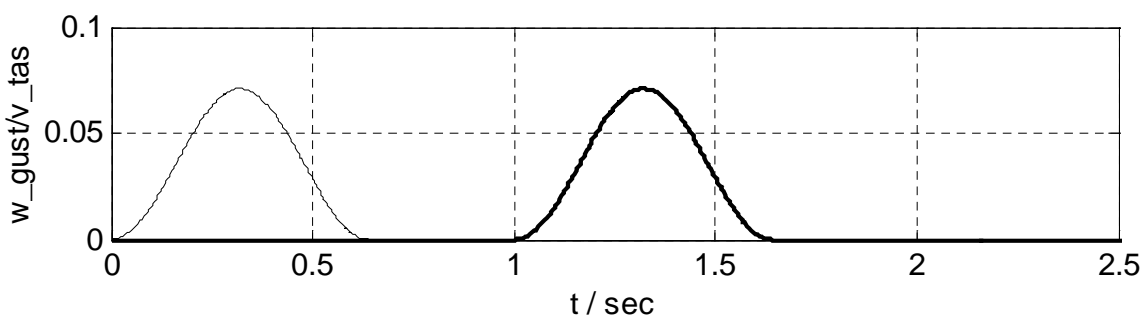


Bild 7: kritische Modellböe in Reichweite des Böensensors (dünn) und an der Flugzeugnase (fett)

Beim Auftreffen der Böe auf das Flugzeug (zum Zeitpunkt 1.0 sec) stellen sich die in Bild 8 dargestellten Zeitverläufe für das Biegemoment an der Flügelwurzel ein. Dabei werden die

Verläufe aus Experimenten mit und ohne Böenlastminderung gegenübergestellt. Das maximale Wurzelbiegemoment mit Böenlastminderung ist um etwa 15% kleiner als das ohne Böenlastminderung. Der minimale Wert des Biegemomentes ohne Böenlastminderung wird mit der Böenlastminderung nicht unterschritten.

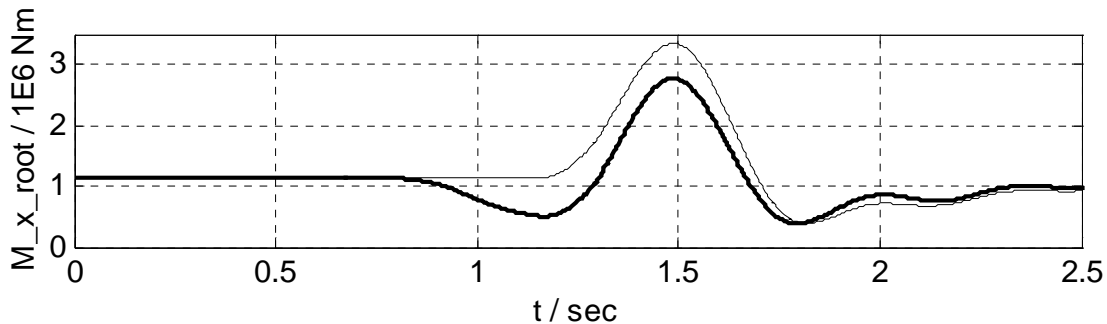


Bild 8: Biegemoment an der Flügelwurzel ohne (dünn) und mit (fett) Böenlastminderung

Die Lastminderung wird mit der Steuerung durch den in Bild 9 gezeigten Ausschlag der Spoiler und des Höhenruders erreicht. Wie zu den Bildern 4 bis 6 beschrieben, werden die Spoiler bereits vor dem Auftreffen der Böe auf das Flugzeug im so genannten Aktivierungspunkt betätigt. Gemäß Bild 9 ist die Wartezeit $t_{\text{delay}} \approx 0.63 \text{ sec}$. Der Spoilerwinkel erreicht und hält den Wert $\delta_{\text{sp,max}} = 15^\circ$ während die Böe mit $w_{\text{gust}} \geq w_{\text{gust,crit}}$ das Flugzeug überstreicht. Der Spoilerausschlag bleibt unterhalb der für die Steuerbarkeit des Flugzeuges gegebenen Schranke von 25° . Nach Unterschreiten der kritischen Vertikalgeschwindigkeit werden die Spoiler mit der maximalen und das Höhenruder mit einer angepassten Geschwindigkeit eingefahren.

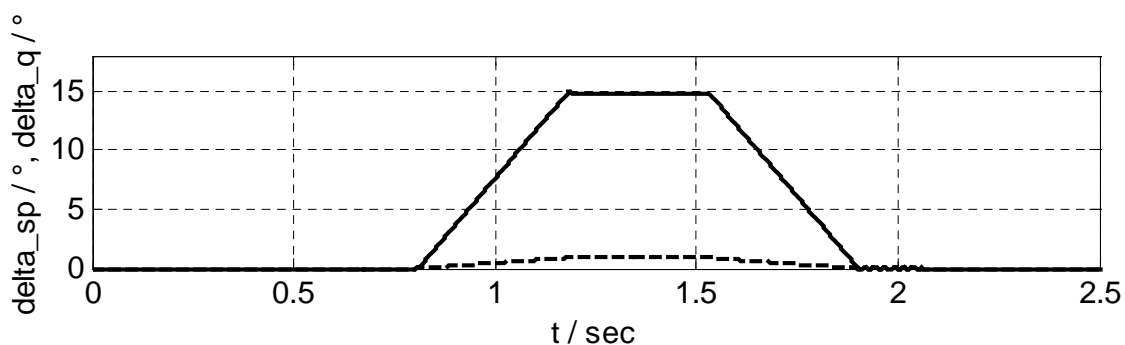


Bild 9: Ausschlag von Spoilern und Höhenruder (gestrichelt) für die Böenlastminderung

Bei Betrachtung der Bilder 10 und 11 erkennt man, dass nicht nur das Biegemoment an der Flügelwurzel reduziert, sondern eine generelle Absenkung der Lasten über der Flügelspannweite um mehr als 10% erreicht wird. Die Ergebnisse verdeutlichen das für die Verhältnisse

im Flugzeugbau große Potenzial der Böenlastminderung für eine Verringerung des Flügelgewichtes.

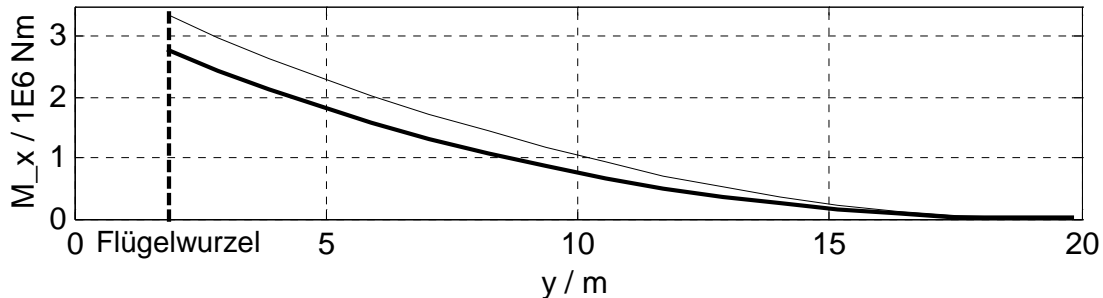


Bild 10: maximales Biegemoment über dem Flügel ohne (dünn) und mit (fett) Böenlastminderung

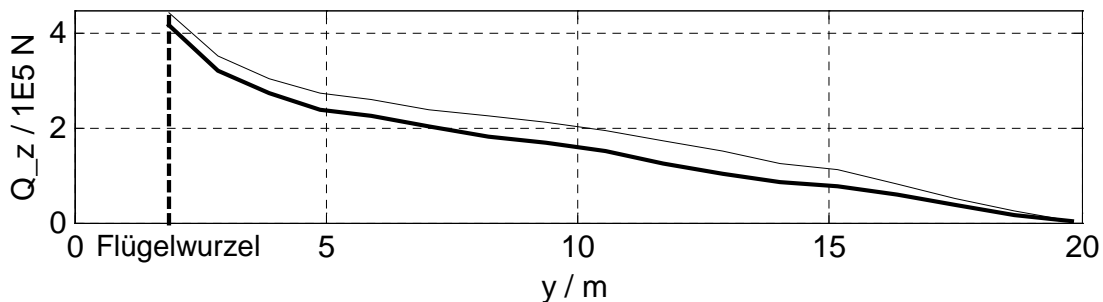


Bild 11: maximale Querkraft über dem Flügel ohne (dünn) und mit (fett) Böenlastminderung

4 Aktive Flügelschwingungsdämpfung

Weitere wichtige Aspekte beim Entwurf eines Flugzeuges sind der Passagierkomfort und das Ermüdungsverhalten der Struktur. Diese werden unter anderem durch Strukturschwingungen beeinträchtigt. Bei einer leichteren Bauweise und bei größeren Strukturen verschieben sich die Schwingungen zunehmend in den komfortbestimmenden niederfrequenten Bereich, so dass geeignete Maßnahmen zur Dämpfung der Schwingungen erforderlich werden. Hier bietet der aktive Eingriff über die Steuerflächen ein großes Potenzial ohne eine Erhöhung des Strukturgewichtes. Die aktive Dämpfung von Schwingungen kann zusätzlich eine Verminderung von Strukturlasten bewirken. In [11] wurde aus diesem Grund eine aktive Schwingungsdämpfung für den Koplanar-Mode des Höhenleitwerks entworfen.

In diesem Kapitel wird eine schwingungsdämpfende Regelung für die Flugzeugflügel vorgestellt. Der aktive Eingriff in die elastischen Bewegungen der Flügel erfolgt dabei über die Querruder. Als Messgrößen werden die Vertikalbeschleunigungen an beiden Flügelspitzen und die Vertikalbeschleunigung des Rumpfes im Schwerpunkt verwendet. Die

Messung der Beschleunigungen an den Flügelspitzen ergibt für die beiden betrachteten Biegeschwingungsmoden der Flügel die größten Signalamplituden.

Für den Entwurf der Regelung wird von entkoppelten Regelkreisen für beide Flügel ausgegangen. Damit kann für den Regelungsentwurf wieder das in Kapitel 2 vorgestellte Flugzeughalbmodell zur Anwendung kommen. Es berücksichtigt die flexiblen Mode für die ersten beiden Flügelbiegeschwingungen, deren Eigenfrequenzen für eine geringe Treibstoffmenge in den Flügeltanks bei 2.5 Hz und 6 Hz liegen. Für diese Werte wird im Folgenden exemplarisch der Regelungsentwurf beschrieben. Die Anpassung der Regelung an andere Betankungszustände kann im Betrieb mit Hilfe der Methode des Gain-Scheduling erfolgen.

Bild 17 zeigt den Amplitudengang zwischen der Böenanregung und der relativen Beschleunigung an der Flügelspitze (Differenz der Beschleunigungen von Flügelspitze und Rumpf). Aufgrund ihrer Dominanz kann man sich beim Entwurf der Regelung im Wesentlichen auf die niederfrequente Flügelschwingung mit dem größten Einfluss auf den Passagierkomfort konzentrieren.

Schwingungen im Frequenzbereich von 2 bis 3 Hz werden aufgrund der sich in diesem Bereich bewegenden Resonanzfrequenz des Magens vom Passagier als besonders unangenehm wahrgenommen. Das primäre Ziel des Regelungsentwurfes ist daher eine möglichst gute Dämpfung des dominanten Flügelschwingungsmodes bei 2.5 Hz. Der zweite Mode und im Modell nicht berücksichtigte höherfrequente Mode sollten durch die Regelung gedämpft oder zumindest zur Vermeidung von Eigenwert-Spillover [12] nicht angefacht werden. Als wichtigste Forderung darf die schwingungsdämpfende Regelung die Steuereingriffe des Piloten und des Flugregelungssystems nicht spürbar beeinflussen. Sie muss also in einem für diese Kommandos relevanten unteren Frequenzbereich möglichst unwirksam sein.

Zur Erfüllung der oben genannten Ziele und Forderungen wurde in Anlehnung an bestehende Systeme für die aktive Dämpfung von Rumpfschwingungen [2] die in Bild 12 dargestellte Regelungsstruktur gewählt. Sie ist leicht nachvollziehbar, geeignet für eine robuste Auslegung und erfordert einen geringen Realisierungsaufwand - Eigenschaften, die für die Implementierung im Flugzeug überaus förderlich sind.

Dem schwingungsdämpfenden Regler werden als Messgrößen die Beschleunigung des Rumpfes \ddot{z}_{cg} und der Flügelspitze \ddot{z}_{tip} zugeführt. Daraus entsteht durch Differenzbildung die relative Beschleunigung $\Delta\ddot{z}_{tip}$ an der Flügelspitze, die für die Dämpfung der Bewegungen des Flügels relativ zum Rumpf besonders geeignet ist. Das nachgeschaltete Bandpassfilter vermeidet im unteren Frequenzbereich eine zu große Wirkung der Regelung auf die Eingriffe

des Piloten und des Flugregelungssystems. Durch die Abschwächung der Stellgröße für das Querruder im oberen Frequenzbereich wird das Anfachen nicht im Entwurf berücksichtigter höherfrequenter Strukturschwingungen vermieden. Für eine ausreichende Filterwirkung wurde für die oben genannten Eigenfrequenzen der Flügelschwingungen ein Bandpass vierter Ordnung mit einem Durchlassbereich von 1 Hz bis 8 Hz gewählt. Als eigentlicher Regler kommt ein realer PID-Regler [13] zum Einsatz. Dabei wird jedoch im integralen Pfad des Reglers ein Verzögerungsglied erster Ordnung verwendet, das sich durch eine geeignete Wahl der Zeitkonstanten im relevanten Frequenzbereich wie ein Integrator verhält. Dies vermeidet einen bleibenden integralen Stellanteil und einen dadurch bedingten unerwünschten Querruderausschlag. Der Regler weist als freie Parameter drei Verstärkungen und eine Realisierungszeitkonstante für den realen D-Anteil auf.

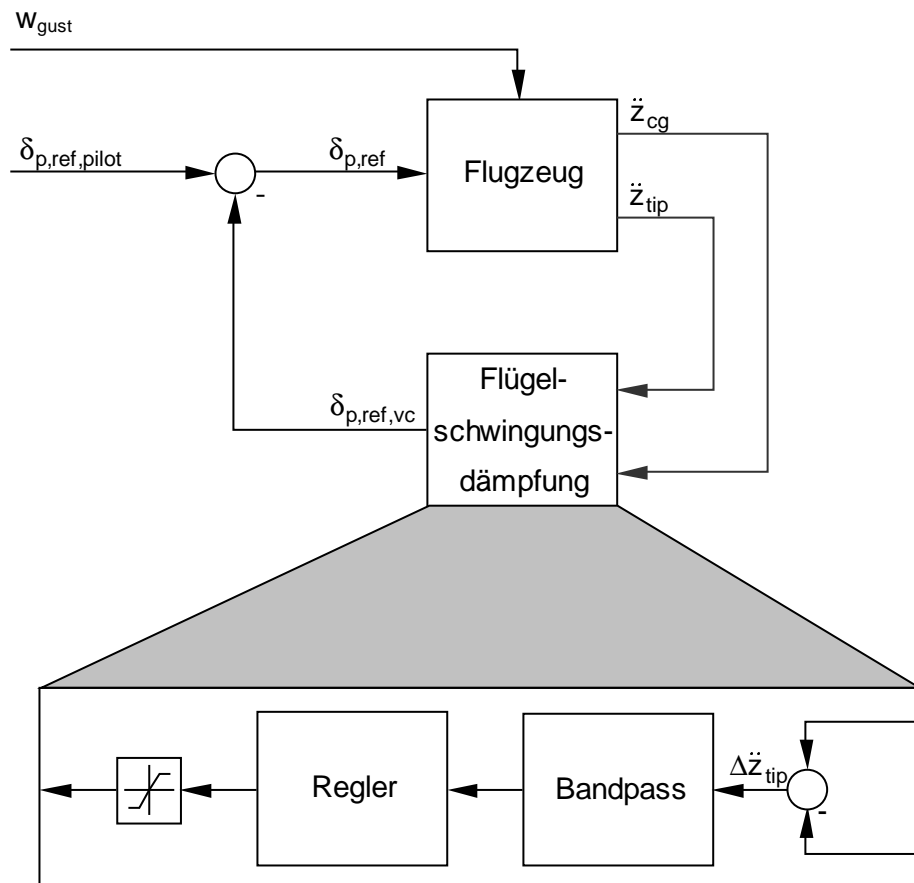


Bild 12: Struktur der Regelung zur Dämpfung von Flügelschwingungen

Die Ermittlung geeigneter Reglerparameter erfolgt für das in Bild 12 dargestellte Gesamtsystem durch rechnergestützte Optimierung mit Hilfe des bereits in Kapitel 3 eingesetzten Optimierungswerkzeuges. Dabei wird im zugehörigen nichtlinearen Simulationsmodell für die Abarbeitung der Regelung im Flugrechner eine Verarbeitungstzeit von 0.01 sec berücksichtigt. Als Zielfunktion (Gütefunktional) wird die

zeitgewichtete quadratische Regelfläche der relativen Beschleunigung an der Flügelspitze gewählt und deren Minimum bezüglich der freien Reglerparameter bestimmt. Mit der vierten Potenz der Zeit als Gewichtung in der Zielfunktion wird eine gute schwingungsdämpfende Wirkung der Regelung erzielt. Zur Anregung beider Flügelschwingungsmoden wird auf das verwendete Simulationsmodell eine Böe in Form eines Blockimpulses von geeigneter Dauer und Amplitude aufgeschaltet.

Als Ausgangspunkt für die Optimierung dient ein mit Hilfe des allgemeinen Nyquist-Kriteriums [13] ermittelter Parametersatz für einen Startregler. Für dessen Auslegung ist als Ersatzregelstrecke die Reihenschaltung von Flugzeugmodell und Bandpassfilter mit dem Querrudersollwinkel $\delta_{p,ref}$ als Stellgröße und dem Ausgang des Bandpasses als Regelgröße zu betrachten.

Im Folgenden wird die Funktionalität der schwingungsdämpfenden Regelung anhand von Ergebnissen aus der Simulation demonstriert. Im betrachteten Experiment trifft die in Bild 13 dargestellte (1-cos)-förmige Modellböe die Flugzeugnase bei einer Geschwindigkeit von $v_{tas} = 180$ m/sec. Die Bilder 14 bis 16 stellen die zugehörigen Zeitantworten dar. Wie man Bild 14 entnehmen kann, wird die Flügelvorderkante nach etwa 0.1 sec erreicht.

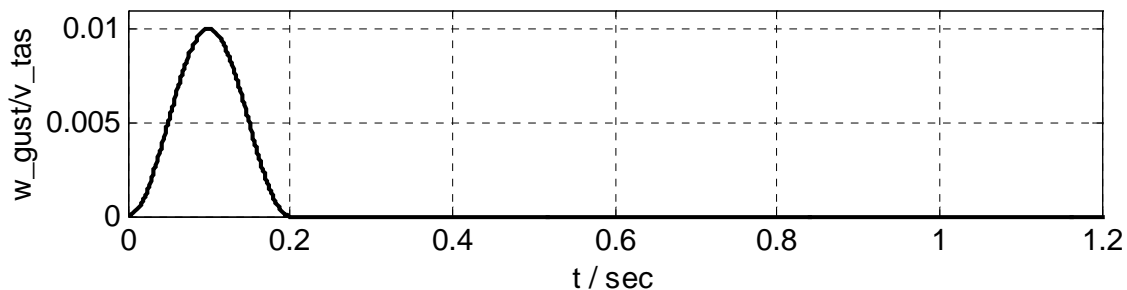


Bild 13: Modellböe für die Simulation

Die Verläufe der relativen Beschleunigung an der Flügelspitze in Bild 14 zeigen die Wirksamkeit der aktiven Schwingungsdämpfung. Im Gegensatz zum langsamen natürlichen Abklingen der Flügelschwingung für den ungeregelten Fall ist die Schwingung mit der optimalen Regelung etwa 0.3 sec nach Auftreffen der Böe auf den Flügel ausgegletzt, was sich günstig auf das Ermüdungsverhalten der Struktur auswirken kann. Die Beschleunigungsspitze bei Auftreffen der Böe und die damit verbundene Strukturbelastung wird durch die Regelung nur in geringem Maße gemindert. Für eine stärkere Abminderung käme eine zusätzliche vorausschauende Aufschaltung des Böensensorsignals aus Kapitel 3 über ein FIR-Filter [14] auf den Querrudersollwinkel bei einer gleichzeitigen Betätigung des Höhenruders in Betracht.

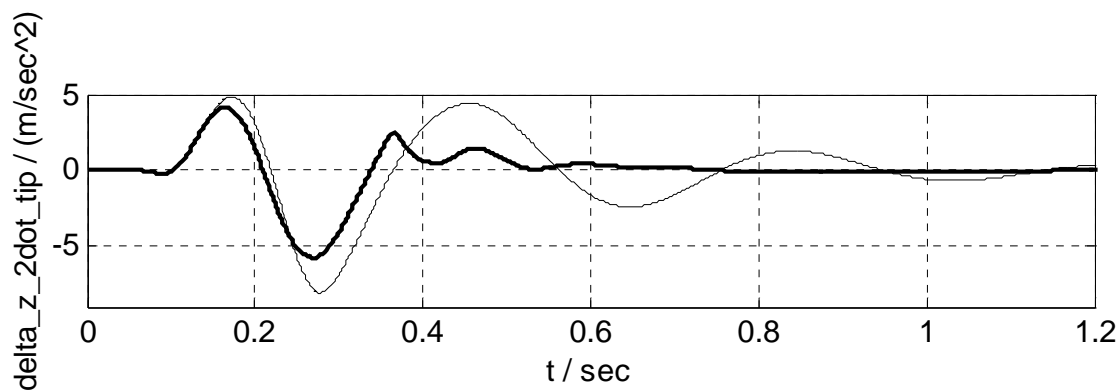


Bild 14: relative Beschleunigung an der Flügelspitze, ungeregelt (dünn) und geregelt (fett)

Die komfortsteigernde Wirkung der Regelung wird anhand der Verläufe der Rumpfbeschleunigung in Bild 15 deutlich. Auch hier ist die Schwingung etwa 0.3 sec nach Auftreffen der Böe auf den Flügel ausgeregelt. Im Vergleich zum unregulierten Fall erfährt der Passagier durch die Dämpfung der als unangenehm empfundenen Schwingung mit der Frequenz von 2.5 Hz eine deutliche Komfortverbesserung. Der Aufbau der Rumpfbeschleunigung bis etwa 0.2 sec ist mehr auf die niederfrequenten Anteile im Böenspektrum zurückzuführen.

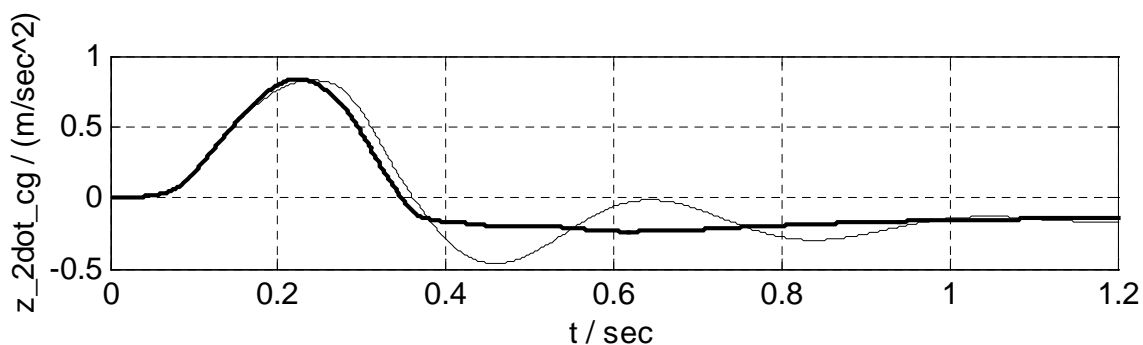


Bild 15: Beschleunigung am Rumpf, ungeregelt (dünn) und geregelt (fett)

In Bild 16 sind der Ausschlag und die Geschwindigkeit der Querruder für die aktive Schwingungsdämpfung dargestellt. Die Stellantriebe geraten für die betrachtete Böen-anregung kurzzeitig in die Geschwindigkeitsbegrenzung, wodurch während dieser Zeit die Regelgüte leidet. Die Ergebnisse könnten demnach durch schnellere Aktoren weiter verbessert werden.

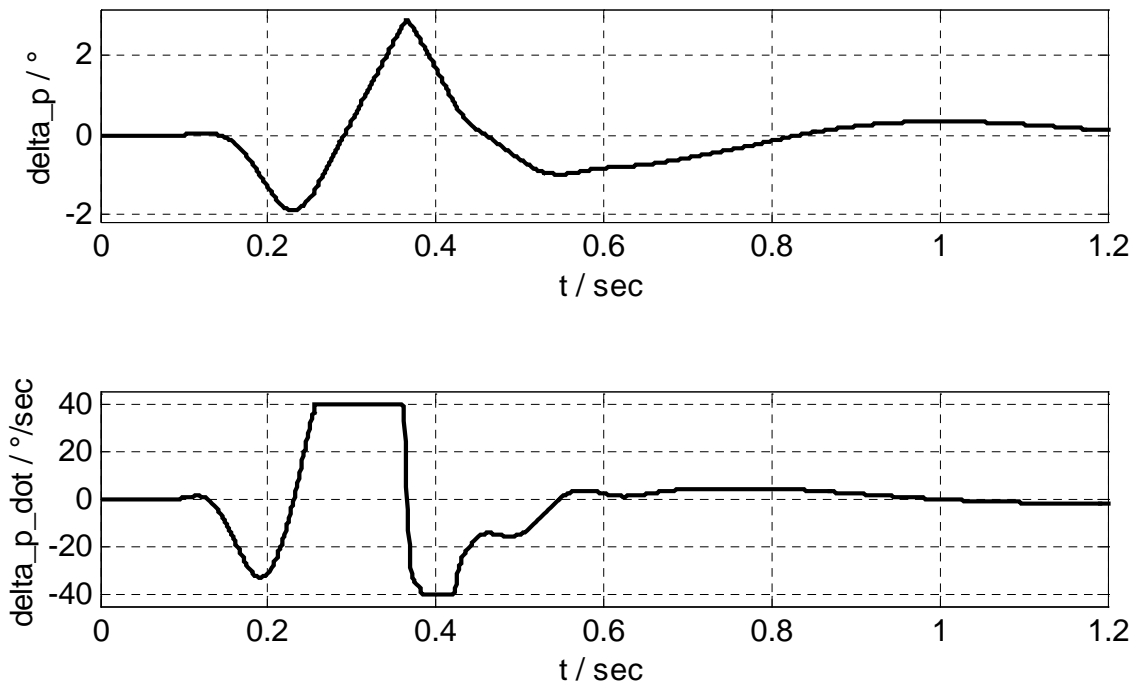


Bild 16: Querruderausschlag und –geschwindigkeit

Zur Beurteilung des Einflusses der Regelung auf die einzelnen Mode der Flügelschwingung ist die Betrachtung im Frequenzbereich geeignet. Bild 17 zeigt den Amplitudengang zwischen der Böenanregung und der relativen Beschleunigung an der Flügelspitze für das unregelte und geregelte System. Die erste Eigenschwingung wird durch die Regelung deutlich gedämpft und die zweite Eigenschwingung in ihrer Amplitude abgesenkt. Im Frequenzbereich von 1 Hz bis etwa 8 Hz ist die Regelung gut wirksam. Zwischen 8 Hz und 20 Hz tritt mit der Regelung im Vergleich zum unregulierten System eine geringfügige Erhöhung der Amplitudenverstärkung ein, die jedoch keine Nachteile mit sich bringen dürfte.

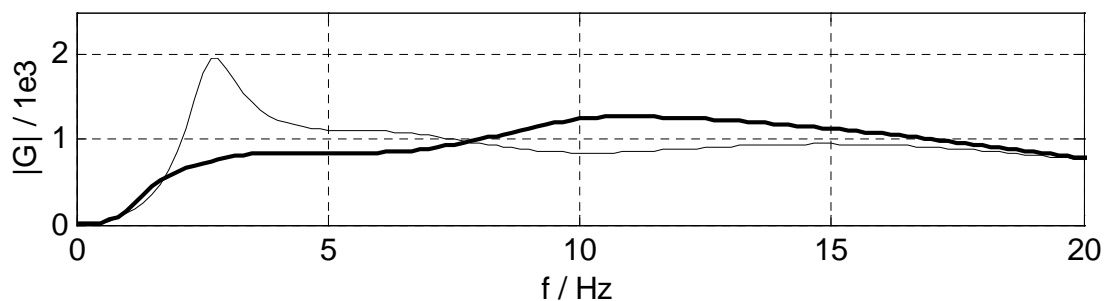


Bild 17: Amplitudengang zwischen der Böenanregung und der relativen Beschleunigung an der Flügelspitze, unregelt (dünn) und geregelt (fett)

Die komfortsteigernde Wirkung der Regelung für die aktive Schwingungsdämpfung könnte bei genügend schnellen Stellantrieben bis zum Auftreten kritischer Böen genutzt werden. Ab

dieser Grenze greift die in Kapitel 3 beschriebene Steuerung zur Böenlastminderung. Zur Vermeidung von Konflikten im Zusammenspiel beider Systeme wird davon ausgegangen, dass jeweils nur ein System aktiv sein soll. Bei Auftreten kritischer Böen wird die Schwingungsdämpfung deaktiviert und die Funktion von der Böenlastminderung übernommen.

5 Zusammenfassung und Ausblick

In diesem Beitrag wurden für ein generisches Passagierflugzeug der Airbus-Familie eine Steuerung zur aktiven Böenlastminderung und eine Regelung zur aktiven Dämpfung von Biegeschwingungen an den Flugzeugflügeln vorgestellt. Die Wirksamkeit der entwickelten Konzepte wurde durch Simulation nachgewiesen. Der Entwurf der Systeme erfolgte durch werkzeuggestützte Optimierung.

Die entworfenen Systeme zeigen ein großes Potenzial für die Realisierung leichter Strukturen und für die Verbesserung des Passagierkomforts.

Durch die Böenlastminderung werden für die schlimmste angenommen Böe mit der größten Strukturbelastung sowohl die Biegemomente als auch die Querkräfte über dem gesamten Flügel um mehr als 10% reduziert.

Die aktive Schwingungsdämpfung dämpft effektiv die erste Eigenschwingung der Flügel bei 2.5 Hz und die Auswirkung dieser Schwingung auf die Rumpfbeschleunigung. Dies bewirkt eine deutliche Komfortverbesserung in einem für die Passagiere unangenehmen Frequenzbereich. Das schnelle Ausregeln der Flügelschwingungen und die Reduktion der auftretenden Beschleunigungsspitzen an den Flügeln kann sich zudem günstig auf das Ermüdungsverhalten der Struktur auswirken und zusätzliches Potenzial für eine leichtere Bauweise bieten. Die Schwingungsdämpfung kann durch eine vorausschauende Aufschaltung des Böensensorsignals aus der Böenlastminderung und schnellere Stellantriebe weiter verbessert werden.

Die klare Trennung der Arbeitsbereiche von Böenlastminderung und Schwingungsdämpfung stellt das konfliktfreie Zusammenspiel sicher. Die Steuereingriffe des Piloten und des Flugregelungssystems werden dabei so wenig wie möglich beeinflusst.

Der aktive Eingriff in die Belastungen und elastischen Bewegungen eines Flugzeuges eröffnet neue Möglichkeiten auf dem Weg zu mehr wirtschaftlichen und komfortablen Flugzeugen.

Literaturverzeichnis

- [1] E.T. Raymond, C.C. Chenoweth: Aircraft flight actuation system design. Society of Automotive Engineers Inc., USA, 1993.
- [2] K. Seyffarth, M. Lacabanne, K. König, H. Cassan: Comfort in turbulence for a large civil transport aircraft. International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics (IFASD), Strasbourg, March 1993.
- [3] G. Beuck, L. Merz: Module-oriented modeling of aircraft structural behaviour. 2nd MathMod Conference, Vienna, February 5 - 7, 1997.
- [4] H.W. Foersching: Grundlagen der Aeroelastik. Springer Verlag, Berlin, 1974.
- [5] Unknown: Federal Aviation Regulations FAR 25.341. Federal Aviation Administration (FAA).
- [6] D. Soreide, R.K. Bogue, L.J. Ehernberger, H. Bagley: Coherent lidar turbulence measurement for gust load alleviation. NASA TM-104318, National Aeronautics and Space Administration, Edwards, USA, 1996. Aufsatz verfügbar auf der Homepage www.nasa.gov.
- [7] Unknown: An evaluation of methods to separate maneuver and gust load factors from measured acceleration time histories. DOT/FAA/AR-99/14, Federal Aviation Administration, Washington, USA, 1999. Aufsatz verfügbar auf der Homepage www.tc.faa.gov.
- [8] F.M. Hoblit: Gust loads on aircraft – concepts and applications. AIAA education series, Washington, USA, 1988.
- [9] S. Klotzbach, S. Oedekoven, O. Grassmann: Optimierung im mechatronischen Entwicklungsprozess. VDI-Mechatroniktagung 2003, Fulda, 7.-8. Mai 2003.
- [10] A. Grace: MATLAB Optimization Toolbox User's Guide. The MathWorks Inc., Natic, Mass., USA, 1997.
- [11] M. Kordt, Chr. Ballauf, D. Joos: Lastenreduktion an Großflugzeugen durch die aktive Bedämpfung der Koplanarbewegung des Höhenleitwerks. Automatisierungstechnik 50 (2002), Heft 9, S. 451-457.
- [12] M.J. Balas: Feedback control of flexible systems. IEEE Transaction on Automatic Control, Vol. AC-23, pp. 673-679, 1978.

- [13] O. Föllinger: Regelungstechnik - Einführung in die Methoden und ihre Anwendungen. Hüthig Verlag, 1994.
- [14] H. Henrichfreise, J. Jusseit: Modellprädiktive Zustandsregelung für einen elastischen und reibungsbehafteten Positionierantrieb. VDI-Mechatroniktagung 2001, Frankenthal, 12.-13. September 2001.