

MODELING AND SIMULATING THE EFFECTS OF DIFFERENT LONGITUDINAL CONTROL SURFACE CONFIGURATIONS ON FLEXIBLE AIRCRAFT FLIGHT DYNAMICS

C. Schlemmer

Technische Universität Berlin, Institut für Luft- und Raumfahrt,
 Marchstr. 12, 10587 Berlin, Deutschland

Zusammenfassung

Moderne Verkehrsflugzeuge werden zur Reduktion des Treibstoffverbrauches immer leichter. Als Folge dessen werden die Flugzeugstrukturen, die dafür zum Einsatz kommen, immer elastischer. Sprungartige Änderungen des Auftriebs (z.B. beim Durchfliegen einer Böe) und den damit einhergehenden Lasten im Bereich der Flügelwurzel sind daher von großer Bedeutung. Zur Reduktion der Lasten sollen gezielte Ausschläge der Steuerflächen genutzt werden. Dafür werden in dieser Arbeit unterschiedliche Steuerflächenkonfigurationen (welche sich in Anzahl und Größe der einzelnen Flächen unterscheiden) simuliert. Es werden der Modellierungsprozess und die Simulationsumgebung vorgestellt. Anschließend werden die verwendeten Steuerflächenkonfigurationen näher erläutert und unter Einsatz eines Zustandsreglers zur Böenlastminderung eingesetzt. Abschließend werden die Lasten an der Flügelwurzel während des Fluges in Turbulenz ermittelt und verglichen. Die größte Minderung der Böenlasten wird mit der Konfiguration erreicht, welche über die kleinsten und zahlreichsten Steuerflächen verfügt.

Nomenklatur

Lateinische Symbole

A	Zustandsmatrix
B	Stellmatrix
l_μ	Mittlere Flügeltiefe
$C_{W\bullet}$	Änderung des Widerstandsbeiwerts mit \bullet
C_{W0}	Nullwiderstandsbeiwert
$C_{A\bullet}$	Änderung des Auftriebsbeiwerts mit \bullet
C_{A0}	Nullauftriebsbeiwert
$C_{m\bullet}$	Änderung des Nickmomentenbeiwerts mit \bullet
C_{m0}	Nullmomentenbeiwert
C_μ	Schubbeiwert
$C_{Q\bullet}$	Änderung des generalisierten Kraftbeiwerts mit \bullet
$f_{A/P}$	Aerodynamische/Schub-Kraft
g	Erdbeschleunigung
\dot{h}	Höhenänderung
I_y	Nickträgheitsmoment
K	Steifigkeitsmatrix, Verstärkungsmatrix
m, M	Masse, Massenmatrix
$m_{A,P}$	Aerodynamisches/Schub-Nickmoment
Ma	Machzahl
Q, Q_i	Gewichtungsmatrix, Generalisierte Kraft
q	Nickgeschwindigkeit, dynamischer Druck
q_i	i -te Komponente der generalisierten Kraft
\bar{q}	Staudruck
R	Gewichtungsmatrix
S	Bezugsflügelfläche
t	Zeit
u, w	Geschwindigkeitskomponente in x-/z-Richtung
u	Eingangsvektor
x	Zustandsvektor
Z	Physikalische Verschiebung in z-Richtung
X, Z	Kraftkomponente in x-/z-Richtung

Griechische Symbole

α, α_0	Anstellwinkel, Nullanstellwinkel
δ, δ_\bullet	Steuerflächenausschlag, Änderung in \bullet
ε	Abwindwinkel
η_i	i -te Modalkoordinate
θ	Längslagewinkel
θ_E	Biegeverschiebung
σ	Schubeinstellwinkel
ν_i	i -te Schwingform
Φ	Matrix der Eigenvektoren
Ψ	Gierwinkel
ζ	Dämpfung

Indizes

a	Aerodynamisch
e	Elastisch
g	Gust (Böen/Turbulenz), geodätisches KS
H	Höhenruder
r	Referenzzustand, <i>rigid</i> (starr)
T	Triebwerksanteil
x, z	Komponente bezüglich der x-,z-Achse
∞	Größe der freien Anströmung

Abkürzungen

AMB	<i>Aerodynamic Model Builder</i>
CFD	<i>Computational Fluid Dynamics</i>
DATCOM	<i>USAF Stability & Control Data Compendium</i>
FACET	<i>Flexible Aircraft Control Evaluation Tool</i>
LDS	<i>Leistungsdichtespektrum</i>
LQR	<i>Linear-Quadratic-Regulator</i>
PSD	<i>Power Spectral Density</i>
UW	<i>University of Washington</i>

1 EINFÜHRUNG

Moderne Verkehrsflugzeuge werden immer leichter gebaut, um den Treibstoffverbrauch durch den Einsatz geringerer Flugzeugmassen zu reduzieren. Dafür werden immer elastischere Flügelstrukturen verwendet. Durch Luftkräfte verursachte Lasten vor allem im Bereich der Flügelwurzel stellen daher eine zentrale Herausforderung dar. Plötzliche und sprunghafte Veränderungen dieser Lasten, verursacht beispielsweise durch Böen bzw. Turbulenz, haben folglich eine große Relevanz, zum Beispiel unter dem Aspekt der Lebensdauer eines Flugzeugs. Um den Auswirkungen dieser Lasten auf die Struktur entgegen zu wirken, werden unterschiedliche Prinzipien zur Böenlastminderung angewendet. Motiviert durch vorangegangene Untersuchungen an der University of Washington (UW) [1] wird in der vorliegenden Arbeit untersucht, wie sich unterschiedliche Steuerflächen-Konfigurationen für die Längsbewegung unter Einsatz eines Reglers in der Effektivität für Böenlastminderung unterscheiden. Die untersuchten Konfigurationen unterscheiden sich in Anzahl und Größe der einzelnen Flächen.

Die für die Untersuchungen verwendete Simulationsumgebung wird im Rahmen eines Forschungsprojektes an der UW in Seattle entwickelt [2]. Zugrunde liegt das zweistrahlige Großraumflugzeug Boeing 777-300ER (B777) und die Simulation beschränkt sich bisher auf die Längsbewegung. Für die vorliegenden Untersuchungen werden die folgenden drei Steuerflächen-Konfigurationen in die bestehende Simulationsumgebung implementiert: Die reguläre Konfiguration der B777 sowie eine reduzierte und eine erweiterte Konfiguration. Dafür werden zunächst die Geometrien der unterschiedlichen Konfigurationen festgelegt. Mithilfe von Vorentwurfsmethoden wird anschließend das aerodynamische Verhalten modelliert und die Simulationsumgebung um die neuen Konfigurationen ergänzt. Mithilfe eines Zustandsreglers, dessen Rückführmatrix mithilfe des Riccati-Algorithmus ermittelt wird, werden die unterschiedlichen Konfigurationen zur Reduzierung von Böenlasten eingesetzt.

2 MODELLIERUNGSPROZESS

Der Entwicklungsprozess der Simulationsumgebung *Flexible Aircraft Control Evaluation Tool* (UW-FACET) ist in Abbildung 1 dargestellt. UW-FACET ist die UW-eigene Simulationsumgebung, welche als MATLAB/Simulink-Projekt aufgebaut ist. Die zugrundeliegenden mathematischen Methoden basieren auf gängigen Handbuchmethoden, wie zum Beispiel in *Modern Flight Dynamics* [3] dargelegt.

Die Modellierung des zugrundeliegenden Flugzeugmusters basiert ausschließlich auf öffentlich zugänglichen Daten zu Geometrie, Masse und Struktur. Unter Annahme dieser Informationen wird das auf MATLAB basierende Entwurfs-Werkzeug CEASIOM [4] u.a. mit den Teilprogrammen *Aircraft Builder* (AB), *Aerodynamic Model Builder* (AMB) und dem *Aeroelastic Module*

(NeoCASS) verwendet. Im Modul AB werden die gesammelten Daten zur Erstellung eines digitalen Flugzeugmodells verwendet. Mit diesem Modell erstellt das Modul AMB sowohl ein aerodynamisches Modell als auch eine Eingangsdatei für das *USAF Data Compendium* (DATCOM). DATCOM dient zur einfachen und schnellen Berechnung von aerodynamischen Stabilitäts- und Steuerbarkeits-Charakteristika. NeoCASS verwendet ebenso das Modell der Module AB und AMB und ermittelt ein Strukturmodell. Darüber hinaus wird eine Datei ausgegeben, welche zur Berechnung der strukturellen Eigenschaften in der auf Finite-Elemente-Methoden basierenden Software Femap (mit NX Nastran) genutzt wird. Dies zeigt den großen Vorteil der Verwendung von CEASIOM: Die Eingangsdaten für DATCOM und Femap basieren auf demselben Modell des AB. Die Berechnungen liefern somit konsistente Modelle für die Analyse des aeroelastischen Flugzeugverhaltens.

Die Ergebnisse aus DATCOM enthalten dimensionslose aerodynamische Beiwerte. Femap ermittelt aus dem Finite-Elemente-Modell die Struktureigenschaften des Flugzeugs.

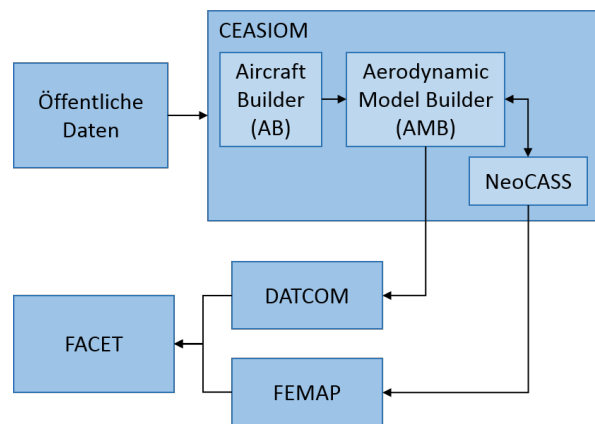


BILD 1: Modellierungs-Prozess, nach [2]

Die Modelle des aerodynamischen sowie strukturellen Flugzeugverhaltens werden in UW-FACET zusammengeführt und simuliert. Im Folgenden werden das mathematische Modell (Kap. 2.1) sowie die strukturelle (Kap. 2.2) und aerodynamische Modellierung (Kap. 2.3) detaillierter erläutert. Die Simulationsumgebung wird in Kapitel 3 vorgestellt.

2.1 Mathematisches Modell

Das verwendete mathematische Modell für ein flexibles Flugzeug basiert auf Handbuchmethoden, wie sie in *Math Model Assembly and Flight Simulation* [3] beschrieben sind. Die vorliegende Untersuchung beschränkt sich auf die Längsbewegung und es wird von einem symmetrischen Flugzeug ausgegangen. Einflüsse drehender Flugzeugteile werden vernachlässigt und es wird von konstanten Atmosphäreneigenschaften ausgegangen. Das verwendete Triebwerksmodell dient lediglich dem Ermitteln eines Trimmzustands.

Die um den Trimmzustand linearisierte Bewegungsgleichung eines flexiblen Flugzeuges lautet in Zustandsform:

$$(1) \quad \begin{Bmatrix} \dot{x}_R \\ \dot{x}_E \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_R & A_{ER} \\ A_{RE} & A_E \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} x_R \\ x_E \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} B_R \\ B_E \end{bmatrix} \{u_R\}$$

Die Variable x stellt den Zustandsvektor dar, A die Zustandsmatrix, B die Stellmatrix und u den Stellvektor. Es werden sowohl Starrkörper- als auch Strukturbewegungen berücksichtigt. Die Indizes R und E stehen für *rigid* (starr) und *elastic* (elastisch/flexibel). Die Zustandsmatrix A enthält das Eigenverhalten des Flugzeuges. Die Matrix A_R beschreibt ausschließlich die Kopplung der Starrkörperzustände und A_E die gegenseitige Beeinflussung der flexiblen Zustände. Die Matrix A_{RE} hingegen berücksichtigt die Beeinflussung der flexiblen Zustände durch die Starrkörperzustände, A_{ER} entsprechend entgegengesetzt. Ebenso enthält die Stellmatrix sowohl einen Starrkörper- (B_R) als auch einen flexiblen (B_E) Anteil. Der anteilige Zustandsvektor x_R enthält die Starrkörperzustände, x_E enthält die Modalkoordinaten. Beide Vektoren werden später eingeführt.

Die folgenden Gleichungen liegen der Beschreibung der Starrkörperbewegung zugrunde:

$$(2) \quad \dot{u} = -g\theta + (f_{Ax} + f_{Px})/m.$$

$$(3) \quad \dot{w} = u_r q + (f_{Az} + f_{Pz})/m.$$

$$(4) \quad \dot{q} = (m_A + m_P)/I_{yy}.$$

Diese Gleichungen bilden sowohl den rotatorischen als auch die translatorischen Freiheitsgrade in der Festkörper-Längsbewegung ab. Die Beschleunigungen \dot{u} und \dot{w} sind hierbei entsprechend abhängig von der Längslage θ und der Gravitationsbeschleunigung bzw. der Referenzgeschwindigkeit u_r und der Nickgeschwindigkeit q sowie von den Vortriebs- und aerodynamischen Kräften in x- und z-Richtung $f_{A/P}$. Ergänzend werden unter Annahme der Theorie kleiner Störungen die folgenden kinematischen Beziehungen (Drehrate $\dot{\theta}$ sowie Horizontal- und Vertikalgeschwindigkeit \dot{x}_E und \dot{h}) für den stationären Horizontalflug Richtung Osten formuliert:

$$\dot{\theta} = q$$

$$\dot{x}_g = -\delta v - u_r \cdot \delta\psi$$

$$\dot{h} = -\delta w + u_r \cdot \delta\theta$$

Kräfte und Momente, welche aus der Anströmung sowie dem Vortrieb resultieren, werden durch die Gleichungen (5) bis (10) beschrieben. Kopeleffekte werden durch die dimensionslosen Beiwerte $C_{A\bullet}$, $C_{W\bullet}$ und $C_{m\bullet}$ charakterisiert (mit $\bullet = u, \alpha, \dot{\alpha}, q$ bzw. δ , wobei $u =$ Geschwindigkeitskomponente in x-Richtung, $\alpha =$ Anstellwinkel, $q =$ Nickgeschwindigkeit und $\delta =$ entsprechender Steuerflächenausschlag).

$$(5) \quad f_{Ax} = q_\infty S (- (C_{Au} + 2 C_{W0}/u_r) u + (-C_{W\alpha} + C_{A0}) \alpha - C_{W\dot{\alpha}} \dot{\alpha} - C_{Wq} q - C_{W\delta} \delta E)$$

$$(6) \quad f_{Az} = q_\infty S (- (C_{Au} - 2 C_{A0}/u_r) u + (C_{A\alpha} + C_{W0}) \alpha - C_{L\dot{\alpha}} \dot{\alpha} - C_{Aq} q - C_{A\delta} \delta)$$

$$(7) \quad f_{Px} = q_\infty S (C_{PXu} + 2 C_{PXr}/u_r) u + \delta T \cos(\phi_T + \alpha_0)$$

$$(8) \quad f_{Pz} = q_\infty S (C_{PZu} + 2 C_{PZr}/u_r) u - \delta T \sin(\phi_T + \alpha_0)$$

$$(9) \quad m_A = q_\infty S l_\mu ((C_{mu} + 2 C_{m0}/u_r) u + C_{m\alpha} \alpha + C_{m\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + C_{mq} q + C_{m\delta} \delta)$$

$$(10) \quad m_P = q_\infty S l_\mu ((C_{Pmu} + 2 C_{Pm0}/u_r) u + C_{Pm\alpha} \alpha) + \delta T (d_T \cos \phi_T - x_T \sin \phi_T)$$

Mithilfe dieser Gleichungen kann das Eigenverhalten des Starrkörpers unter Anwendung des Zustandsvektors x_R mit den Einträgen $x_R = [u \ \alpha \ \theta \ q \ h]^T$ sowie der Teil-Matrix A_R in Zustandsform formuliert werden.

Der zweite Teil des Zustandsvektors x_E enthält die Modalkoordinaten η_i und die entsprechenden zeitlichen Änderungen $\dot{\eta}_i$. Dieser Annahme liegt der Ansatz der Modalverschiebung zugrunde. Für die Beschreibung der strukturellen Einflüsse wird die physikalische Verschiebung an der Stelle x zum Zeitpunkt t , z.B. $Z(x, t)$, in direkten Zusammenhang mit der Schwingform $\nu_i(x)$ und der i -ten Modalkoordinate $\eta_i(t)$ gestellt:

$$Z(x, t) = \sum_{i=1}^{\infty} \nu_i(x) \eta_i(t),$$

Dieser Ansatz kann äquivalent auf Torsionsbewegungen angewendet werden. Außerdem ist im Folgenden die Bewegungsgleichung der Strukturmechanik in Abhängigkeit von den Modalkoordinaten gegeben:

$$\ddot{\eta}_i + 2\zeta_i \omega_i \dot{\eta}_i + \omega_i^2 \eta_i = \frac{q_i}{m_i}, \quad i = 1, \dots, n, \quad \text{mit}$$

- η_i : Modalkoordinate der i -ten Schwingform
- q_i : Generalisierte Kraft des i -ten elastischen Freiheitsgrades
- ω_i : Ungedämpfte Frequenz der i -ten Eigenform
- m_i : Modale generalisierte Masse
- ζ_i : Modale Dämpfung
wurde zu $\zeta_i = 0.02$ angenommen [3, Kapitel 8.1]

Mithilfe dieser Zusammenhänge lassen sich die Einflüsse der elastischen Bewegung auf die Starrkörperbewegung beschreiben, mit welchen die Gleichungen (5), (6) und (9) ergänzt werden:

$$(11) \quad f_{Ax_E} = q_\infty S \sum_{i=1}^n (C_{X\eta_i} \eta_i + C_{X\dot{\eta}_i} \dot{\eta}_i)$$

$$(12) \quad f_{Az_E} = q_\infty S \sum_{i=1}^n (C_{Z\eta_i} \eta_i + C_{Z\dot{\eta}_i} \dot{\eta}_i)$$

$$(13) \quad m_{A_E} = q_\infty S l_\mu \sum_{i=1}^n (C_{m\eta_i} \eta_i + C_{m\dot{\eta}_i} \dot{\eta}_i),$$

Um das Zustandsraummodell zu vervollständigen, müssen schlussendlich noch die Gleichungen für die flexiblen Zustände formuliert werden. Dafür werden zunächst allgemein die Einflüsse der starren und flexiblen Zustände auf die generalisierten Kräfte q_i betrachtet:

$$(14) \quad q_i = q_{i_R} + q_{i_E}$$

Der Einfluss der Starrkörperzustände q_{i_R} ergibt sich dafür zu

$$(15) \quad q_{i_R} = \frac{\partial Q_i}{\partial \delta p_R} \Big|_0 \delta p_R, \text{ mit}$$

$$\delta p_R = \{u \quad \alpha \quad \dot{\alpha} \quad q \quad \delta_E\}^T \text{ und}$$

$$\frac{\partial Q_i}{\partial \delta p_R} \Big|_0 \text{ als Derivat der generalisierten Kräfte,}$$

welche (neben q_∞ , S_W und \bar{c}_W) von den entsprechenden dimensionslosen Beiwerten C_{Q_\bullet} abhängen.

Die Einflüsse der elastischen Freiheitsgrade auf die generalisierten Kräfte können mit

$$(16) \quad q_{i_E} = q_\infty S l_\mu \sum_{j=1}^n \left(C_{Q_{i\eta_j}} \eta_j + C_{Q_{i\dot{\eta}_j}} \dot{\eta}_j \right)$$

beschrieben werden, wobei $C_{Q_{i\eta_j}}$ und $C_{Q_{i\dot{\eta}_j}}$ die Kopplung zwischen den flexiblen Zuständen (Modalkoordinaten η_j und deren Ableitungen $\dot{\eta}_j$) beschreiben.

Die dargelegten Gleichungen können durch Anwenden und Umstellen in Zustandsform (siehe Gleichung (1)) gebracht werden. Die in A - und B -Matrix verwendeten Derivative werden mithilfe von den Rechenprogrammen Femap und DATCOM ermittelt. Darauf wird in den folgenden beiden Abschnitten eingegangen.

2.2 Modellierung mit CEASIOM

Die verwendeten Informationen zu Geometrie und Masse stammen hauptsächlich aus Dokumenten, die von Boeing online veröffentlicht werden [5] und aus dem Buch *Jane's All the World's Aircraft* [6].

Im ersten Schritt des Modellierungsprozesses werden aerodynamische und strukturelle Modelle erstellt. Diese können anschließend auf ihre aerodynamischen Eigenschaften (Beiwerte und Derivative) sowie ihre strukturellen Eigenschaften (Eigenbewegungsformen und zugehörige Frequenzen) analysiert werden.

Das Modul AB in CEASIOM (siehe Abbildung 1) erstellt ein Modell der B777. Dafür wird die Version 100 – v4.0 in MATLAB 2012a verwendet. Für eine Annäherung an das zu modellierende Flugzeug werden die Informationen zu Geometrie und Masse kombiniert und modifiziert. Das *Weights and Balances Module* erstellt im Weiteren eine Massenverteilung und ermittelt die Trägheitsmomente. Dafür werden die Methoden basierend auf *Howe* verwendet [4]. Die für die Modellierung des Flugzeugs gewählte Masse orientiert sich am maximalen Abfluggewicht der B777. Damit liegen die Frequenzen der strukturellen Eigenbewegungen dicht an denen

der Starrkörperbewegung, so dass Interaktionen möglich sind.

Das Modul AMB in CEASIOM erstellt ein aerodynamisches Modell. Basierend auf den zuvor im AB angegebenen Geometrien wird DATCOM intern angewendet. In diesem Schritt wird jedoch nur eine geringe Auswahl an Werten gespeichert und dem Nutzer zur Verfügung gestellt. Der größere Nutzen ist daher, dass während dieses Prozesses außerdem eine Eingangs-Datei für DATCOM erstellt wird. Diese Datei wird von Hand modifiziert und um Informationen zu den Steuerflächen ergänzt. Dies wird in Absatz 2.3 detaillierter erläutert.

Basierend auf den Ergebnissen der Module AB und AMB ermittelt NeoCASS ein *stick and beam* Strukturmodell, das in einer Datei ausgegeben wird, welche als Eingangsdatei für Femap genutzt wird. Damit kann das strukturelle Modell auf sein dynamisches Verhalten untersucht werden. Ermittelt werden die Formen und Frequenzen der Eigenbewegungen. Für die Simulation der Längsbewegung in UW-FACET werden nur die Eigenmoden verwendet, deren Frequenzen unter 10 Hz liegen. Dies führt zu der Auswahl von insgesamt sieben symmetrischen Moden. Neben den Informationen zu den Eigenbewegungsformen aus Femap werden die Informationen zu Massenverteilung und Steifigkeiten des *stick and beam* Modells in den Matrizen M und K gespeichert. Diese werden verwendet, um das strukturelle Verhalten in UW-FACET zu simulieren.

2.3 Aerodynamische Modellierung

Für die aerodynamische Modellierung wird DATCOM verwendet. Auch hierfür wird von CEASIOM eine Eingangsdatei zur Verfügung gestellt. Diese enthält bereits die Daten zur Gesamtgeometrie und muss um die entsprechenden Steuerflächen (siehe Kapitel 4) erweitert werden. DATCOM ermittelt die im Weiteren verwendeten aerodynamischen Derivative des Eigen- und Steuerverhaltes. Die Derivative zur Aerodynamik des Flügels, des Höhenleitwerks sowie der Flügel-Rumpf-Kombination werden in Abhängigkeit von Machzahl, Höhe und Anstellwinkel ausgegeben. Die Steuerderivative werden als Funktion von Machzahl und Steuerflächen-Ausschlag und für die Widerstandsderivative zusätzlich in Abhängigkeit des Anstellwinkels ermittelt.

Die DATCOM-Eingangsdateien bestehen aus zwei Abschnitten: Der erste Teil enthält die Informationen zur gesamtheitlichen Geometrie sowie die relevanten Flugzustände. Dieser Teil kann aus der von CEASIOM bereitgestellten Datei zu großen Teilen übernommen werden. Er muss für alle Berechnungen die gleichen Informationen enthalten, damit die ermittelten Daten konsistent sind. Der zweite Teil enthält unter anderem detaillierte Informationen zur Geometrie der Steuerflächen, welche manuell für die einzelnen Flächen ergänzt werden. Für jede Fläche der unterschiedlichen Konfigurationen muss die Berechnung der Derivative separat erfolgen. Für die Modellierung der Längsbewegung werden im Folgenden lediglich symmetrische Steuer-

flächenausschläge berücksichtigt, sodass die Effekte der Steuerflächen für paarweise Ausschläge ermittelt werden. Interaktionen zwischen den einzelnen Steuerflächen sowie zwischen den Steuerflächen und dem Flügel bzw. Leitwerk oder Rumpf werden von DATCOM nicht berücksichtigt.

Für die aerodynamische Modellierung werden für die Machzahl, den Anstellwinkel und für die Steuerflächen die interessierenden Wertebereiche vorgegeben. Die Auftriebs-, Widerstands- und Nickmomentenbeiwerte werden daher in Abhängigkeiten der folgenden Variablen bestimmt:

- Ma (Machzahl) für:
 $Ma_{min} = 0,1$ und $Ma_{max} = 0,8$
- α (Anstellwinkel) für:
 $\alpha_{min} = -5^\circ$ und $\alpha_{max} = 10,8^\circ$
- δ (Steuerflächenausschlag) für:
 $\delta_{min} = -20^\circ$ und $\delta_{max} = 20^\circ$ für Hinterkantklappen sowie
 $\delta_{min} = 0^\circ$ und $\delta_{max} = 30^\circ$ für auf den Flügeln sitzende Störklappen, wobei ein positiver Wert einen Ausschlag nach oben bedeutet

Daraus ergibt sich die folgende Liste an ermittelten aerodynamischen Derivativen und Beiwerten:

- Auftriebsbeiwert und -derivative:
 $C_A = f(Ma, \alpha)$
 $C_{A\alpha} = f(Ma, \alpha)$
 $C_{A\dot{\alpha}} = f(Ma, \alpha)$
 $C_{Aq} = f(Ma, \alpha)$
 $C_{A\delta} = f(Ma, \delta)$
- Widerstandsbeiwert und -derivative:
 $C_W = f(Ma, \alpha)$
 $C_{W\alpha} = f(Ma, \alpha)$
 $C_{W\delta} = f(Ma, \alpha, \delta)$
- Nickmomentenbeiwert und -derivative:
 $C_m = f(Ma, \alpha)$
 $C_{m\alpha} = f(Ma, \alpha)$
 $C_{m\dot{\alpha}} = f(Ma, \alpha)$
 $C_{mq} = f(Ma, \alpha)$
 $C_{m\delta} = f(Ma, \delta)$

Neben den Beiwerten und dimensionslosen Derivativen werden außerdem der Abwindgradient $\delta\epsilon/\delta\alpha$ sowie das Staudruckverhältnis \bar{q}_H/\bar{q} von DATCOM berechnet.

3 UW FLEXIBLE AIRCRAFT CONTROL EVALUATION TOOL (UW-FACET)

Die zuvor erstellten Modelle des aerodynamischen sowie strukturellen Flugzeugverhaltens werden in UW-FACET zusammengeführt. Auf Grundlage der in Kapitel 2.1 erläuterten mathematischen Zusammenhänge wird das aeroelastische Flugzeugverhalten simuliert.

Im Fokus steht hierbei die Simulation der Flugzeugdynamik unter Einfluss von Umwelt und Reglern basierend auf den Annahmen, welche für die Modellierung

zugrunde gelegt werden. Änderungen der Geometrie oder Masse sind nicht vorgesehen. Zukünftig ist jedoch vorgesehen, ein weiteres (deutlich kleineres und leichteres) Flugzeugmodell zu implementieren und für Simulationszwecke zur Verfügung zu stellen. Folglich stellt die Auswahl zwischen den beiden Flugzeugen einen weiteren Parameter der im Folgenden genannten Konfigurationsoptionen dar. Da sich die vorliegende Untersuchung jedoch auf das Modell der B777 beschränkt, wird auf das zweite Flugzeugmodell nicht weiter eingegangen.

3.1 Konfiguration der Simulation

Dem Nutzer stehen die folgenden Konfigurationsoptionen zur Verfügung:

- Flugzeug und Simulation:
 - *Flugzeug*: lineare/nichtlineare Simulation des starren und elastischen Flugzeugs (bisher nur Längsbewegung verfügbar, Seitenbewegung folgt)
 - *Beobachter*: bisher nur exakte Werte für den Starrkörper verfügbar
 - *Regler*: Auswahl aus den zuvor implementierten Reglern
 - *Steuerflächendynamik*: ideal, linear oder nichtlinear
 - *Sensoren*: bisher nur exakte Sensorik verfügbar
- Flugzustand: *Machzahl* und *Höhe*; *Hängewinkel* und *Flugbahnwinkel* folgen
- Wind: ruhig / Vertikalböe / vertikale Turbulenz

Nach Auswahl der zur Verfügung stehenden Optionen werden die gewählten Parameter im MATLAB-Workspace abgelegt. Sie werden später verwendet, um sowohl die entsprechenden Subsysteme innerhalb des Simulink-Modells zu aktivieren als auch um von der Atmosphäre abhängige Größen wie Machzahl, Temperatur, Luftdruck und Luftdichte zu bestimmen. Dies erfolgt im Initialisierungsvorgang, welcher die folgenden Schritte beinhaltet:

1. Bereitstellen der Massen- und aerodynamischen Knotenpunkte,
2. Bereitstellen der entsprechenden aerodynamischen Daten, welche aus DATCOM stammen,
3. Ergänzen von flugzeugspezifischen Werten,
4. Bereitstellen der strukturellen Eigenmoden aus FEMAP,
5. Bereitstellen sensorbezogener Informationen und Berechnen aeroelastischer Beiwerte, wie in Kapitel 2.1 erläutert,
6. Berechnen des Trimmzustandes basierend auf dem zuvor gewählten Flugzustand und der Flugzeugkonfiguration sowie

7. Berechnen des linearen Modells für das Gesamtflugzeug, basierend auf den in Kapitel 2.1 dargelegten Gleichungen.

Nach Abschluss dieser Schritte stehen alle notwendigen Informationen für die Simulation der Flugzeugdynamik im gewählten Flugzustand zur Verfügung. Diese Werte und Ergebnisse werden in einer entsprechenden *.mat-Datei gespeichert und können folglich zu Beginn des nächsten Konfigurationsprozesses direkt ausgewählt werden.

3.2 Simulink-Modell

In Abbildung 2 ist das SIMULINK-Modell schematisch dargestellt. Es umfasst sechs Hauptbestandteile. Die Flugzeugdynamik wird vom Modul *Flugzeug* repräsentiert, welches in Abhängigkeit der anderen Teilsysteme simuliert wird. Die Auswahl und Konfiguration aller Teilsysteme erfolgt im zuvor erläuterten Konfigurationsprozess. Der Aufbau der einzelnen Subsysteme wird im Folgenden näher erläutert:

Regler: Innerhalb dieses Moduls stehen alle bereits implementierten Regler zur Verfügung. Folglich wird hier der Regler zur Böenlastminderung implementiert, welcher in Kapitel 5.2 vorgestellt wird. *Sensoren* und *Beobachter* bilden die Eingangsgrößen für dieses Modul. Darauf basierend werden die notwendigen Steuereingaben (hier: Steuerflächenausschläge) unter Anwenden der Regelgesetze ermittelt.

Stellflächen: Bisher wurde keine Stellflächendynamik (charakterisiert beispielsweise durch Aktuatordynamik) implementiert. Mithilfe einer Limitierung werden jedoch unzulässige Steuerflächenausschläge, welche aus dem *Regler*-Block kommen können, unterbunden. Die Stellflächenausschläge werden weiter an das Modul *Flugzeug* geleitet, um die am Flugzeug angreifenden aerodynamischen Kräfte und Momente zu berechnen.

Wind: Dieses Modul simuliert die Umwelteinflüsse. Für die Untersuchungen in Kapitel 5 wird hier vertikale Turbulenz verwendet. Diese Einflüsse gehen ebenfalls als Eingangsgröße in das Modul *Flugzeug*.

Flugzeug: Dieses Modul stellt die Simulation der Flugzeugdynamik bereit und berechnet die Flugzeugreaktionen aufgrund von Steuereingaben und Wind. Die Ausgänge beinhalten die starren und flexiblen

Zustände des Flugzeuges. Die Subsysteme innerhalb dieses Moduls werden für die lineare Simulation später detaillierter beschrieben.

Sensoren und Beobachter: Bisher beinhaltet die Sensorik lediglich eine exakte Berechnung bzw. Darstellung der Starrkörper- und flexiblen Zustände des Flugzeugs sowie der Umwelteinflüsse. Es ist jedoch vorgesehen, für die Interaktion zwischen Flugzeug und Regler auch Einflüsse der Sensoreigenschaften zu berücksichtigen und entsprechende Verhaltensweisen zu simulieren. Werte aus dem Modul *Flugzeug* werden daher durch die Module *Sensoren* und *Beobachter* lediglich durchgeführt.

Das Modul *Flugzeug* enthält zwei weitere Subsysteme, für die Simulation des linearen und des nichtlinearen Modells. Diese werden entsprechend der Konfiguration alternativ ausgewählt. Die nichtlineare Simulation wird mithilfe eines Tabellen-Abgleichs realisiert. Da sie im Rahmen dieser Untersuchung nicht weiter verwendet wird, erfolgt keine detaillierte Beschreibung des Aufbaus. Das Subsysteme der linearen Simulation umfasst noch drei weitere Subsysteme:

Eingang vorbereiten: Da die linearen Bewegungsgleichung die Abweichungen vom Trimmzustand bestimmen, werden die entsprechenden Trimmwerte von den Zuständen, Steuerorganen und Umwelteinflüssen subtrahiert.

Bewegungsgleichungen: Dieses Modul enthält zwei weitere Teilsysteme zur Simulation des Starrkörpers sowie des flexiblen Flugzeuges. Die Struktur beider Systeme ist jedoch vergleichbar, da für den starren Körper lediglich die flexiblen Zustände vernachlässigt werden. Die Berechnung der Flugzeugreaktionen während der Simulation erfolgt mit dem von SIMULINK zur Verfügung gestellten Zustandsraum-Block. Die Einträge der Matrizen A und B (vgl. Formel 1) basieren auf den Ergebnissen aus Femap und DATCOM, dem im Konfigurationsprozess gewählten Flugzustand entsprechend. Sie werden während der Initialisierung im *Workspace* gespeichert.

Zustände berechnen: Zu den Ergebnissen der linearen Simulation werden die Trimmwerte wieder hinzu addiert, um die Gesamtwerte der Zustände zu erhalten. Darüber hinaus werden weitere mit den ermittelten Zustandsgrößen im Zusammenhang stehende Werte bestimmt. Dazu gehören zum Beispiel rotatorische und translatorische Beschleunigungen.

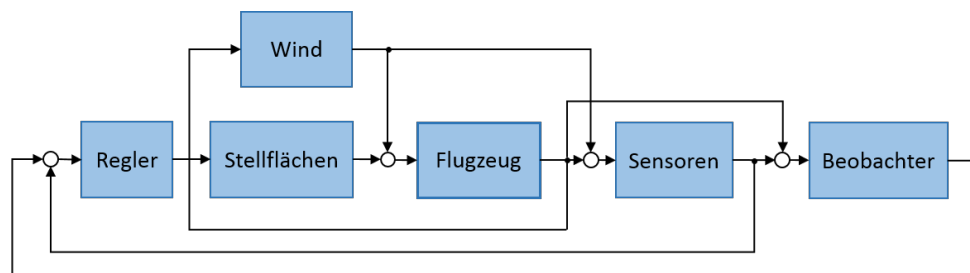


BILD 2: UW-FACET Gesamtsystem, nach [2]

4 STEUERFLÄCHEN-KONFIGURATIONEN

Für die Untersuchung werden drei verschiedene Steuerflächenkonfigurationen in die Simulationsumgebung implementiert. Diese sind in Abbildung 3 dargestellt. In der Mitte ist die Standard-Konfiguration (*std*) der B777 zu sehen. Darüber ist eine reduzierte Konfiguration (*red*) abgebildet. Die beiden innen liegenden sowie die fünf außen liegenden Störklappen werden je zu zwei großen Flächen zusammengefasst. Ganz unten ist die erweiterte Konfiguration (*erw*) dargestellt. In Ergänzung zur Standard-Konfiguration weist sie neun zusätzliche Steuerflächen an der Flügelhinterkante im inneren als auch mittleren Flügelbereich auf und die Querruder sind in je drei kleine Flächen unterteilt.

Die Klappentiefe der zusätzlichen Steuerflächen wird basierend auf Erfahrungswerten [7] festgelegt und beträgt 10% der Flügeltiefe. Die Flächen werden im Bereich der Hochauftriebshilfen angenommen. Folglich erfüllen die vorliegenden Konfigurationen keine Anforderungen an eine realistische Umsetzbarkeit am Flugzeug. Für die Untersuchungen werden Flugzustände angenommen, welche keine Hochauftriebshilfen benötigen. Die Integration eines solchen Klappensystems umfasst viele weiterführende Fragestellungen, welche nicht Bestandteil der vorliegenden Arbeit sind.

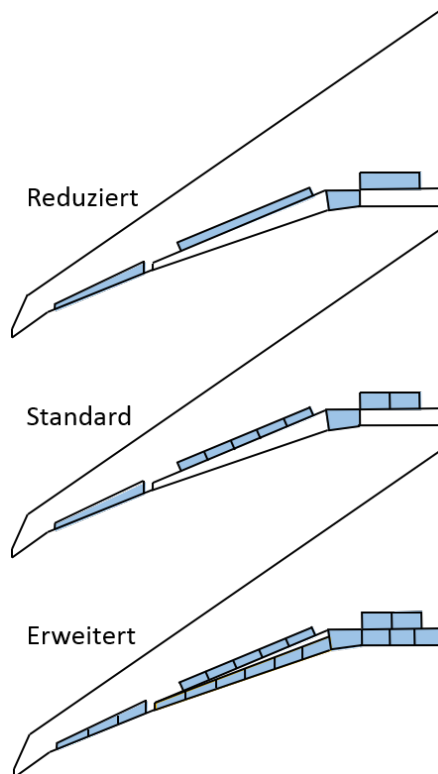


BILD 3: Verwendete Steuerflächen-Konfigurationen

Die Steuerderivative für die oben genannten Steuerflächen werden mithilfe von DATCOM bestimmt. Das grundlegende Vorgehen wird in Kapitel 2.3 beschrieben. Für jedes Steuerflächenpaar werden unter Annahme symmetrischer Ausschläge Auftriebs-, Widerstands-

und Nickmomentenbeiwerte sowie δ -derivative in den genannten Abhängigkeiten bestimmt. Ebenso wie die DATCOM-Ergebnisse für das Gesamtflugzeug, werden die gewonnenen Werte in Tabellen gespeichert. Auf diese wird im Initialisierungsprozess zurückgegriffen, wie in Kapitel 3 erläutert.

Die Berechnung liefert sinnvolle Beiwerte für Auftrieb und Widerstand. Die Ergebnisse der Nickmomentenbeiwerte sind für weit außen liegende Steuerflächen sowie mit steigenden Machzahlen jedoch nicht plausibel: Ein positiver Steuerflächenausschlag sollte zu einem negativen Δ im Nickmomentenbeiwert $C_{m\delta}$ führen, für einen negativen Steuerflächenausschlag wird ein entgegengesetztes Verhalten erwartet. Folglich ergibt sich eine negative Steigung für den Nickmomentenbeiwert als Funktion des Steuerflächenausschlages $C_{m\delta} = f(\delta)$. Für jene Flächen, die weit außen am Flügel sitzen, weist dieser Verlauf jedoch mit steigenden Machzahlen eine entgegengesetzte Steigung auf. Da durch DATCOM keine aeroelastischen Effekte berücksichtigt werden, kann dieser Effekt nicht auf eine mögliche Ruderumkehr zurückgeführt werden. Um die Untersuchung fortzusetzen werden daher vorerst nur Trimpunkte betrachtet, für welche die Modellierung der Steuerflächen plausible Ergebnisse liefert. Um darüber hinaus gehende Flugbereiche untersuchen zu können ist in einem weiteren Schritt jedoch geplant, die Bestimmung der aerodynamischen Beiwerte mithilfe einer CFD-Berechnung durchzuführen.

Für die Implementierung der Steuerflächen in die Simulationsumgebung ist zu beachten, dass nur physikalisch logische Steuerausschläge zugelassen werden. Für die Störklappen werden beispielsweise sowohl eine große als auch zwei kleine innen liegende Flächen implementiert. Folglich muss unterbunden werden, dass alle drei Klappen zur gleichen Zeit ausgeschlagen werden.

Die Flächen werden innerhalb des Moduls Flugzeug implementiert, alle darüber hinaus damit in Zusammenhang stehenden Module werden entsprechend angepasst. Insgesamt werden 23 unterschiedliche Steuerflächen-Paare für symmetrischen Steuerausschlag simuliert.

5 ANWENDUNG DER STEUERFLÄCHEN FÜR BÖENLASTMINDERUNG

Die in Kapitel 4 erläuterten und in die Simulationsumgebung implementierten Steuerflächen werden in einem weiteren Schritt in Verbindung mit einem Regler simuliert. Wie einleitend erläutert, werden die verschiedenen Konfigurationen auf ihre Wirksamkeit zur Minderung von Böenlasten am Flügel untersucht. Dabei liegt der Fokus auf der Untersuchung der grundlegenden Effekte. Dafür wird ein Zustandsregler eingesetzt. Dieser führt die Reaktion der Modalkoordinaten zurück und regelt diese mithilfe der jeweils verfügbaren Steuerflächen (der gewählten Konfiguration entsprechend). Es wird vereinfachend angenommen, dass die Zustandsgrößen dem Regler als Eingangsgrößen zur Verfügung stehen.

Im Folgenden wird zunächst die Berechnung der Lasten an der Flügelwurzel erläutert. Anschließend wird auf den verwendeten Regler eingegangen. Abschließend werden die Steuerflächenkonfigurationen für den Einsatz zur Böenlastminderung miteinander verglichen. Dafür werden die Modalkoordinaten über den Simulationszeitraum aufgezeichnet.

5.1 Berechnung der Lasten

Die Berechnung der Lasten basiert auf dem Ansatz der Modalverschiebung, welcher in Kapitel 2.1 eingeführt wurde. Unter Verwendung der Massenmatrix M , der Steifigkeitsmatrix K sowie der physikalischen Biegeverschiebung (hier θ) und deren Beschleunigung $\ddot{\theta}$ können mit der folgenden Gleichung für jeden Knoten-Punkt entlang des Flügels die angreifenden Kräfte bestimmt werden (vgl. [3, Kap. 3.9]):

$$(17) \quad \{F\} = [M] \{\ddot{\theta}\} + [K] \{\theta\}.$$

Die Beschleunigungen werden im Weiteren vernachlässigt. Folglich basiert die Berechnung der Lasten ausschließlich auf den Biegeverschiebungen und den zugehörigen Steifigkeiten. Darüber hinaus wird θ mit den Modalkoordinaten η und der Modalmatrix Φ berechnet. Die Modalmatrix enthält die Eigenvektoren und stellt den Zusammenhang zwischen den physikalischen Verschiebungen und den Modalkoordinaten dar:

$$(18) \quad \{\theta\} = [\Phi] \{\eta\}.$$

Einsetzen dieses Zusammenhangs in Gleichung (17) führt zu:

$$(19) \quad \{F\} = [K] [\Phi] \{\eta\}.$$

Sowohl die Steifigkeitsmatrix K , als auch die Einträge der Modalmatrix Φ sind von der Zeit unabhängig. Folglich lässt sich ein direkter Zusammenhang zwischen den Modalkoordinaten $\eta(t)$ (als Teil des Zustandsvektors) und den Kräften herstellen. Dies wiederum ermöglicht es, die Kräfte als Funktion der Zeit zu bestimmen.

5.2 Riccati-Regler

Der im Rahmen der Simulationen verwendete Zustandsregler wird mithilfe des Riccati-Algorithmus ermittelt [8]. Im Fokus steht zu untersuchen, wie sich die unterschiedlichen Steuerflächenkonfigurationen in Verbindung mit einem Regler zur Böenlastminderung eignen. Das Regelverhalten hat jedoch einen großen Einfluss auf die Ergebnisse, weshalb in einem späteren Schritt die Optimierung des Reglers bedacht werden sollte.

Bei Rückführung des Zustandsvektors u und unter Verwendung der Verstärkungsmatrix K ergibt sich der folgende Zusammenhang für die Eingangsgrößen:

$$(20) \quad \{u\} = -[K] \{x\},$$

Wird dieser Zusammenhang in Gleichung (1) eingesetzt, ergibt sich der Zustandsraum mit einer modifizierten Dynamikmatrix:

$$(21) \quad \{\dot{x}\} = ([A] - [B][K]) \{x\} + [B] \{u\}$$

Die Elemente der K -Matrix werden unter Verwendung der folgenden quadratischen Gütefunktion ermittelt:

$$(22) \quad J = \int_0^{\infty} (\{x\}^T [Q] \{x\} + \{u\}^T [R] \{u\}) dt.$$

Diese bezieht die Zustands- und Stellgrößen durch die beiden Gewichtungsmatrizen Q und R ein. Die Matrizen sind quadratisch und ihre Dimension entspricht der Anzahl der Einträge des Zustands- bzw. Eingangsgrößenvektors. Während die Q -Matrix, welche die Zustände wichtet, für alle Konfigurationen gleich bleibt, muss die R -Matrix an die zur Verfügung stehenden Stellgrößen der unterschiedlichen Steuerflächenkonfigurationen angepasst werden. Um die Vergleichbarkeit der Konfigurationen zu gewährleisten, wird die folgende Annahme getroffen: Einträge der R -Matrix, welche die gleiche Art Steuerfläche wichten, erhalten den gleichen Wert.

Das Ziel des Reglers ist die Minderung der Strukturlasten beim Flug in Turbulenz. Konventionelle Reglerstrukturen sind weitaus komplexer und beinhalten zusätzliche Reglerfunktionen mit unterschiedlichen Aufgaben. Ein System zur Minderung von Böenlasten muss sich folglich in diese Strukturen eingliedern. Dieser Aspekt wird hier nicht weiter betrachtet.

5.3 Ergebnisse

Es wurden fünf Flugsimulationen für Flüge in leichter Turbulenz (Dryden-Modell) über einen Zeitraum von 120 Sekunden durchgeführt. Neben einem unregelmäßigen Fall (*ungeregelt*) entspricht das vier geregelten Fällen. Für die geregelten Fälle wurden sowohl die drei in Kapitel 4 zuvor vorgestellten Konfigurationen (*red*, *std* und *erw*) als auch eine modifizierte Standardkonfiguration mit dreigeteilten Querrudern (*std+*) verwendet. Die Simulation erfolgte in einer Höhe von 6000 m und bei einer Geschwindigkeit von $Ma = 0.5$ sowie unter Verwendung eines Lösers mit variabler Schrittweite. Der Zustandsregler wurde für die vier geregelten Fälle den Steuerflächenkonfigurationen entsprechend angepasst.

Für den gesamten Simulationszeitraum wurden die Modalkoordinaten aufgezeichnet. Daraus werden die Lasten an der Flügelwurzel über den in Gleichung (19) dargestellten Zusammenhang berechnet. Die weitere Auswertung der Simulationen erfolgt im Frequenzbereich: Zunächst wird das Leistungsdichtespektrum (LDS) der Kraft als Funktion der Zeit gebildet. Dies erfolgt in Matlab unter Verwendung der *Welch*-Methode [9]. Die LDS werden anschließend über die Frequenz integriert, um die Gesamtleistung des Zeitsignals zu erhalten. Diese Werte werden für die fünf unterschiedlichen Simulationen miteinander verglichen. Dabei wird

der unregelmäßige Fall als 100% festgelegt und die anderen Ergebnisse werden ins Verhältnis gesetzt. Der Trend der Ergebnisse zeigt: Je mehr die Flächen zergliedert und durch weitere Flächen an der Hinterkante ergänzt werden, desto mehr können die Lasten an der Flügelwurzel reduziert werden.

Konfiguration	Integral des LDS [% der unregelmäßigen Konfig.]
unregelmäßig	100%
red	97,73%
std	96,08%
std+	95,53%
erw	91,37%

Gegenüber dem unregelmäßigen Fall werden die Lasten unter Verwendung des Reglers sowie der reduzierten Konfiguration um 2.27 % reduziert. Die im Vergleich dazu feinere Zergliederung der Standard-Konfiguration sowie die weitere Unterteilung der Querruder führen zu einer weiteren Reduktion der Lasten um bis zu 4.47 %. Die Verwendung zusätzlicher Steuerflächen führt zu der größten Reduktion um 8.63 % auf 91.37 %.

6 ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

Das vorliegende Paper gibt einen Überblick über den Aufbau einer Flugsimulationsumgebung, inklusive Modellierung von Aerodynamik und Struktur als auch der Implementierung in MATLAB/Simulink. Diese Umgebung wurde zur Untersuchung unterschiedlicher Steuerflächenkonfigurationen für den Einsatz zur Böenlastminderung genutzt. Die untersuchten Konfigurationen unterscheiden sich in Anzahl und Größe der einzelnen Flächen. Es hat sich gezeigt, dass in Verbindung mit einem Regler die Verwendung von zahlreichen kleinen Steuerflächen vorteilhaft gegenüber wenigen großen Flächen ist.

Es wurde zunächst lediglich ein kritischer Punkt der Flugzeugstruktur betrachtet (Flügelwurzel). Die Untersuchung weiterer kritischer Punkte (zum Beispiel die Position der Triebwerks-Aufhängung) wird jedoch empfohlen. Ebenso sollten die Auswirkungen der Lastminderungssysteme auf die Starrkörperbewegung des Flugzeugs und damit einhergehend auf den Passagierkomfort sowie die Flugeigenschaften untersucht werden.

Weiterhin könnte vor dem Hintergrund der Strukturregelung zielgerichtet auf die Auslegung der Steuerflächen (Größe und Position) eingegangen werden. In diesem Rahmen sollte kompromissorientiert auf konventionelle Auslegungsparameter (wie zum Beispiel die flugphysikalische Steuerbarkeit) eingegangen werden. Auch neuartige Flügelkonzepte wie *morphing wings* könnten in diesem Rahmen untersucht werden. Neben der Auslegung der Steuerflächen stellen außerdem die Auswahl und Positionierung entsprechender Sensorik wichtige Aspekte dar. In dieser Arbeit wurde angenommen, dass die elastischen Zustände dem Regler als Eingangsgrößen

vorliegen. Am Flugzeug müssten jedoch entsprechende Sensoren (bspw. Beschleunigungsmesser oder Dehnmessstreifen) bzw. Beobachter verwendet werden. Zusammenfassend lässt sich festhalten, dass die vorgestellten Ergebnisse eine vielfältige Grundlage für weitere Untersuchungen im interdisziplinären Kontext darstellen.

DANKSAGUNG

Das vorliegende Paper basiert auf der Masterarbeit, die von der Autorin im Rahmen ihres Auslandsaufenthaltes an der *University of Washington, Department of Aeronautics and Astronautics* in Seattle verfasst wurde. Sie bedankt sich ganz besonders bei ihrem Betreuer Prof. Mehran Mesbahi sowie für die ausführliche Unterstützung von Jake Quenzer, der geduldig alle Fragen zur Modellierung beantwortete und immer für Diskussionen zur Verfügung stand. Großer Dank geht ebenso an alle Personen, die zum erfolgreichen Gelingen beigetragen haben. Nicht zuletzt besonderer Dank an die *Reinhardt Abraham Studienförderung* für die Förderung dieses Auslandsaufenthaltes.

LITERATUR

- [1] Prachya Panyakeow, Jake Quenzer, Kristi Morgansen, and Mehran Mesbahi: *Model-Predictive Gust Load Alleviation for Flexible Aircraft Using Flap-Array*, 2015.
- [2] *Flexible Control Evaluation Tool (FACET), Documentation: Supplemental Software*, 2016.
- [3] Schmidt, D. K.: *Modern flight dynamics*. International ed. New York und London: McGraw-Hill Higher Education und McGraw-Hill [distributor], 2012.
- [4] *CEASIOM - Conceptual Aircraft Design Tool*, <https://www.ceasiom.com/>, 2017.
- [5] Boeing Commercial Airplanes, Hrsg.: *777-200LR / -300ER / -Freighter: Airplane Characteristics for Airport Planning: CAGE Code 81205*, 2015.
- [6] Jackson, P.; Taylor, J. W. R.; Munson, K. 1.; Lambert, M.; Peacock, L. T.; Bushell, S.; Willis, D.: *IHS Jane's all the world's aircraft: Development & production*. London: IHS Global, c2012-.
- [7] Raymer, D. P.: *Aircraft design: A conceptual approach*. 5th ed. Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2012.
- [8] Brockhaus, R.; Alles, W.; Luckner, R.: *Flugregelung*. Dordrecht: Springer, 2011.
- [9] *Welch's power spectral density estimate - MATLAB pwelch - MathWorks Deutschland*, <https://de.mathworks.com/help/signal/ref/pwelch.html>, 2017.