

ENTWICKLUNG UND VALIDIERUNG EINES FORTSCHRITTLICHEN FLUGDYNAMISCHEN SIMULATIONSMODELLS FÜR EIN MODERNES HOCHLEISTUNGSFLUGZEUG

Harald Pfifer
Studiengang Luftfahrt/Aviation
FH JOANNEUM Graz
Alte Poststrasse 149, 8020 Graz, Österreich
harald.pfifer.lav02@fh-joanneum.at

Ralph Paul und Dr. Matthias Heller
EADS Military Air Systems
Flugdynamik
81663 München

ÜBERSICHT

Die Verfügbarkeit von fortschrittlichen flugdynamischen Simulationsmodellen stellt einen wesentlichen Aspekt in der Entwurfs- und Validerungsphase von modernen Flugzeugen bzw. Flugregelsystemen dar. Im Rahmen der vorliegenden Arbeit ist ein hochwertiges Simulationsmodell für ein aktuelles Hochleistungsflugzeug innerhalb der Softwareumgebung Matlab/Simulink erstellt worden.

Das Simulationsmodell baut auf den Ergebnissen und Modellen des erfolgreichen internen Projekts „Fortschrittliche Analyse und Synthesemodule“ (*TOOLS*) auf und beinhaltet die klassische Flugdynamik (Starrkörperbewegungsgleichungen, Atmosphäre, Aerodynamik, Triebwerksmodell) sowie Subsysteme für die nichtlinearen Aktuatoren, Sensoren und das Steuer- und Regelsystem (*CSAS*) samt dem Spin Prevention and Incidence Limiting System (*SPILS*).

Im vorliegenden Beitrag wird speziell auf die äquivalente digitale Abbildung des in Analogrechnertechnik realisierten Steuer- und Regelsystems *CSAS* eingegangen. Nach einer Kurzbeschreibung der allgemeinen Reglerstruktur wird die digitale Zustandsraumumsetzung der ursprünglich analogen Filter näher diskutiert. Als Besonderheit des Nick-*CSAS* wird ein adaptierter Kommandofilter, der als zeitvariantes System mit variabler Vorhaltzeitkonstante interpretiert werden kann, diskutiert und mehrere Umsetzungsvarianten für eine digitale Simulation bewertet.

Zur Validierung der *CSAS*-Umsetzung werden schließlich systematische nichtlineare Simulationen mit und ohne Regelsystem durchgeführt und mit verfügbaren Referenzdaten verglichen. In diesem Zusammenhang können die Funktionsweise des *CSAS* und einige interessante flugdynamische Aspekte aufgezeigt werden.

BEZEICHNUNGEN

A, B, C, D	Systemmatrizen
<i>CSAS</i>	Control and Stability Augmentation System
$G(s)$	Übertragungsfunktion
η	symmetrischer Taileronausschlag
ξ	differentieller Taileronausschlag
ζ	Seitenruderausschlag
$K_{ik}(\delta)$	Verstärkungen
<i>RNF</i>	Regelungsnormalform
T_V	variable Zeitkonstante
T	feste Zeitkonstante
u	Steuervektor
x	Zustandsvektor
y	Ausgangsvektor

1 EINLEITUNG

Heutzutage spielen bei der Entwicklung neuer Flugzeuge computergestützte Entwurfswerkzeuge eine immer größere Rolle, wie z.B. CAD in der Konstruktion oder CFD in der Aerodynamik. Für die Entwicklung von modernen Flugregelsystemen werden hierbei vermehrt die Möglichkeiten und Vorteile (geringere Kosten, schnelle Durchführbarkeit, schnellere Iterationen) der hochgenauen, digitalen nichtlinearen Simulation genutzt.

Der Flugreglerentwurf erfolgt derzeit üblicherweise auf der Basis eines Satzes speziell ausgewählter linearer Ersatzmodelle. Bei der linearen Reglerauslegung werden dann für diese Modelle optimierte „Punktentwürfe“ erarbeitet. Mittels linearer Analyse und unter Zuhilfenahme allgemeiner und parametrischer Modellierungsunsicherheiten wird dann die Güte der linearen Einzelentwürfe bewertet und diese

falls notwendig modifiziert. Ausgehend von den Punktwürfen wird ein nichtlinearer Gesamtregler erstellt und in einer nichtlinearen Simulation verifiziert, ob das mit linearen Methoden ausgelegte Regelsystem die gewünschten Charakteristika auch in einer nichtlinearen Umgebung aufweist. Besonderes Augenmerk liegt hierbei auf hochdynamischen und nichtlinearen Manövern wie z.B. Rapid Rolling.

Es ist daher von entscheidender Bedeutung bereits während der Entwurfs von Flugregelsystemen hochwertige, nichtlineare Simulationsmodelle zur Verfügung zu haben. Darüberhinaus werden diese Modelle später auch zur Validierung & Verifikation der echten Hardware und für Analysezwecke bei Vorhersage und Freigabe von besonders kritischen Flugmanövern eingesetzt.

Die vorliegende Arbeit basiert auf der Diplomarbeit „Entwicklung und Validierung eines fortschrittlichen flugdynamischen Simulationsmodells sowie von Werkzeugen zur Trimmung und Linearisierung“ [10], welche als Kooperation zwischen EADS Military Air Systems München und der Fachhochschule Joanneum Graz im ersten Halbjahr 2006 durchgeführt worden ist.

Ausgangspunkt für die Arbeit sind die Werkzeuge und Module, z.B. zur Trimmung und Linearisierung, welche im Rahmen des erfolgreichen internen Projekts „Fortschrittliche Analyse und Synthesemodule“ (*TOOLS*) für die Flugreglerauslegung eines modernen Hochleistungsflugzeugs und -trainers (*HEAT*) entwickelt worden ist [5]. In dieser Arbeit wird daher nur auf die Implementierung und Validierung in einer digitalen Simulation des in Analogrechner-technik ausgeführten Steuer- und Regelsystems CSAS für das betrachtete Flugzeug näher eingegangen.

2 BESCHREIBUNG DES CSAS

Das hier vorgestellte Steuer- und Regelsystem CSAS (Control and Stability Augmentation System) des modellierten Hochleistungsflugzeug ist in Anlehnung an die System Production Specification [11] umgesetzt worden. Es besteht prinzipiell aus zwei getrennten Subsystemen für die Längs- und Seitenbewegung. Das gesamte Basisregelsystem ist im Luftfahrzeug selbst auf mehreren Analogrechner implementiert.

2.1 BASISREGLER FÜR DIE LÄNGSBEWEGUNG

Bei dem Regelsystem in der Nickachse handelt es sich um ein Nickratenvorgabesystem (q_{com} -System). Eine vereinfachte, schematische Darstellung ist in Abbildung 1 oben zu sehen. Das System ist prinzipiell relativ einfach aufgebaut und besteht im Grunde aus einem Nickdämpfer K_q und einem Kommandopfad mit direkter Vorsteuerung *Direct-Link*. Nickdämpfer als auch der Kommandopfad werden mit

dem gemessenen und verzögerten Staudruck adaptiert. Der Nickdämpfer besitzt die primäre Funktion die Dämpfung der Anstellwinkelschwingung ζ_{AS} zu modifizieren und hat nur geringen Einfluss auf deren Eigenfrequenz [1, 4]. Auf andere Rückführungen wird im Basisregelsystem verzichtet.

Eine Besonderheit des Nickreglers ist darüber hinaus die sogenannte Direct-Link Betriebsart. Im normalen Flugbetrieb wird im Kommandopfad der Direct-Link-Zweig durch ein entsprechendes zusätzliches Signal ausgeblendet (Direct-Link Cancel), so dass er keinen direkten Einfluss auf die Steuerung des Flugzeuges hat. Bei einem auftretenden Fehler im Nickregler kann der Pilot die Rückführung und somit auch den Kommandopfad abschalten. Aufgrund des weiter bestehenden Direct-Link-Zweiges kommandiert er jetzt direkt einen symmetrischen Taileronausschlag. Im Simulinkmodell geschieht dies über den Block „DL Cancel“, welcher im Falle des aktivierten Direct-Link Modus kein Signal durchlässt, vgl. das detaillierte Blockschaltbild des Nickachsen-CSAS in Abbildung 7.

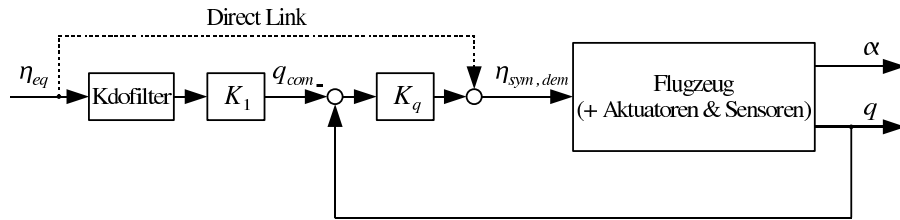
Desweiteren beinhaltet das Nick-CSAS eine Vorsteuerung zur Kompensation der auftretenden Nickmomente durch die Betätigung der Luftbremse (Airbrake) und der vom Piloten gewählten Flügelkonfiguration. In beiden Fällen tritt bei großen Ausschlägen oder bei Änderungen der Flügelvorderkantenklappen oder -hinterkantenklappenstellungen ein Moment auf welches sonst durch den Pilot manuell ausgeglichen werden müsste.

2.2 BASISREGLER FÜR DIE SEITENBEWEGUNG

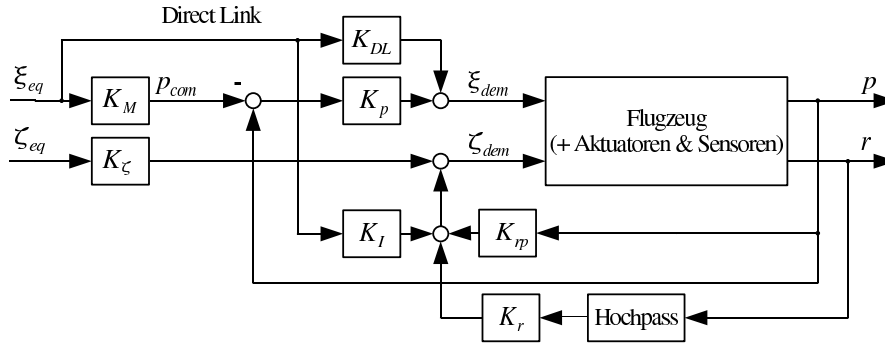
Aufgrund der Kopplung zwischen der Roll- und Gierachse sowie der Existenz von drei Steuerflächen (differentielles Taileron, Seitenruder und Spoiler) besitzt das Steuer- und Regelsystem der Seitenbewegung einen komplexeren Aufbau. Die vereinfachte Struktur ist in Abbildung 1 unten abgebildet und stellt ein Rollratenvorgabesystem (p_{com} -System) und ein konventionelles Schiebewinkelvorgabesystem (β_{com} -System) dar. Das laterale CSAS besteht aus einem Rolldämpfer K_p , einem Gierdämpfer K_r , einer Querkopplung des Rollkommandos K_I und der Rollrückführung K_{rp} auf das Seitenruder sowie den Vorsteuerungen für die Roll- und die Gierachse K_m , K_ζ .

Die Aufgabe des Rolldämpfers ist es, die Rollzeitkonstante T_R zu modifizieren. Dadurch ist es möglich, der aperiodischen Rollbewegung eine gewünschte Charakteristik vorzugeben [1, 4]. Wie in der Nickachse, verfügt das CSAS auch in der Seitenbewegung über eine Direct-Link Betriebsart. Durch diese kann der Pilot den Rolldämpfer und sämtliche Kopplungen des Rollkommandos auf das Seitenruderkommando abschalten. Der Gierdämpfer K_ζ bleibt von diesen Änderungen jedoch unberührt.

Im Gegensatz zur Nickachse wird in der Rollachse im normalen Betrieb die direkte Vorsteuerung (Direct-Link) nicht



(a) Longitudinales Steuer- und Regelsystem



(b) Laterales Steuer- und Regelsystem

Abbildung 1: Schematische Darstellung des CSAS

ausgeblendet. D.h. der kommandierte, differentielle Taileronausschlag setzt sich immer aus einem direkten Anteil (K_{DL}) und einem Anteil aus der Rückführung ($K_p(p - p_{com})$) zusammen.

Zur Unterstützung der Steuerung um die Rollachse stehen zusätzlich noch die Spoiler zur Verfügung. Die Ansteuerung der Spoiler wird mit Hilfe einer nichtlinearen Funktion realisiert welche den kommandierten differentielle Taileronausschlag in ein entsprechendes Spoilerkommando umrechnet. Bei höheren Flügelpfeilungen (ab ca. 50 Grad) kommen die Spoiler aufgrund der geringeren Wirksamkeit nicht mehr zum Einsatz.

Die Rückführung der Gierrate auf das Seitenruder (Gierdämpfer K_r) stellt eine effiziente Methode zur Erhöhung der Dämpfung der Roll-Gier-Schwingung [1, 4] dar. Darüberhinaus wirkt der Rückführung stabilisierend auf die Spiralbewegung, allerdings besitzt sie auch einen entscheidenden Nachteil. Der reine Gierdämpfer verfügt über keinen Soll-/Ist-Wertvergleich und versucht somit auch die im Kurvenflug auftretende stationäre Gierrate zu Null zu regeln. Dies führt zu einem unerwünschten Stützen durch den Piloten im Kurvenflug, welches die Manövrierfähigkeit des Flugzeuges herabsetzt [1, 4].

Eine Abhilfe für diese Problematik schafft ein Hochpassfilter, der vor dem Gierdämpfer installiert wird und dafür sorgt, dass die stationäre Gierrate „ausgewaschen“ wird und somit der Gierdämpfer sich nicht länger negativ auf den Kurvenflug auswirkt. In der Wurzelortskurve bewirkt die durch den Hochpassfilter induzierte Nullstelle im Ursprung das der Spiralpol in Richtung Ursprung wandert und dort blockiert wird, so dass sich für die Spiralbewegung ein nahezu neutral stabiles Verhalten ergibt. Der Hochpass redu-

ziert allerdings auch die effektive Dämpfung der Roll-Gier-Schwingung, so dass bei der Auslegung ein Kompromiss gefunden werden muss.

Eine weitere Aufgabe des lateralen CSAS ist die Koordination des Rollens. Idealerweise erfolgt das Rollen nicht um die Flugzeuglängsachse (körperfest) sondern um den Geschwindigkeitsvektor, damit die aerodynamischen Querkopplungen minimiert werden ($\alpha, \beta = const.$). Aus diesem Grund ist es notwendig, eine Kopplung von der Rollachse zur Gierachse zur Verfügung zu haben [1]. Im lateralen CSAS ist dies so umgesetzt, dass einerseits ein Zweig von der Rollvorsteuerung (Direct-Link) zum Seitenruder führt, andererseits wird die Rollrate über die Verstärkung K_{rp} zum Seitenruder geführt.

Die entsprechende Umsetzung in Simulink ist in Abbildung 8 abgebildet.

3 DIGITALE IMPLEMENTIERUNG DER DYNAMISCHEN ELEMENTE DES ANALOGEN CSAS

Ein besonderes Augenmerk beim Aufbau des flugdynamischen Simulationsmodells wird auf die digitale Implementierung im Zustandsraum der analogen Filter des CSAS gelegt. Hierfür werden neben dem richtigen Übertragungsverhalten noch zwei Eigenschaften gefordert. Einerseits sollte es möglich sein, den dynamischen Anteil des Filter zu überbrücken, um z.B. während der Trimmrechnung das Einschwingverhalten der Filter zu unterdrücken. Andererseits

sollte es möglich sein die korrekten, a priori bekannten, internen Startwerte der Zustände des Filters vorzugeben. Der in Simulink standardmäßig vorhandene Übertragungsfunktionsblock erfüllt beide Anforderungen nicht, da er immer mit dem Anfangswert Null beginnt und darüber hinaus gibt es keine einfache Möglichkeit die Dynamik wegzuschalten [7]. Es ist daher zweckmäßig, eigene, fortschrittliche Simulinkblöcke zu entwickeln.

3.1 FILTERDARSTELLUNG IN REGELUNGSNORMALFORM

Die überbrückbaren Filter müssen aufgrund der digitalen Umsetzung im Zustandsraum in einer Form implementiert werden, bei der keine Ableitungen des Eingangsgröße u enthalten sind und die darüber hinaus einen einfachen Aufbau, auch für Filter höherer Ordnung, ermöglicht.

Generell können verschiedenen Darstellungsformen gewählt werden, als gut geeignet hat sich dabei die Regelungsnormalform erwiesen [2]. Der Ausgangspunkt für die Herleitung ist die komplexe Übertragungsfunktion in allgemeiner Polynomform im Frequenzbereich:

$$(1) \quad G(s) = \frac{Y(s)}{U(s)} = \frac{Z(s)}{N(s)} = \frac{b_0 + b_1 s + \dots + b_n s^n}{a_0 + a_1 s + \dots + a_n s^n}$$

Um nun eine Form zu erhalten, in der keine Ableitungen der Eingangsgröße mehr vorkommen, wird zunächst Gl. (1) normiert [2]:

$$(2) \quad Y = \frac{b_0}{a_n} \frac{1}{\tilde{N}(s)} U + \frac{b_1}{a_n} \frac{s}{\tilde{N}(s)} U + \dots + \frac{b_n}{a_n} \frac{s^n}{\tilde{N}(s)} U$$

und anschließend werden folgende Zustandsvariablen im Bildbereich definiert:

$$(3) \quad X_1 = \frac{1}{\tilde{N}(s)} U, X_2 = \frac{s}{\tilde{N}(s)} U, \dots, X_n = \frac{s^{n-1}}{\tilde{N}(s)} U$$

Aus der Definition folgen einfache Beziehungen zwischen den Zustandsvariablen:

$$(4) \quad sX_1 = X_2, sX_2 = X_3, \dots, sX_{n-1} = X_n$$

Im Zeitbereich folgt

$$(5) \quad \dot{x}_1 = x_2, \dot{x}_2 = x_3, \dots, \dot{x}_{n-1} = x_n$$

Aus der Gleichung (3) für X_1 ergibt sich

$$(6) \quad s^n X_1 + \frac{a_{n-1}}{a_n} s^{n-1} X_1 + \dots + \frac{a_0}{a_n} X_1 = U$$

Setzt man nun in Gleichung (6) die zuvor definierten Zustandsvariablen (4) ein, erhält man:

$$(7) \quad sX_n + \frac{a_{n-1}}{a_n} X_n + \dots + \frac{a_0}{a_n} X_1 = U$$

Im Zeitbereich ergibt sich aus (5) und (7)

$$(8) \quad \dot{x}_n + \frac{a_{n-1}}{a_n} x_n + \dots + \frac{a_1}{a_n} x_2 + \frac{a_0}{a_n} x_1 = u$$

Die Zustandsgleichungen können sehr anschaulich in Form des Zustandsraummodells dargestellt werden.

$$(9) \quad \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{b}u$$

$$(10) \quad \mathbf{A} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & 0 & 1 & & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & 0 & & 1 \\ -\frac{a_0}{a_n} & -\frac{a_1}{a_n} & \dots & -\frac{a_{n-2}}{a_n} & -\frac{a_{n-1}}{a_n} \end{bmatrix}$$

$$(11) \quad \mathbf{b}^T = [0 \quad 0 \quad \dots \quad 0 \quad 1]$$

Die Systemmatrix \mathbf{A} wird auch als Frobenius-Matrix bezeichnet. Sie zeichnet sich dadurch aus, dass sich ihre letzte Zeile aus den negativen Koeffizienten des charakteristischen Polynoms mit Ausnahme des auf eins normierten Koeffizienten der höchsten Potenz bildet [2].

Abschließend kann in analoger Weise die Ausgangsgleichung (2) umgeformt und in den Zeitbereich transformiert werden. In Vektorschreibweise ergibt sich für sie die folgende Form:

$$(12) \quad y = \mathbf{c}^T \mathbf{x} + du$$

$$(13) \quad \mathbf{c}^T = \left[\frac{b_0}{a_n} - \frac{a_0}{a_n} \frac{b_n}{a_n}, \dots, \frac{b_{n-1}}{a_n} - \frac{a_{n-1}}{a_n} \frac{b_n}{a_n} \right]$$

$$(14) \quad d = \frac{b_n}{a_n}$$

Bei dem gezeigten Übergang auf RNF der Zustandsgleichungen wird vorausgesetzt, dass es sich bei dem betrachteten System um ein lineares zeitinvariantes System (sog. LZI-System) handelt, d.h. dass seine Übertragungsfunktion existiert. Für nichtlineare oder zeitvariante System ist der aufgezeigte Weg nicht gangbar, da die hierbei genutzte Zuordnung gem. Gl. (15) nicht mehr gilt, siehe Abschnitt 4.

$$(15) \quad b \cdot u \rightarrow b \cdot y \Leftrightarrow b \cdot \dot{u} \rightarrow b \cdot \dot{y}$$

3.2 IMPLEMENTIERUNG IN SIMULINK

Der Simulink-Aufbau der Filter orientiert sich an der hergeleiteten Regelungsnormalform. Für eine Programmbibliothek wurden Filter erster, zweiter und dritter Ordnung implementiert. Filter höherer Ordnung können auf die gleiche Weise umgesetzt werden, doch werden in der vorliegenden Arbeit höchstens Filter dritter Ordnung benötigt.

Der interne Aufbau eines Filters erster Ordnung in Simulink ist in Abbildung 2 dargestellt.

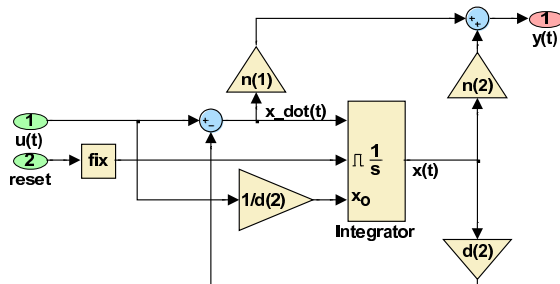


Abbildung 2: Beispiel für einen überbrückbaren Filter erster Ordnung

Das Blocksymbol ist zusammen mit der Standardübertragungsfunktion von Simulink in Abbildung 3 vergleichend gegenüber gestellt.

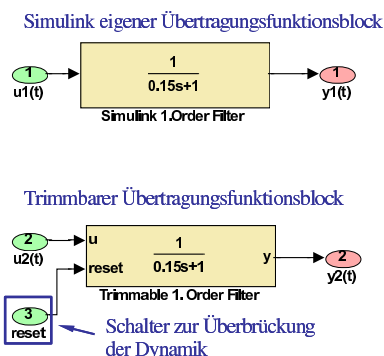


Abbildung 3: Vergleich Simulink-Übertragungsfunktionsblock und überbrückbarer Filter

Der Filter besitzt äußerlich einen ähnlichen Aufbau wie die Standardübertragungsfunktion von Simulink. Der augenscheinlichste Unterschied ist der zweite Eingang, der für die sogenannte Reset-Funktion verwendet wird. Es handelt sich bei diesem Eingang um einen Schalter der die Dynamiküberbrückung steuert. Ist der Eingang auf Null gesetzt, arbeitet der Filter völlig normal, nimmt er jedoch den Wert eins an, werden die internen Integratoren zu jedem Zeitpunkt neu initialisiert. Einerseits ermöglicht dies, die Dynamik des Filters z.B. während der Trimmrechnung abzuschalten, andererseits sorgt die gewählte RNF-Struktur dafür, dass die Integratorblöcke mit den richtigen Startwerten gemäß der stationären Verstärkung initialisiert werden.

Die Eingabe der Filterkoeffizienten erfolgt auf dieselbe Weise wie beim Übertragungsfunktionsblock von Simulink (siehe dazu Abbildung 3). Direkt nach der Eingabe von Zähler- und Nennerpolynom werden diese normiert und dann in die internen Blöcke als feste Werte eingesetzt.

4 DIGITALE REALISIERUNG EINES SPEZIELLEN ADAPTIERTEN FILTERELEMENTES

Ein besonderes Augenmerk bei der digitalen Implementierung muss auf dynamisch adaptierte Elemente (Subsysteme) gelegt werden, da hier standardmäßig kein Simulinkblock zur Verfügung steht. Einen interessanten/unkonventionellen Spezialfall hierfür bietet das CSAS im Nick-Kommandopfad, welches einen, über ein verzögertes Staudrucksignal (\bar{q}_{dyn}) adaptierten, Filter 1. Ordnung aufweist.

$$(16) \quad T\dot{y}(t) + y(t) = u(t) + T_V(\bar{q}_{dyn}) \cdot \dot{u}(t)$$

Der Filter stellt prinzipiell ein $PD-T_1$ -Glieder dar ($T = const.$), mit der Besonderheit, dass die Vorhaltzeitkonstante T_V , d.h. der \dot{u} -Koeffizient, mit dem Staudrucksignal nachgeführt wird. Das resultierende System stellt somit ein spezielles LPV-System (Linear- Parameter-Variierendes System) dar, mit der Eigenschaft, dass die Parameterabhängigkeit nur im \dot{u} -Glieder vorliegt. Aufgrund der frequenzmäßigen Trennung zwischen Anstellwinkelschwingung und Bahnbewegung lässt sich die T_V -Abhängigkeit aber als quasi Zeitvarianz $T_V(t)$ interpretieren, so dass letztlich der Filter als lineares zeitvariantes System behandelt werden kann:

$$(17) \quad \dot{y}(t) = -\frac{y(t)}{T} + \frac{T_V(t)}{T} \cdot \dot{u}(t) + \frac{u(t)}{T}$$

(Anmerkung: In der CSAS Specification [11] wird der Filter in Übertragungsfunktionsschreibweise dargestellt, obwohl strenggenommen seine Übertragungsfunktion nicht existiert).

$$(18) \quad G(s) = \frac{T_V(t)s + 1}{Ts + 1}$$

Die systemdynamisch korrekte bzw. möglichst realitätsnahe Repräsentation dieses LZV-System auf einem Digitalrechner ist nicht trivial und stellt ein anspruchsvolle Aufgabe der Systemmodellierung dar [3].

Das bestehende CSAS ist in Analogrechnertechnik, d.h. unter Zuhilfenahme analoger Bauteilen realisiert und bietet daher die Möglichkeit den Filter direkt nachzubilden. Eine adäquate Umsetzung auf einem Digitalrechner muss daher darauf achten, dass die grundlegenden Eigenschaften des Filters (Dynamik, stationäre Übertragung) möglichst exakt wiedergegeben werden. Für die digitale Umsetzung muss das zeitvariante System in eine äquivalente Zustandsraummodell (ZRM) überführt werden.

In [3] wird gezeigt, dass das äquivalente ZRM verschiedener linearer zeitvarianter Systeme (LZV) zwar komplex aber prinzipiell möglich und für Systeme niedriger Ordnung auch praktikabel ist. Problematisch ist hierbei aber, dass in den Elementen des Steuervektors \mathbf{b} Ableitungen der zeitvarianten Größen auftreten (hier \dot{T}_V), die aber im vorliegenden Fall weder a priori bekannt noch im System verfügbar

sind. Man könnte zwar Abhilfe durch ein näherungsweise gültiges Modell der Ableitung von T_V , z.B. mittels Differenzenquotient, schaffen, jedoch würde dies eindeutig den Verhältnissen im Analogrechner entgegenlaufen.

Da das eigentliche Ziel einer hochgenauen Flugdynamik-Simulation die Realitätsnähe zur Flugzeughardware ist, wird auf eine möglichst einfache Realisierungsform in Anlehnung an den Analogrechner abgezielt.

Nachfolgend werden 3 Varianten der Systemmodellierung gegenüber gestellt und anschließend analysiert/evaluiert.

Bevor auf die eigentliche Umsetzung des zeitvarianten Filters näher eingegangen wird, sollen einige grundlegende Eigenschaften des Filters diskutiert werden.

Anhand von Gleichung (17) lassen sich sowohl die stationäre Verstärkung ($\dot{y} = 0, \dot{u} = 0$)

$$(19) \quad \frac{y_\infty}{T} = \frac{u_\infty}{T} \Rightarrow y_\infty = u_\infty$$

als auch die Eigendynamik des Filters bestimmen. Für den typischen Fall eines Sprungeingangs überträgt der Filter nach Abklingen des Einschwingvorgangs mit der Zeitkonstante T (Eigenwert $\lambda = -1/T$) und der Einheitsverstärkung unabhängig vom Verlauf von $T_V(\bar{q}_{dyn})$.

4.1 UMSETZUNG MITTELS REGELUNGSNORMALFORM

Zur Modellierung des LZV-Filtersystems wird zunächst die „Standardumsetzung“ in RNF analog zu den bereits diskutierten LZI-Systeme betrachtet.

Die Zustandsgleichung für den zeitvarianten Filter lautet:

$$(20) \quad \dot{x} = -\frac{x}{T} + \frac{u}{T}$$

Aus der DGL (17) lässt sich damit folgende Ausgangsgleichung angeben .

$$(21) \quad y = x + T_V \dot{x}$$

Um festzustellen, ob das eingeführte Modell auch bei einer zeitlich veränderlichen Zeitkonstante T_V noch der ursprünglichen Differentialgleichung entspricht, die im realen Steuer- und Regelsystem implementiert ist, muss Gleichung (21) abgeleitet werden. Dazu wird als erstes die zeitliche Ableitung der Zustandsgröße \dot{x} in der Gleichung durch Gleichung (20) ersetzt und anschließend nach der Zeit abgeleitet.

$$(22) \quad \dot{y} = \dot{x} - \frac{T_V}{T} \dot{x} - \frac{\dot{T}_V}{T} x + \frac{T_V}{T} \dot{u} + \frac{\dot{T}_V}{T} u$$

Anstelle von \dot{x} kann wieder Gleichung (20) eingesetzt werden und mit Hilfe der Ausgangsgleichung (21) kann Gleichung (22) weiter vereinfacht werden.

$$(23) \quad \dot{y} = -\frac{y}{T} + \frac{T_V}{T} \dot{u} + \frac{u}{T} + \frac{\dot{T}_V}{T} (u - x)$$

Schlussendlich kann Gleichung (21) nach der Zustandsgröße x umgeformt und in Gleichung (23) eingesetzt werden:

$$(24) \quad \dot{y} = -\left(\frac{1}{T} + \frac{\dot{T}_V}{T - T_V}\right) y + \left(\frac{1}{T} + \frac{\dot{T}_V}{T - T_V}\right) u + \frac{T_V}{T} \dot{u}$$

Anhand der resultierenden DGL. erster Ordnung ist deutlich erkennbar, dass es sich dabei um die Ausgangsdifferentialgleichung (17) plus je einem zusätzlichen Term in y und u handelt. Durch die Einführung der Zustandsgrößen gemäß der Regelungsnormform ist also eine „versteckte“ Dynamik in das System eingebracht worden, so dass das System in Regelungsnormform nicht mehr dem Ausgangssystem entspricht, sobald sich die Zeitkonstante T_V ändert.

Wenn sich die Ausgangsgröße u nicht mehr ($\dot{u} = 0$), die Zeitkonstante T_V allerdings noch verändert ($\dot{T}_V \neq 0$), ergibt sich für die stationäre Übertragung die folgende Gleichung.

$$(25) \quad y_\infty = u_\infty$$

Der stationäre Endwert entspricht also sehr wohl noch dem des Ausgangssystems, lediglich das Einschwingverhalten ist unterschiedlich falls $\dot{T}_V \neq 0$.

4.2 ERSATZMODELL DER BESTEHENDEN NICHTLINEAREN SIMULATION

Um den Einfluss der versteckten Verstärkung zu reduzieren, ist in einer bestehenden nichtlinearen Simulation des Fluggeräts ein alternativer Ansatz zur Darstellung des Subsystems gewählt worden und zwar so, dass in der Ausgangsgleichung keine Ableitung der Zustandsgröße x vorkommt.

$$(26) \quad \dot{x} = -\frac{x}{T} + \frac{1 - \frac{T_V}{T}}{T} u$$

$$(27) \quad y = x + \frac{T_V}{T} u$$

Durch die zeitliche Ableitung der Gleichung (27) für y , soll abermals festgestellt werden, ob durch diesen Ansatz das zeitvariante System korrekt wiedergegeben wird.

$$(28) \quad \dot{y} = \dot{x} + \frac{T_V}{T} \dot{u} + \frac{\dot{T}_V}{T} u$$

In Gleichung (28) kann nun wieder \dot{x} durch Gleichung (26) ersetzt werden.

$$(29) \quad \dot{y} = -\frac{x}{T} + \frac{u}{T} - \frac{T_V}{T^2} u + \frac{T_V}{T} \dot{u} + \frac{\dot{T}_V}{T} u$$

Gleichung (27) wird nach x aufgelöst und in die Differentialgleichung (29) eingesetzt. Die Differentialgleichung für das Ersatzsystem der bestehenden nichtlinearen Simulation lautet dann

$$(30) \quad \dot{y} = -\frac{y}{T} + \frac{T_V}{T} \dot{u} + \frac{u}{T} + \frac{\dot{T}_V}{T} u$$

Wie bereits bei der Transformation auf Regelungsnormalform existiert auch bei diesem Ansatz ein zusätzlicher Term in u , der in der ursprünglichen Differentialgleichung nicht vorhanden ist. Dieser hat im Gegensatz zur Regelungsnormalform in Bezug auf das Einschwingverhalten jedoch keinen Einfluss. Eine Betrachtung des stationären Endwerts zeigt jedoch die Schwächen dieses Ansatzes.

$$(31) \quad y_\infty = \left(1 + \dot{T}_V\right) u_\infty$$

Aus Gleichung (31) geht hervor, dass so lange sich die Zeitkonstante T_V ändert, das in der bestehenden Simulation zum Einsatz kommende System nicht mit einer stationären Verstärkung von Eins arbeitet. Dies entspricht jedoch nicht der im Analogrechner umgesetzten Differentialgleichung und dem tatsächlichen Flugzeugverhalten.

4.3 DIGITALE UMSETZUNG IN ANLEHNUNG AN DEN ANALOGRECHNER UND SIMULATION

Damit ein besserer Einblick in die Übertragungseigenschaften der einzelnen Systeme und insbesondere deren Unterschiede erhalten werden kann, ist ein Testmodell mit den beiden bisher vorgestellten Systemen und einer direkten Implementierung der Differentialgleichung in Simulink erstellt und simuliert worden.

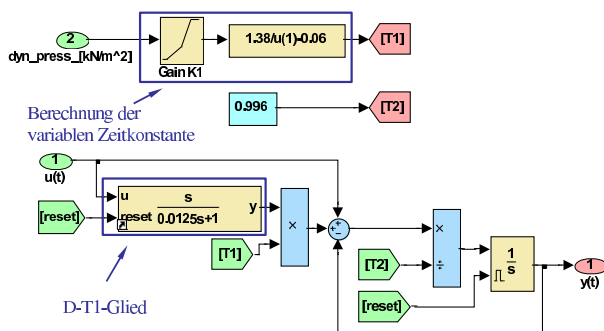


Abbildung 4: Blockschaltbild der modifizierten, analogen Filterumsetzung

Die direkte Umsetzung der DGL. erfolgt gemäß dem Blockschaltbild in Abbildung 4. Dieses Blockschaltbild entspricht Gleichung (17) wobei die Ableitung der Steuergröße \dot{u} unter zu Hilfenahme eines $D-T_1$ -Glieds realisiert wird. Die Nennerzeitkonstante des $D-T_1$ -Glieds ist dabei wesentlich kleiner als die sonstigen effektiven Zeitkonstanten des

Systems gewählt worden. Durch den gewählten Modellaufbau wird bei der Berechnung der Ableitung eine kleine Verzögerung eingebracht. Diese Verzögerung bewirkt, dass der bei einem sprungförmigen Eingangssignal auftretende δ Impuls in \dot{u} nicht exakt einen Zeitschritt anliegt, sondern künstlich verlängert wird. Dadurch entstehen bei der Ableitung der Eingangsgröße bei Verfahren höherer Ordnung keine Probleme mehr bei der Bestimmung der richtigen Steigung in den Zwischenschritten.

Das Ergebnis der durchgeführten Vergleichssimulation ist in Abbildung 5 dargestellt. Der verzögerte Staudruck, der für die Nachführung der Zeitkonstante T_V verwendet wird, stammt aus einer dynamischen Simulation (Pull-Up) für das Gesamtflugzeug. Im Bezug auf die Modellierung des be-

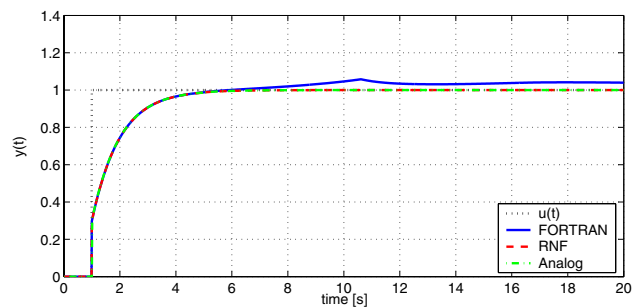


Abbildung 5: Sprungantwort der zeitvarianten Filter

trachteten linearen zeitvarianten Systemen unter Simulink kann folgendes Resümee gezogen werden.

Das Zustandsraummodell, das mit Hilfe der Regelungsnormalform erhalten worden ist, weist wie gezeigt eine versteckte Dynamik auf, die das Einschwingverhalten beeinflussen kann, praktisch aber kaum spürbar. Stationär überträgt dieses System allerdings korrekt.

Die in der bestehenden Simulation umgesetzte Variante gibt das Einschwingverhalten des zeitvarianten Filters mit relativ hoher Genauigkeit wieder, besitzt jedoch den Nachteil einer falschen stationären Übertragung, der in Abbildung 5 gut erkennbar ist.

Eine direkte Umsetzung der Differentialgleichung, wie sie im Analogrechner des Flugzeuges zum Einsatz kommt, ist nur mit erheblichen Schwierigkeiten möglich und enthält die nicht zu unterschätzende Problematik, dass dafür die Ableitung der Eingangsgröße benötigt wird.

Anhand der gezeigten Ergebnisse lässt sich schließen, dass die Regelungsnormalform beim vorliegenden Testfall eine ausreichende Genauigkeit aufweist (vgl. Abb. 5). Allerdings tritt bei diesem Testfall erst eine Nachführung der Zeitkonstante deutlich nach dem Aufbau des Eingangssignals auf. Da aber aufgrund der zuvor angesprochenen Frequenztrennung von AS und Phygoide allgemein von derartigen Verhältnissen ausgegangen werden kann und zudem der zeitvariante Filter sich im Kommandopfad des Steuer- und Regelsystems befindet kann gefolgert werden dass die RNF eine praktisch befriedigende Umsetzung darstellt.

5 ERGEBNISBETRACHTUNG

Nach den theoretischen Untersuchungen zur digitalen Implementierung des Regelsystems sollen durch nichtlineare Vergleichssimulationen mit eingeschaltetem Steuer- und Regelsystem und im Direct-Link Modus der Einfluss des CSAS auf das Flugzeugverhalten näher beleuchtet werden.

Als Testfall wird im Folgenden ein einfaches schnelles Rollmanöver verwendet. Für die Simulation ist der bereits vorgestellte Direct-Link Modus erweitert worden, so dass zusätzlich auch der Gierdämpfer abgeschaltet werden kann. Auf diese Weise kann auch der Einfluss desselbigen untersucht werden, da nun sämtliche Rückführungen ausgeschaltet sind.

Eine Betrachtung der Steuer- und Zustandsgrößen in Abbildung 6 zeigt deutlich den Einfluss des CSAS. Während bei ausgeschaltetem CSAS auf ein Rollkommando lediglich ein entsprechender Ausschlag des differentiellen Tailerons folgt, werden bei eingeschaltetem CSAS alle drei primären Steuerflächen aufgrund der Rückführungen ausgeschlagen. Deutlich zu erkennen sind auch die Wirkungsweisen der drei Dämpfer, welche dafür sorgen dass die Drehgeschwindigkeiten p, q, r mit Regler deutlich schneller zu ihren Ausgangswerten nach Wegfall des Kommandos zurückkehren. Mit eingeschaltetem CSAS wird nicht mehr nur das differentielle Taileron ξ , sondern direkt die Rollrate p kommandiert. Aus diesem Grund schlägt auch das differentielle Taileron nach Beendigung des Kommandos in die entgegengesetzte Richtung aus, um so die anstehende Rollrate wieder auf Null zu regeln.

Erwähnenswert sei an dieser Stelle der Verlauf des Schiebewinkels β im unregelmäßigen Fall. Nach einer schwach ausgeprägten Schwingung pendelt sich dieser wieder auf seinen ursprünglichen Trimmwert ein. Das Basisflugzeug besitzt folglich im betrachteten Flugzustand eine adäquate Windfahnenstabilität, d.h. das Flugzeug richtet sich nach einer Störung wieder in Richtung der Anströmung aus, ähnlich einer Windfahne. Es verfügt also ebenso wie in der Nickachse auch bzgl. der Roll-Gierschwingung über eine „statische Stabilität“ [1].

6 ZUSAMMENFASSUNG

Im Rahmen der Entwicklung einer hochgenauen Simulation für ein Hochleistungsflugzeug beschreibt der vorliegende Beitrag die Nachbildung und digitale Implementierung des Steuer- und Regelsystems unter der Softwareentwicklungsumgebung Matlab/Simulink.

Das entwickelte und fortschrittliche Modell verwendet eine Vielzahl der von der Matlab/Simulink gebotenen Möglichkeiten. Besonderes Augenmerk ist auf die adäquate Realisierung der Filter im Steuer- und Regelsystem gelegt worden. Die Filter sind mit Hilfe eigens entwickelter Simulinkblöcke umgesetzt worden, welchen die Regelungsnormalform zu Grunde liegt. Sie besitzen die Fähigkeit, dass in ei-

nem speziellen Modus ihre Dynamik überbrückt und durch die stationäre Verstärkung substituiert werden kann. Damit wird die Trimmung und Linearisierung des Gesamtmodells inklusive Regelsystem maßgeblich vereinfacht. Desweiteren ist darauf geachtet worden, dass der korrekte Startwert für weiterführende Berechnungen und Simulationen vom Filterblock übernommen wird.

Im Anschluss ist die Umsetzung von adaptierten bzw. zeitvarianten Systemen untersucht worden. In diesem Zusammenhang sind verschiedene Ansätze für die Realisierung eines zeitvarianten Filters im Steuer- und Regelsystem CSAS vorgestellt und mit Hilfe eines einfachen Simulationsaufbaus auf ihre Güte untersucht worden.

Abschließend sind einige Ergebnisse der nichtlinearen Simulation präsentiert worden. In diesem Zusammenhang ist es möglich gewesen, die Funktionalität des CSAS auf anschauliche Weise darzustellen.

DANKSAGUNG

Für die Ermöglichung der hier vorgestellten Arbeiten im Rahmen des internen Projekts „Fortschrittliche Analyse und Synthesemodule“ (TOOLS) sei an dieser Stelle der Firma EADS Military Air Systems gedankt.

LITERATURVERZEICHNIS

- [1] Brockhaus, R.: *Regelungstechnik*, Springer Verlag, Berlin 2001.
- [2] Föllinger, O.: *Regelungstechnik: Einführung in die Methoden und ihre Anwendung*, Hüthig GmbH, Heidelberg 1994.
- [3] Chen, C.-T.: *Linear System Theory and Design*, Saunders College Publishing, Philadelphia, PA, USA 1984.
- [4] Heller, M.: *Vorlesungsskript für Flugmechanik*, FH JOANNEUM, Graz 2006.
- [5] Heller, M., Paul, R.: *TOOLS Review Synthesis & Analysis*, EADS Military Air Systems, Ottobrunn 2005.
- [6] Luftfahrtnorm LN 9300: *Flugmechanik*, DIN Norm, 1970.
- [7] The Math Works Inc.: *Using Matlab*, Natick 2000.
- [8] MIL-F-8785C: *Flying Qualities of Piloted Airplanes*, Mil Standard and Handbook, Oklahoma 1991.
- [9] MIL-STD-1797A: *Flying Qualities of Piloted Aircraft*, Mil Standard and Handbook, Washington 1990.
- [10] Pfifer, H.: *Entwicklung und Validierung eines fortschrittlichen flugdynamischen Simulationsmodells sowie Werkzeugen zur Trimmung und Linearisierung*, FH JOANNEUM, Graz 2006.
- [11] SP-P-41600-00P: *Production Specification for the Command and Stability Augmentation System*, Panavia Aircraft GmbH, München 1981.

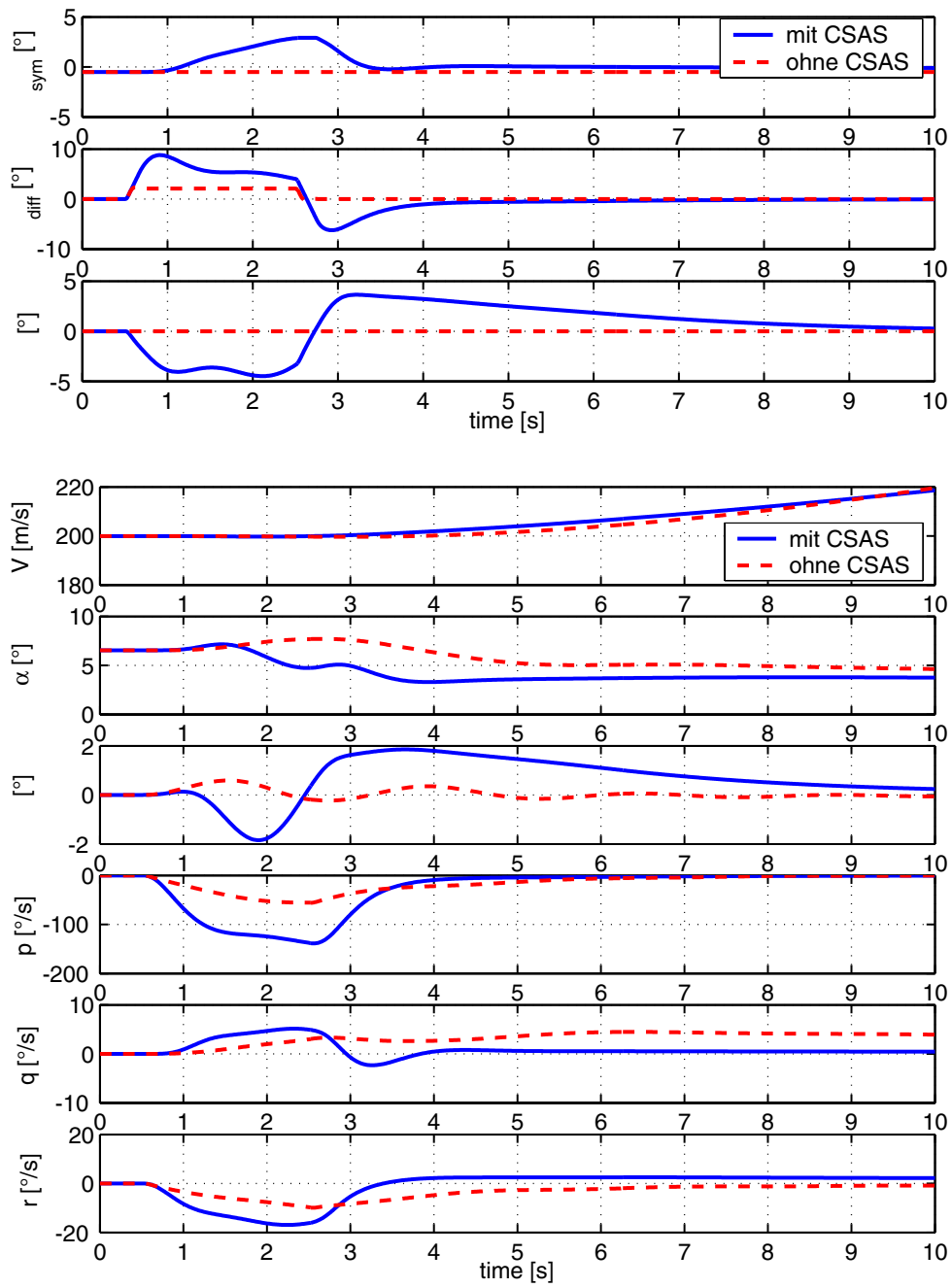


Abbildung 6: Simulation eines Rollmanövers mit ein- bzw. ausgeschaltetem CSAS

Longitudinal-FCS

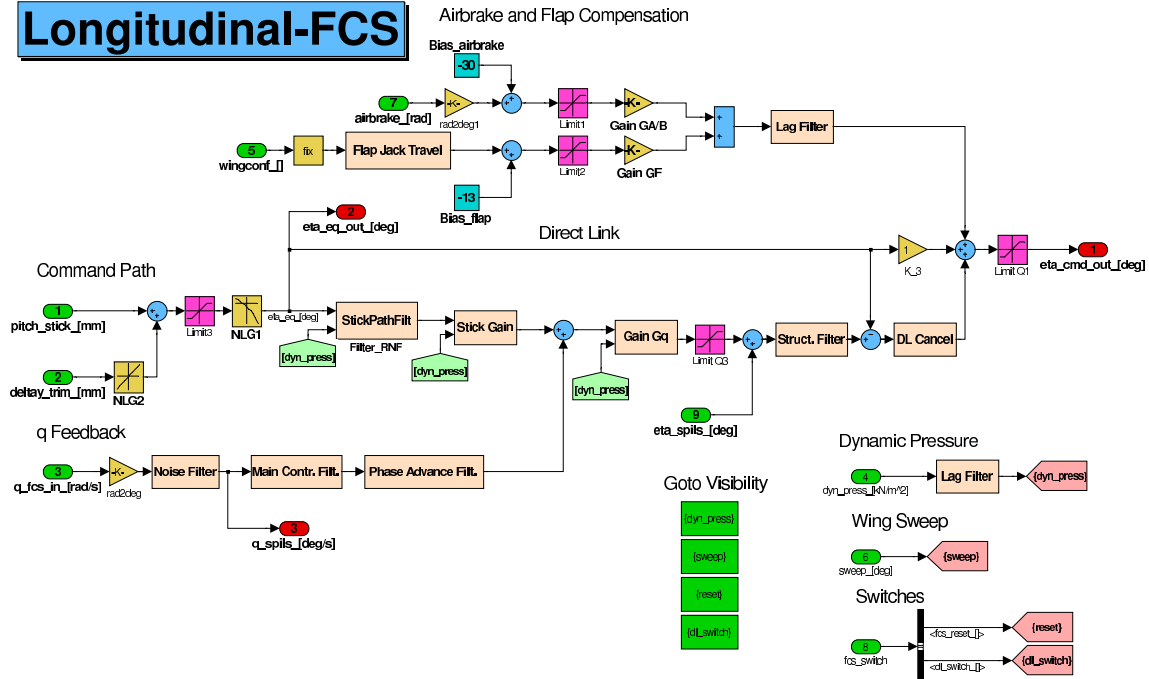


Abbildung 7: Nickachsen Steuer- und Regelsystem

Lateral-FCS

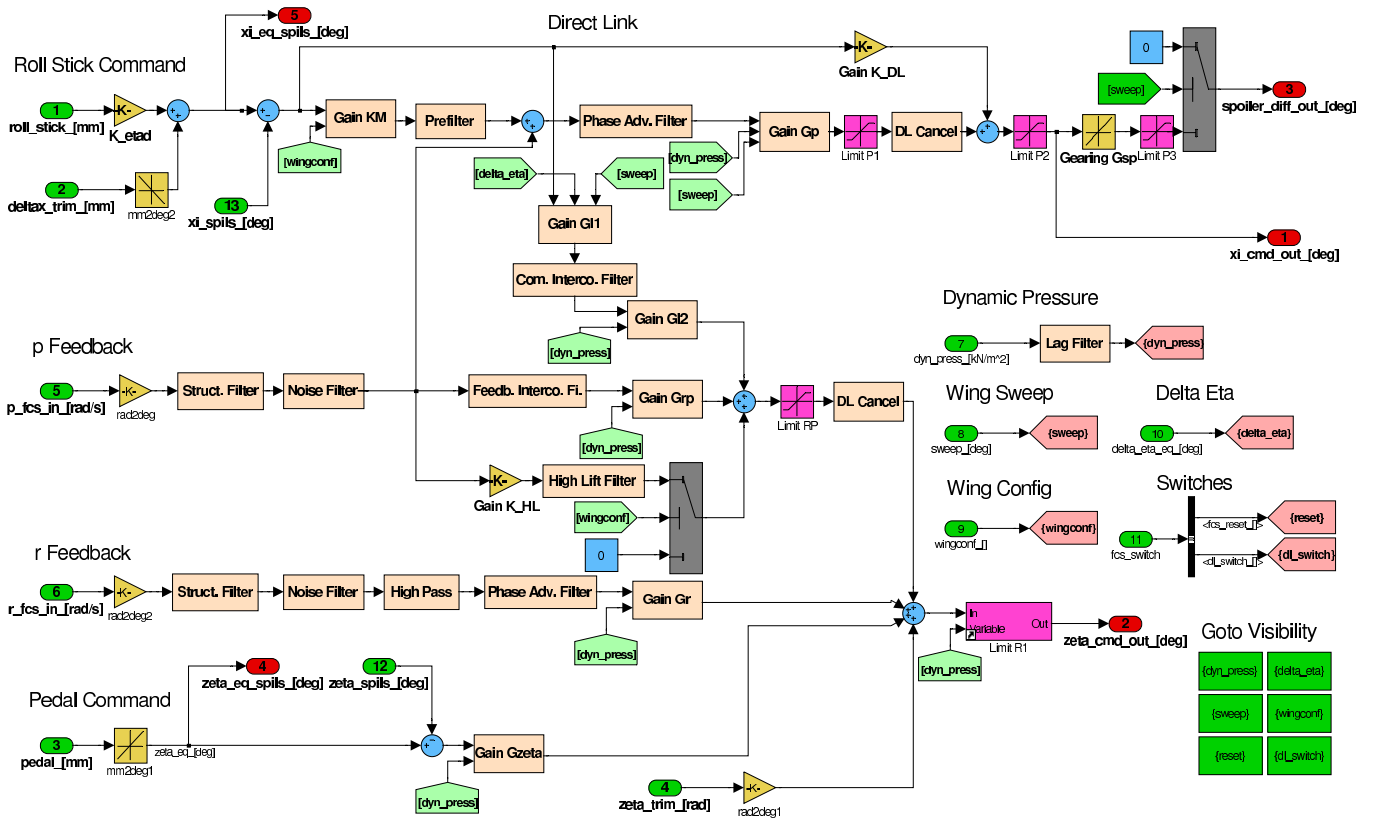


Abbildung 8: Laterales Steuer- und Regelsystem