

HYBRIDES FLUGSTEUERUNGSSYSTEM FÜR ZUKÜNFTIGE KLEINFLUGZEUGE (FUTURE SMALL AIRCRAFT)

Matthias Heller , Falko Schuck , Lars Peter und Florian Holzapfel

Institut für Flugsystemdynamik und Institute for Advanced Study
Technische Universität München
Boltzmannstr. 15, 85748 Garching b. München, Deutschland

Zusammenfassung

In modernen Transportflugzeugen bieten fortschrittliche „aktive Fly-by-Wire“ Flugregelungssysteme eine große Bandbreite an Funktionalität, deren operationeller Nutzen faktisch unbestritten ist. Insbesondere ermöglichen sie eine signifikante Reduktion der Pilotenbelastung, die (permanente) Überwachung von Piloteneingaben samt darauf abgestimmter Warnungen sowie ggf. erweiterte Schutzfunktionen (sog. Protektionen, im Sinne von „Carefree Handling“), womit sie einen wesentlichen Beitrag zur Erhöhung der Lufttüchtigkeit und damit der Sicherheit von Passagieren, Besatzung und Fracht liefern.

Dessen ungeachtet sind solch aktive Flugregelungssysteme auf dem Sektor der allgemeinen Luftfahrt (General Aviation) bisher praktisch nicht anzutreffen. Dies lässt sich leicht durch die gewaltigen Kosten (insbes. für Entwicklung, Hardware/Software samt zugehöriger Analysen und Nachweise, sowie nicht zuletzt die Zulassung) erklären, die den Wert eines Kleinflugzeugs mühelos um das Mehrfache übersteigen können. Bezahlbare „Fly-by-Wire“-Funktionalität für Kleinflugzeuge kann jedoch durch ein „Hybrides Steuerungssystem“ realisiert werden, bei dem vom Flugsteuerrechner korrigierend kommandierte (und strikt begrenzte), elektrisch aufgebraute Ruderausschläge mit einer permanenten mechanischen Verbindung vom Steuerorgan zur Ruderfläche über ein mechanisches Mischgetriebe („Mixer“) kombiniert werden. Hierbei kann die volle Steuerautorität des Piloten mittels spezifischer Ausgestaltung von Mischgetriebe und mechanischem Direktdurchgriff („Direct Linkage“) zu jeder Zeit sichergestellt werden. Die Entwicklung eines derartigen innovativen „Hybrid-Flugsteuerungssystems“ für zukünftige Kleinflugzeuge mit der primären Zielsetzung „Bereitstellung exzellenter Flugeigenschaften und Pilotenunterstützung im Hinblick aktueller Fly-by-Wire-Funktionalität bei gleichzeitig besonderem Augenmerk auf vertretbare Entwicklungs- und Zertifizierungskosten (Kosten-Nutzen-Verhältnis“) wird vorgestellt.

Dieser neue Ansatz eröffnet die Möglichkeit, die Vorzüge moderner Fly-by-Wire Technologie mit der Zuverlässigkeit eines mechanischen, konventionellen Steuersystems zu verbinden und damit die Kosten für die Zulassung dramatisch zu reduzieren. Das vorgestellte „Hybride Flugsteuerungs- und Regelkonzept“ ist integraler Bestandteil eines gemeinsamen Forschungsprojekts für zukünftige Kleinflugzeuge im Rahmen der Kooperation eines österreichischen Flugzeugherstellers und der Technischen Universität München.

1. EINFÜHRUNG

Das „Advisory Council for Aeronautics Research in Europe“ (ACARE) hat unlängst eine sog. „Strategic Research Agenda“ veröffentlicht, in welcher Kleinflugzeuge („General Aviation Aircraft“) als signifikanter Teil der Lufttransportsysteme im Jahr 2020 vorausgesagt und gleichzeitig entsprechende Konzepte und Technologien vorgestellt werden, um die Sicherheit dieser Fluggeräte maßgeblich zu erhöhen [1]. Primäres Ziel ist dabei eine Verbesserung des Schutzes von Flugzeug und Passagieren mit dem ehrgeizigen Bestreben, die Unfallzahlen im Vergleich zum Jahr 2000 um 80% zu reduzieren. Die in diesem Zusammenhang identifizierten drei Hauptunfallkategorien betreffen zum einen Start/Landung, daneben den gesteuerten Flug ins Gelände („Controlled Flight into Terrain“, CFIT) und den Kontrollverlust über das Fluggerät („Loss of Control“). Da der überwiegende Anteil der Unfälle im „General Aviation“-Sektor genau unter die genannten Kategorien fällt, wird offensichtlich, dass hier ein dringender Handlungsbedarf besteht, die Entwicklung bzw. Einführung

spezifischer Technologien und Assistenzsysteme voranzutreiben, welche die Sicherheit von Kleinflugzeugen effektiv erhöhen. Solche Systeme müssen jedoch speziell auf dieses Marktsegment zugeschnitten und angepasst sein.

Bedauerlicherweise haben aktive „Fly-by-Wire“ (FbW) Flugsteuerungssysteme (FCS), welche seit Jahrzehnten erfolgreich im Segment größerer Transport- sowie Militärflugzeuge eingesetzt werden, ihren Weg in den General Aviation Sektor noch nicht gefunden. Die Gründe dafür liegen auf der Hand, da die immensen Kosten für die Entwicklung und Einrüstung eines vollautoritären FbW Steuersystems den Flugzeugpreis problemlos um ein Vielfaches übersteigen können. Dies lässt sich leicht aus der Tatsache ableiten, dass gegenwärtige FbW-Technologie immer eine komplexe Architektur aus Redundanz-, Rück- sowie Ausfallsystemen bedingt, um die strengen Sicherheitsanforderungen und somit die Zulassungs- und Zertifizierungsvorschriften zu erfüllen [2].

Um diesem Dilemma zu begegnen, ist im Jahre 2009 ein gemeinschaftliches Forschungsprojekt zur „Anwendung Aktiver Flugsteuerungssysteme für Kleinflugzeuge“ initiiert worden welches seitdem unter Federführung des Instituts für Flugsystemdynamik (FSD) der Technischen Universität München als integraler Bestandteil des multinationalen Forschungsprogramms „Future Small Aircraft (FSA)“ des österreichischen Flugzeugherstellers DIAMOND Aircraft (s. BILD 1) intensiv bearbeitet wird.



BILD 1. Beispiel für „Future Small Aircraft (FSA)“

In diesem Zusammenhang bietet ein sog. „Hybrides Flugsteuerungssystem“ (Hybrid Flight Control System - HFCS), bei dem begrenzte elektrisch-aktuierte Ruderausschläge des Flugsteuerrechners einem permanenten mechanischen Durchgriff (Direct Linkage) überlagert werden, die Möglichkeit, auf zusätzliche Redundanz- und Rückfallsysteme zu verzichten, da die konventionelle mechanische Verbindung zwischen primären Steuerorganen und Ruderflächen vollständig und mit voller Autorität erhalten bleibt. Somit gelingt es dann auch, die strikten FbW-Zulassungskriterien zu lockern. Über ein mechanisches Mischgetriebe („Mixer“) wird hierbei, wie in Bild 2 schematisch angedeutet, die Überlagerung der elektrisch gestellten mit den mechanischen Ruderausschlägen realisiert. Dementsprechend bietet ein derartiges hybrides Flugsteuerungssystem potentiell dieselben Vorzüge wie gegenwärtige FbW-Steuerungen bei gleichzeitig signifikant reduzierten Kosten für die Entwicklung, Beschaffung, den Betrieb und die Erhaltung.

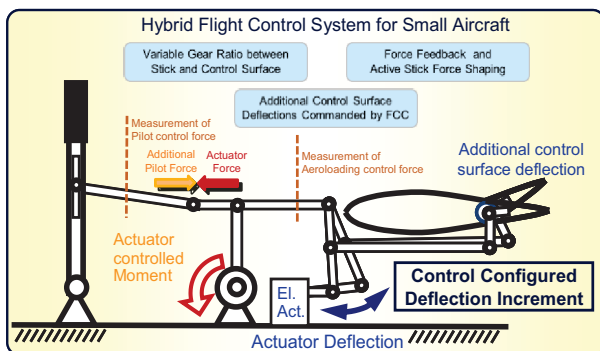


BILD 2. Prinzipskizze Hybrides Flugsteuerungssysteme für Kleinflugzeuge

Die funktionale Entwicklung des Hybrid-Flugsteuerungssystems wird maßgeblich durch zwei übergeordnete Ziele bestimmt: Einerseits die Erhöhung der Operationssicherheit einer zukünftigen Generation von Kleinflugzeugen bei gleichzeitiger Erfüllung ureigenster Kundeninteressen (wie

z.B. eine erweiterte Einsatz- und/oder Schwerpunkts-Envelope), was wiederum ein herausragendes Alleinstellungsmerkmal und somit Verkaufsargument für ein damit ausgestattetes Flugzeug darstellt. Daraus lassen sich folgende primäre Entwurfsanforderungen für die Funktionalitätsentwicklung eines solchen Systems ableiten:

- Modifikation der Flugeigenschaften hinsichtlich der Bereitstellung eines konsistent-exzellenten „Handlings“ für die gesamte Flug-Envelope und somit eines intuitiven Steuerverhaltens. Neben einer ggf. erforderlichen Stabilitätsunterstützung („Stability Augmentation“) umfasst dies insbes. eine Vorgabe des Führungsverhaltens, sog. „Command Shaping“, die Steuerachsen-Entkopplung, Kurvenkompensation („Turn Compensation“) sowie eine „Auto-Trim“ Funktionalität.
- Implementierung aktiver automatischer Sicherheitsfunktionen, wie z.B. bedingte Hängewinkel- und Längsneigungswinkel-Begrenzung, sog. „Low Speed Protection“ und „Recovery“, etc.
- Zusammenfassend soll die Gesamt-Pilotenbelastung, d.h. speziell der notwendige Arbeitsaufwand für das „reine Fliegen“ (im Sinne Pilot als Regler) beim manuellen Flug, durch das Hybrid-Steuerungssystem signifikant reduziert werden.

Das vorgestellte aktive Flugsteuer- und Regelsystem für zukünftige Kleinflugzeuge (FSA) ist ein neuartiges Konzept, welches in der aktuellen Zertifizierungsrichtlinie (CS) der Europäischen Agentur für Flugsicherheit (EASA) nicht berücksichtigt ist, siehe [2]. Dennoch sind in auch in der Vergangenheit schon andere Systeme entwickelt worden, welche ein gewisses Maß an Stabilitäts- und Steuerunterstützung in Verbindung mit einer mechanischen Steuerung bieten (vgl. z.B. [3]).

2. FLUGMECHANISCHE MODELLIERUNG

Ein mit einem Hybrid-Flugsteuerungssystem (HFCS) ausgestattetes Kleinflugzeug repräsentiert eine neue Klasse von „General Aviation“-Flugzeugen. Durch Ausnutzung der potentiellen spezifischen Vorteile eines solchen Systems können bestimmte grundlegende Entwurfsziele ggf. modifiziert oder auf einen anderen Fokus hin verschoben werden, wodurch die resultierenden Flugzeugentwürfe durchaus gegenüber heutigen konventionellen Konfigurationen abweichen können. Nichtsdestotrotz muss das Hybride Flugsteuerungssystem zunächst in einem geeigneten fliegenden Erprobungsträger („Flying Testbed“) korrekt implementiert und seine Funktionsfähigkeit im Flug demonstriert, getestet und nachgewiesen werden, bevor ein grundlegend neuer Flugzeugentwurf in Betracht gezogen werden kann.

Um dies zu ermöglichen, hat das Institut für Flugsystemdynamik der TUM eine vollwertige Flugregler Entwicklungs- sowie Integrationsumgebung aufgebaut und betreibt bzw. stellt die dazugehörigen komplexen Testeinrichtungen bereit:

- Eine durchgängige Kette von Entwurfswerkzeugen, um einen effizienten modellbasierten Entwicklungsprozess funktionaler Algorithmen für Onboard-Applikationen zu ermöglichen. Alle verwendeten Programmwerkzeuge sind dabei konform mit den entsprechenden Lufttüchtigkeitsanforderungen und Sicherheitsstandards ausgeführt.

- Ein DA-42 Flugsimulator (D-SIM42 Flight Training Device) mit umfassenden Fähigkeiten verschiedenartigste Fehler- und Ausfallszenarien in den unterschiedlichen Flugzeugsystemen zu simulieren; welcher insbes. für den Entwurf und die Verifikation der Regelgesetze/Funktionalität sowie für „Pilot-in-the-Loop“-Analysen bzw. Bewertungen eingesetzt wird.
- Ein Diamond DA-42 Prüfstand („Iron Bird“) für Komponentenprüfung und -validierung sowie Integrationstests im Vorfeld der Flugerprobung und - in Verbindung mit dem DA-42 Flugsimulator - für erweiterte Hardware-in-the-Loop-Simulationen (HILS).
- Und insbesondere, ein Forschungsflugzeug DA-42 MPP NG (Multi Purpose Platform New Generation), „Fliegender Erprobungsträger Bayern“, welches speziell als In-Flight-Simulator für das vorgestellte HFCS vorgesehen ist, siehe BILD 3



BILD 3. Forschungsflugzeug DA-42 MPP NG „Fliegender Erprobungsträger Bayern“

Die beschriebene, durchgehende „End-to-End“ Entwicklungs- und Integrationskette, welche in dem Forschungsflugzeug „Fliegender Erprobungsträger Bayern“ gipfelt, legt quasi von sich aus die Verwendung der DA-42 als Referenzkonfiguration nahe, für die die Machbarkeit, Vorteile und Zuverlässigkeit des entwickelten Hybrid-Flugsteuerungssystems analysiert, verifiziert und letztendlich im Fluge demonstriert werden.

In Bezug auf die funktionale Auslegung und Entwicklung des Flugregelungssystems kommt dem D-SIM42 Simulator eine tragende Rolle zu. Das „D-SIM42 Flight Training Device“ ist mit original Flughardware ausgerüstet, um eine bestmögliche Nachbildung, sowie Empfinden wie im realen Flugzeug zu erzielen (original „Glass Cockpit“, *Garmin G1000 Avionics package* mit Primary Flight Display (PFD) und Multifunktionsanzeige). Darüber hinaus ist eine Drei-Achsen-Steuerkraftsimulation (Control Loading System) für die primären und sekundären Steuerorgane bzw. Stellflächen angebunden.

Somit stellt der DA-42 Simulator ein ausgezeichnetes Werkzeug zur (abschließenden) Bewertung und zum Test des fertigen Reglers unter realen Umgebungsbedingungen („real world conditions“) dar. Unglücklicherweise jedoch sind darin sowohl das flugdynamische Modell als auch sämtliche internen Signale sowie Interaktionen sog. totale „Black Boxes“, d.h. von jeglichen äußeren Zugriffs- und Manipulationsmöglichkeiten vollständig isoliert.

Diese widrigen Umstände machten es nötig, ein komplett neues flugdynamisches Sechs-Freiheitsgrad-Modell mit der internen Bezeichnung „FSD DA-42/FSA 6 DOF Flight Dynamics & Simulation Model“ zu erstellen, welches auf dem Programmpaket *Matlab/Simulink* aufsetzt (s. oberste Ebene der Blockstruktur in BILD 4) . Besonderes Augenmerk ist dabei auf den Detaillierungsgrad der physikalischen Modellierung sowie die exakte Reproduktion der im Simulator (in C++) implementierten Dynamik gelegt worden.

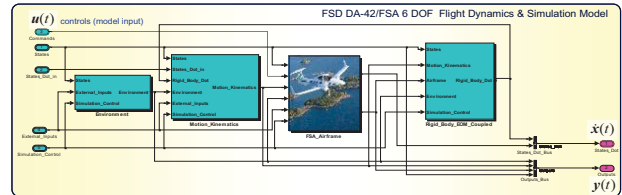


BILD 4. FSD DA-42/FSA Nonlinear 6 DOF Flight Dynamics & Simulation Model

Zur Validierung des FSD DA-42/FSA 6 DOF flugdynamischen Modells sind zahlreiche Simulatorflugversuche durchgeführt und aufgezeichnet worden. Um die Reproduzierbarkeit zu gewährleisten, ist eine Referenzkonfiguration spezifiziert worden, welche bei „gleichbleibender Gesamtmasse (1577 kg)“ - jedoch durch unterschiedliche Beladung - den vollen zulässigen Schwerpunktlagenbereich x_{CG} zwischen vorderer und hinterer Grenze abdeckt (Vorderes Limit: $x_v = -2.37$ m, mittlere Lage: $x_{des} = -2.43$ m, Hintere Grenze: $x_h = -2.48$ m). Dazu sind drei verschiedene Referenzhöhen 1000m, 2500m und 5500m (letztere entspricht ungefähr der Gipfelhöhe des Flugzeugs) festgelegt worden.

Sowohl systematische Untersuchungen von stationären Flugzuständen (Trimmgitteranalysen) als auch dynamische Manöver bzw. Störungen (z.B. Sprungantworten, Dubletten, Anfangswertstörungen) entlang gesamten Geschwindigkeits-, Anstellwinkel (AoA) und n_z -Envelope wurden durchgeführt, womit – nach einigen geringfügigen Modellanpassungen – eine hervorragende Übereinstimmung zwischen dem FSD DA-42/FSA 6 DOF und dem D-SIM42 Simulationsmodell erreicht werden konnte.

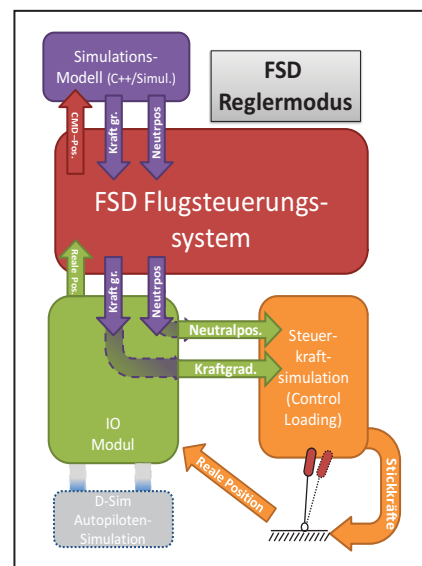


BILD 5. FSD Regleroperations-Modus innerhalb des DA-42 Simulators

Wie bereits ausgeführt, stellt der D-SIM42 Simulator für das hybride Flugsteuerungssystem faktisch die realen Einsatz- und Umgebungsbedingungen dar. Dementsprechend müssen auch sämtliche Regelgesetze (zeitdiskret/digital) in der Simulator-Umgebung implementiert werden. Zu diesem Zweck nutzt das Institut für Flugsytemdynamik speziell angepasste Kommunikationsblöcke aus der Simulink xPC-Target Bibliothek. Über eine feste Schnittstelle (des Garmin GFC 700 Autopiloten innerhalb des Garmin 1000 Avionpaketes) werden die Kommandos des Flugsteuerrechners (FSD-FCC) in das flugdynamische Modell eingespeist. Hierbei ist es möglich sowohl die Positionen der primären und sekundären Steuerorgane, als auch die Kraftgradienten und Neutralpositionen der Steuerkraftsimulation vorzugeben (vgl. BILD 5). xPC Target von MathWorks bietet die Möglichkeit, den direkt aus Simulinkmodellen erzeugten Code auf einer Zielhardware unter harten Echtzeitbedingungen auszuführen. Somit kann eine Hardware-in-the-loop Simulation (HILS) ohne größere Anpassungen durchgeführt werden.

3. ENTWURF DES HYBRID-FLUGREGLERS

Randbedingungen, Beschränkungen und daraus abgeleitete Regleranforderungen

Die Gesamtauslegungsstrategie für den Regler unterliegt spezifischen Anforderungen und (strikten) systemimmanenten Beschränkungen, wie z.B. Anzahl und Art der verfügbaren Sensoren und Sensorsignale, Ausführung der mechanischen Steuerverbindungen, Limitierung der (elektrisch-aktuerten) Ruderausschläge, sowie nicht zuletzt der inhärenten Flugzeugdynamik selbst. Vorrangiges Entwurfsziel ist es dabei die Pilotenbelastung zu „minimieren“ indem man ihn wirksam von „lästigen Nebentätigkeiten“ befreit und zugleich eine Verbesserung der aktuellen Situationseinschätzung (sog. „Situational Awareness“) zu erzielen. Das System muss dabei fehlertolerant sein, so dass selbst im Falle von Sensor- bzw. Aktuator-Fehlern und dem dadurch bedingten Wegfall von Teilen des Reglers, vorteilhafte Pilotenunterstützung so lange als möglich aufrecht erhalten werden kann. Durch die Implementierung elementarer Schutzfunktionen (wie z.B. Nick-/Roll-Lagebegrenzung, Erhöhung der Knüppelkräfte und/oder

„Stick Shaking“, Warnsignale, etc.) soll der Pilot unterstützt werden, die sichere Flugenvelope möglichst nicht zu verlassen bzw. im Falle des Überschreitens schnellstmöglich wieder zurückzukehren.

Neben den bereits skizzierten Anforderungen hinsichtlich der Einführung eines Hybrid-Flugsteuerungssystem muss der Reglerentwurf auch den besonderen Beschränkungen infolge der üblicherweise in einem Kleinflugzeug verbauten Hardware Rechnung tragen. So ist die Reglerstruktur speziell an typische Kleinflugzeugsensorik zu adaptieren. Dementsprechend würde ein idealer Entwurf auch nur geringe (bis moderate) Anpassungen hinsichtlich Sensorqualität, Redundanz und Verlässlichkeit bedingen. Von daher ist schon von Beginn an ein Hauptaugenmerk auf die „billige“ und zuverlässige Verfügbarkeit der zu nutzenden Sensorsignale gelegt worden, d.h. der Hybridregler verwendet die geringstmögliche Anzahl an Messgrößen welche zudem mit hoher Integrität bei gleichzeitig adäquaten Kosten gewonnen werden können. In diesem Zusammenhang kommt noch eine weitere (analoge) Einschränkung zum Tragen, nämlich dass der Pilot nicht einer komplexen „Moding Logic“ (also dem automatisch-bedingten Umschalten unterschiedlicher Betriebsarten/Modi) unterworfen werden darf. Denn die hieraus potentiell resultierende sog. "Mode-Confusion" würde eine intensive Pilotenschulung sowie zusätzliches Training nach sich ziehen, was die Vorteile eines derartigen Systems für Kleinflugzeuge weitgehend zunichtemachen könnte.

Die Stabilitäts- und Kommandounterstützungsfunktionalität muss in die (bestehende) mechanische Steuerverbindung derart integriert werden, so dass im Zweifelsfalle der vollständige Steuerdurchgriff des Piloten jederzeit sichergestellt ist (genau dies stellt das wichtigste Sicherheitsmerkmal des Hybriden Flugsteuerungssystems dar). Nichtsdestotrotz ist sicherzustellen, dass die Verfügbarkeit des FbW-Reglers hoch genug ist, um kontinuierlich eine angemessene Flugeigenschaftsverbesserung bereitzustellen. Demzufolge muss das FbW-Reglerkonzept a priori von drastisch reduzierter Steuerautorität ausgehen und mit verschiedensten Aktuator-Dynamiken zurechtkommen, da das letztendlich eingesetzte Stellsystem aktuell weder definiert noch vorhersehbar ist.

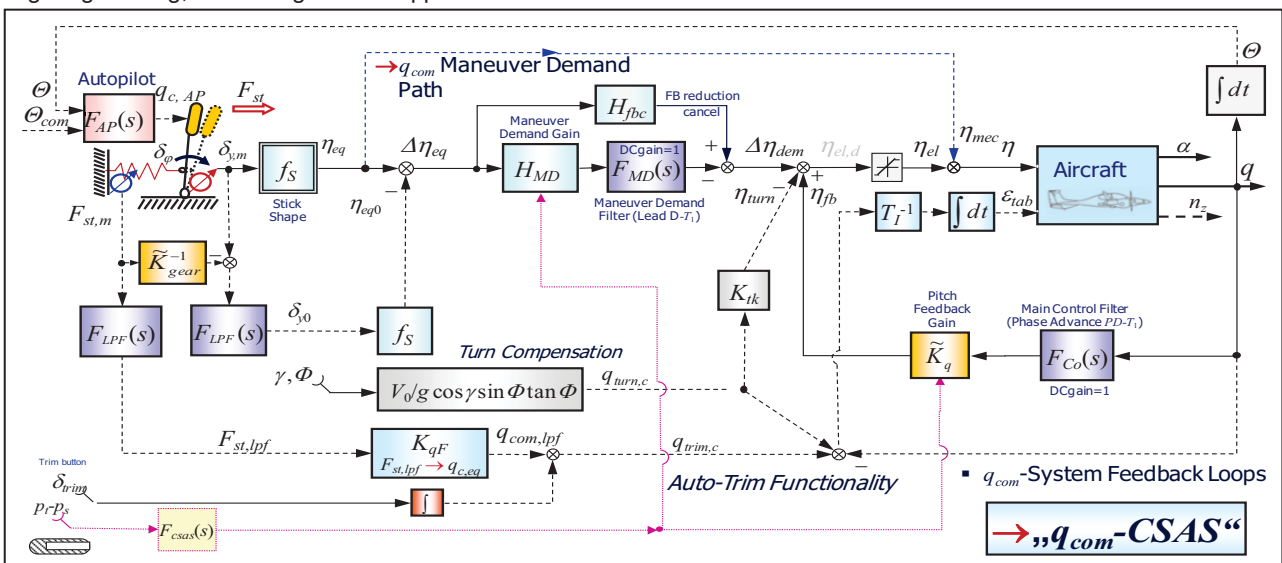


BILD 6. Struktur des Längsbewegungs-Hybrid-Steuerungssystems (Nickratenvorgabe)

Darüber hinaus ist, in Übereinstimmung mit der angestrebten „Fail Operational/Fail Safe“ Philosophie des Hybridsteuersystems der Regler hochgradig fehlertolerant zu konzipieren, wobei im Falle einer Fehlfunktion die daraus resultierte Verschlechterung der Flugeigenschaften kein (ernsthafte) Problem für den Piloten darstellen darf.

Dementsprechend sind die primären inneren Regelschleifen (sog. „Inner Loops“ oder Basis-FCS) in Form eines typischen „Control and Stability Augmentation Systems“ (CSAS) ausgeführt, wobei auf einen robusten und zuverlässigen Entwurf abgezielt wird. Um die zugehörigen Verifikations- und Validierungsprozeduren sowie den nachfolgenden Zertifizierungsprozess zu erleichtern, wird dabei speziell auf den Erhalt der funktionalen Durchschaubarkeit (sog. „Visibility“) geachtet.

Berücksichtigt man nun sämtliche oben ausgeführten Aspekte bzw. Anforderungen, so lässt sich eine darauf speziell abgestimmte Struktur des Längsbewegungs-Basisreglers in Form eines erweiterten Nickratenkommandosystems („Pitch Rate Command System“ - PRC), wie in BILD 6 dargestellt, ableiten.

Belässt man den Steuerknüppel in der Kraftneutralposition, so wird keine Nickrate kommandiert (d.h. Nickratenkommando gleich Null) und damit ein stationär (getrimmter) Flugzustand durch die Integral-Rückführung der gemessenen Nickrate auf die Trimmklappe erzielt (sog. Auto-Trim-Funktionalität).

Der Kern des Stabilisierungssystems (Stability Augmentation System - SAS) bietet exzellente Störunterdrückung infolge praktisch unabhängig voneinander einstellbarer Dämpfung und Frequenz (im Sinne des *Control Anticipation Parameters*) der Anstellwinkelschwingung. Dies wird dadurch ermöglicht, dass man die Nickrate über den sogenannten „Main Control Filter“ (mit seiner Lead-Lag-Charakteristik, vgl. Bild 6) auf den elektrischen Höhenruderausschlag zurückführt. Neben einer klassischen Führungsantwort-Vorgabe (in Bezug auf „GCAP - Generic CAP“, „Drop Back“ und „Pitch Rate Overshoot“ Kriterium) enthält der Kommando- und Rückführzweig des CSAS weitere Elemente zur Knüppelkraftfilterung und -Modulation sowie ergänzend Kurvenkompensations- und Autotrim-Unterstützungsfunktionen.

Aufgrund der Tatsache, dass die elektrischen Ruderausschläge *a priori* strikt limitiert hinsichtlich Autorität und Rate sind, ist die aktuelle Reglerstruktur bereits so aufgebaut, dass alle elektrischen Kommando- und Rückführsignale sowie der effektive (el.) Aktuatorausschlag stets direkt sichtbar sind, da diese Größen im vorliegenden Falle äußerst wichtige Entwurfs-, Monitor- wie auch Minimierungs-Parameter darstellen.

Hardwaretechnische Implementierung des Hybrid-Steuersystems

Das Hybride Flugsteuerungssystem (HFCS) bietet die Möglichkeit der Überlagerung von elektrischen *FbW*-Kommandos mit der mechanischen Direktverbindung auf die Ruder über ein mechanisches Mischgetriebe, vgl. Prinzipskizze in BILD 2.

Die Grundidee hinter der elektrisch-mechanischen Mischimplementierung ist die permanente Gewährleistung der vollen Steuerautorität des Piloten über die mechanische Verbindung, selbst wenn es zu einem sogenannten Aktuator „Hardover“ kommt (bei dem das FCS-Kommando komplett und andauernd in die entgegen gesetzte Richtung wie das Pilotenkommando gehen kann).

Der Pilot kann hierbei den elektrischen Ausschlag mittels Muskelkraft vollständig „überdrücken“ und dadurch den vollen Ausschlagsbereich des Höhenruders [η_{min} , η_{max}] nutzen. Des Weiteren sind die Fly-by-Wire-Zusatzausschläge *a priori* in ihrem Ausschlagsbereich strikt begrenzt, womit im Falle einer Fehlfunktion ein durch sie erzeugtes Nickmoment höchstens als moderate äußere Störung wahrgenommen wird.

Folglich können die elektrischen FCS-Kommandos prinzipiell als hochfrequente Ausschläge mit niedriger Autorität angesehen werden, welche zur Störunterdrückung (Böenlastminderung) als auch Unterstützung exzellenter Flugeigenschaften aufgebracht werden. Die mechanische Umsetzung (welche jedoch nicht Gegenstand dieser Veröffentlichung ist) stellt darüber hinaus sicher, dass keine hochfrequente Krafrückkopplung infolge der elektrischen Fly-by-Wire Ruderausschläge auf den Piloten erfolgt bzw. von ihm wahrgenommen wird. D.h., die Ausgestaltung der elektro-mechanischen Mischeinrichtung muss sicherstellen, dass die haptische Rückmeldung an den Piloten nicht verschlechtert wird und eine Krafrückmeldung wie in einem konventionellen Flugzeug erhalten bleibt.

Grundlegende Überlegungen zur Reglersynthese

Um eine adäquate RC/AH (**R**ate **C**ommand/**A**ttitude **H**old) Charakteristik zu gewährleisten, d.h. Nickrate Null bei verschwindender Steuerkraft und somit Lagehaltung, war es erforderlich einen Algorithmus zu entwickeln, welcher die aktuelle Kraftneutralposition δ_{y0} (das heißt, die Position in die sich der Knüppel ohne Einwirkung des Piloten bewegen würde) berechnet bzw. schätzt und eine sinnvolle kommandierte äquivalente Nickrate abhängig von einem bestimmten Knüppelausschlag und der angreifenden -Kraft vorgibt. Dies kann über eine findige Filterung von Knüppelposition und -Kraft realisiert werden, wie in BILD 6 skizziert und im Folgenden kurz erläutert wird.

Die zu einem Flugzustand \bar{q} korrespondierende äquivalente Knüppelkraft in Abhängigkeit des zugehörigen -ausschlags δ_y und der Neutralposition δ_{y0} kann über den folgenden Zusammenhang beschrieben werden:

$$(1) \quad F_{st} = \bar{q} K_{gear} (\delta_y - \delta_{y0}) = \tilde{K}_{gear} (\delta_y - \delta_{y0})$$

Durch eine parallele Filterung von gemessener Knüppelkraft $F_{st,m}$ und -ausschlag $\delta_{y,m}$ (jeweils mit der gleichen Zeitkonstante T_{sf}) kann eine Näherung der entsprechenden Kurzzeit-Stationärwerte ermittelt werden.

$$(2) \quad F_{st,ss}(s) \cong F_{st,lpf} \stackrel{!}{=} \frac{1}{T_{sf}s + 1} F_{st,m}(s)$$

$$\leftrightarrow \delta_{y,ss}(s) \cong \delta_{y,lpf} \stackrel{!}{=} \frac{1}{T_{sf}s + 1} \delta_{y,m}(s)$$

Durch Ersetzen der niederfrequenten Signale in der Knüppelkraftgleichung (1) kann nach der äquivalenten quasi-stationären Neutralposition aufgelöst werden:

$$(3) \quad \delta_{y0,ss} = \delta_{y,lpf} - F_{st,lpf} / \tilde{K}_{gear}$$

Anschließend kann mittels dieser Rekonstruktion der Neutrallage die dazu gehörende Höhenruderttrimmstellung $\eta_{eq,0}$ berechnet werden, sofern das Knüppelübersetzungsverhältnis $\eta_{eq} = f_S(\delta_y)$ bekannt ist.

Entsprechend kann nun die Trimmposition $\eta_{eq,0}$ vom äquivalenten Höhenruderausschlag η_{eq} abgezogen werden um somit die Abweichung $\Delta\eta_{eq}$ für den Manöver- (bzw. Vorwärtszweig) zu erhalten. Somit kann gewährleistet werden, dass kein elektrischer (Zusatz-)Ausschlag in stationären Flugzuständen kommandiert wird.

Insbesondere muss für eine angemessene Nickratenkommandocharakteristik die resultierende Nickrate proportional zu der aufgebrachten Knüppelkraft und zum entsprechenden $\Delta\eta_{eq}$ sein.

$$(4) \quad q_{ss} \stackrel{!}{=} q_{com} \sim F_{stk} \sim \Delta\eta_{eq}$$

Infolgedessen muss das äquivalente Nickratenkommando q_{com} am Summationspunkt des Integrators so eingestellt werden, dass es zu einer entsprechenden Nickrate passt (welche durch $\Delta\eta_{eq}$ hervorgerufen wird).

Praktisch wird dies dadurch realisiert, dass die Knüppelkraft samt resultierender Nickrate (z.B. im DA42 Simulator) gemessen werden und daraus ein entsprechender Zusammenhang berechnet wird.

Analytisch ergibt sich der Gradient K_{qF} über den Stationärwert („DC gain“) der Übertragungsfunktion von Höhenruder auf Nickrate $G_{q\eta}$ zusammen mit den mechanischen Übersetzungsverhältnissen (unter der Annahme, dass f_s und K_{gear} lineare Funktionen sind):

$$(5) \quad q_{com} = K_{qF} \cdot F_{st,dpf} \quad \text{wobei} \\ K_{qF} \cong G_{q\eta}(0) f_s / \tilde{K}_{gear}$$

Durch Rückführung der (tiefpass-gefilterten) Nickrate auf den Trimmruderausschlag wird die sogenannte Auto-Trim-Funktionalität umgesetzt, welche dafür sorgt, dass beim Loslassen des Knüppels die Nickrate Null gehalten wird. Zusammenfassend lässt sich über das beschriebene „Filterungsschema“ die gewünschte „Rate Command/Attitude Hold“-Strategie erreichen.

Zusätzlich ist eine Kurvenkompensationsfunktion integriert worden, welche die notwendige Nickrate in einer Kurve durch Aufschaltung des Signals $q_{turn,c}$ sowohl auf den Trimmruder, wie auch im Kommandoarm (siehe BILD 6) vorgibt:

$$(6) \quad q_{turn,c} = \frac{g}{V} \tan\phi \sin\phi \cos\theta$$

Um eine möglichst unabhängige Zuweisung von Dämpfung und Eigenfrequenz der Anstellwinkelschwingung vornehmen zu können, entsprechend der MIL-8785C Kriterien (siehe [5]), wird ein sogenannter Main Control Filter ($PD-T_1$ vom Typ „lead-lag“) eingeführt, welcher eine Rückführung des Anstellwinkels α sowie der Zeitableitung $\dot{\alpha}$ ersatzweise durch die Rückführung der reinen Nickrate ermöglicht:

$$(7) \quad F_{Co}(s) = \frac{T_V s + 1}{T_1 s + 1}$$

Flugeigenschaftsforderung bezüglich Anstellwinkelschwingungsfrequenz und CAP

Die militärischen Anforderungskataloge bieten eine ideale Referenz für Auslegung der Eigenfrequenz der Anstellwinkelschwingung $\omega_{n,AS}$ in Bezug auf den (quasi stationären) Lastfaktor pro Anstellwinkeländerung $n_z\alpha = n_{z\infty}/\alpha_{\infty}$ (siehe BILD 7). Die zugehörige Anforderung basiert auf dem (wohlbekannten) *Control Anticipation Parameter CAP* welcher ein wichtiges Maß für die Initialnickbeschleunigung bezogen auf den quasi-stationären Lastfaktor (für einen Höhenruder-Sprungeingang) darstellt [7, 9-12, 14]:

$$(8) \quad CAP \stackrel{!}{=} \frac{\dot{q}(0)}{\lim_{t \rightarrow \infty} n_z(t)} = \frac{\dot{q}_0}{n_{z\infty}}$$

Bezieht man sich auf eine konventionelle (nicht reglerunterstützte) Flugzeugdynamik und setzt die üblichen 2-Freiheitsgrad-Näherungen für die Nickachse an, so lässt sich die BILD 7 zugrunde liegende Beziehung leicht zeigen, d.h. $CAP \approx \omega_{n,AS}^2 n_{z\alpha}$ unter Vernachlässigung des Höhenruderauftriebs (siehe [11] und [12]). Damit ergeben sich ein maximales und minimales CAP entsprechend der abgebildeten Grenzen und der Parameter CAP lässt sich sowohl zur Untersuchung einer gegebenen Flugzeugkonfiguration als auch zur Festlegung exzellenter Flugeigenschaften im Entwurfsprozess heranziehen.

Im letzteren Fall, insbesondere wenn ein (hochgradig unterstütztes) CSAS eine (mehr oder weniger) unkonventionelle Flugzeugdynamik aufprägt, muss explizit zwischen Störverhalten (Rückführung ohne Vorwärtszweig) und dem Kommandoverhalten (inklusive des kompletten Manöverzweiges) unterschieden werden. Für den Fall der Störunterdrückung (Rückführzweig) lässt sich ein analoges „Stör-“ CAP definieren (welches Störungen an den $\Delta\eta_{dem}$ und η_{mec} Summationsstellen beschreibt). Dabei bleibt die Beziehung entsprechend BILD 7 nach wie vor bestehen und somit sind auch die entsprechenden Grenzen, ganz speziell die Optimallinie (bezeichnet als Level 1*), unverändert anwendbar.

Somit lässt sich durch Nutzung des Optimal-Stör-CAPs („disturbance CAP“ -DCAP) entsprechend BILD 7 ein entsprechendes Closed-Loop Design- $\tilde{\omega}_{AS}$ festlegen (die closed-loop Parameter werden über die Tilde gekennzeichnet):

$$(9) \quad DCAP \stackrel{!}{=} M_\eta / \left(\frac{V_0}{g T_{\theta 2}} \frac{M_\eta}{\tilde{\omega}_{n,AS}^2} \right) = \\ \tilde{\omega}_0^2 / \left(\frac{V_0}{g} \frac{1}{T_{\theta 2}} \right) = \frac{\tilde{\omega}_{n,AS}^2}{n_{z\alpha}} = \frac{\tilde{\omega}_{n,AS}^2}{\omega_{n,AS}^2} \cdot CAP_{(OL)}$$

Gleichung (9) gibt einen direkten Einblick wie sich die Reglerunterstützung hinsichtlich der Modifikation der Eigenfrequenz (der AS) auf das DCAP auswirkt. Zusätzlich kann man die sogenannten (ω_{AS} , ζ_{AS}) Kontur-Diagramme (sog. „Thumbprints“ oder „Pilot Opinion Contours“, siehe [10,13,15]) heranziehen und eine minimale Eigenfrequenz ω_{min} , sowie eine „optimale Dämpfung“ ζ_{opt} festlegen.

Besagte Zielwerte können leicht in ein modifiziertes (D)CAP Design-Diagramm übertragen werden (dargestellt in BILD 8).

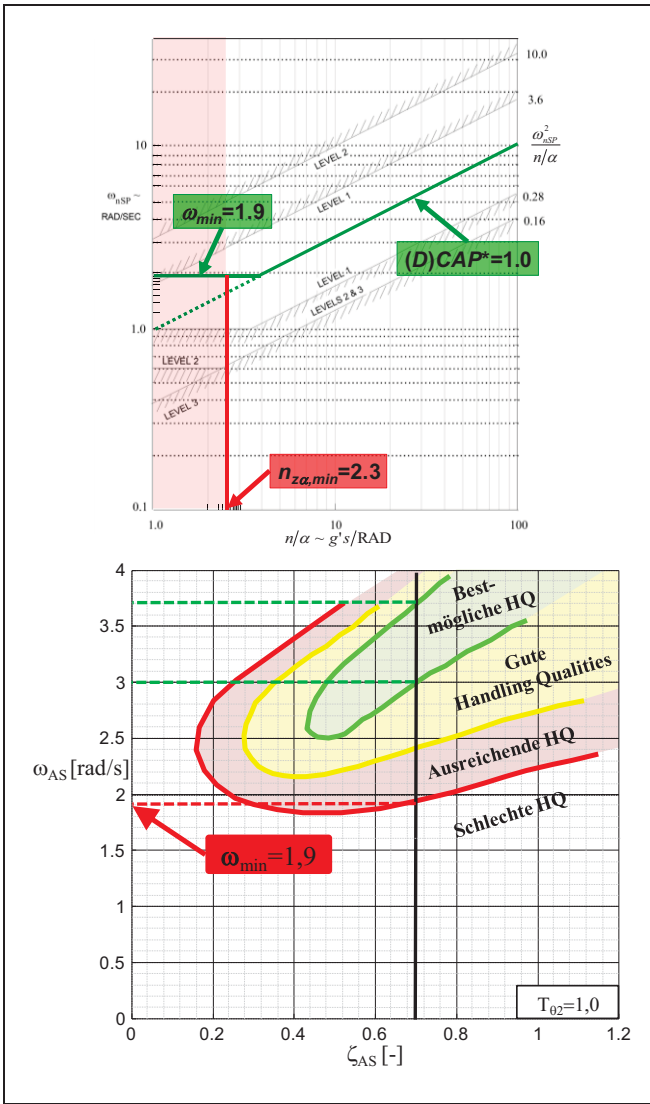


BILD 7. Erweiterte MIL-SPEC (D)CAP und Eigenfrequenz Anforderung

Mittels der zuvor beschriebenen Strategie zur Auslegung des Rückführzweiges des Hybrid-Flugsteuersystems kann ein „Level 1*-Entwurf“ hinsichtlich Eigenfrequenz (DCAP) und Dämpfung erzielt und somit exzellente Störunterdrückung garantiert werden.

Auslegung des Rückführzweiges

Basierend auf den angesprochenen $(\omega_{AS}, \zeta_{AS})$ -Zielwerten, muss eine Auslegungsstrategie gefunden werden, welche die entsprechenden Vorgaben erfüllt. Basierend auf der üblichen Zwei-Freiheitsgrad-Näherung der Anstellwinkel-schwingung, unter Vernachlässigung des Höhenruderauftriebs (Annahme $Z_\eta/M_\eta \ll 1$), kann man die Übertragungsfunktion vom Höhenruder auf die Nickrate folgendermaßen schreiben:

$$(10) \quad \frac{q(s)}{\eta(s)} = \frac{M_\eta \cdot (s + 1/T_{\theta 2})}{N_{AS}(s)}$$

Hierbei ist $-1/T_{\theta 2}$ die wichtige Zählernullstelle der Übertragungsfunktion, die sog. Bahn-Lageverzögerung – „path attitude lag“. Das charakteristische Polynom $N(s)$ ergibt sich zu:

$$\frac{1}{T_{\theta 2}} \cong -Z_\alpha \text{ und}$$

$$(11) \quad N(s) = s^2 + 2\zeta \omega_n s + \omega_n^2 = s^2 - (M_q + Z_\alpha)s + (M_q Z_\alpha - M_\alpha)$$

Die entsprechende Anstellwinkel-Übertragungsfunktion ist:

$$(12) \quad \frac{\alpha(s)}{\eta(s)} = \frac{M_\eta}{N_{AS}(s)}$$

Vergleicht man Gleichung (10) mit Gleichung (12) ergibt sich die fundamental wichtige Beziehung:

$$(13) \quad q(s) = (s + 1/T_{\theta 2}) \cdot \alpha(s) = s \cdot \alpha(s) + 1/T_{\theta 2} \cdot \alpha(s) \xrightarrow{L^{-1}} q(t) = \dot{\alpha}(t) + 1/T_{\theta 2} \cdot \alpha(t)$$

Hier zeigt sich, dass eine reine Messung der Nickrate als Rückführsignal prinzipiell als Überlagerung einer Rückführung der Anstellwinkels und der Zeitableitung $\dot{\alpha}$ interpretiert werden kann. Selbige stellt über den Zusammenhang $-Z_\alpha \cdot \alpha$ gleichzeitig die Ableitung des Bahnwinkels $\dot{\gamma}$ dar.

Somit kann die zurückgeführte Nickrate über einen „Lead-Lag-Filter“ entsprechend der Gleichungen 7 und 13 wie folgt aufgelöst werden:

$$(14) \quad \eta_{fb} = \tilde{K}_q F_{Co}(s) \cdot q(s) = \tilde{K}_q \underbrace{\frac{T_V s + 1}{T_1 s + 1}}_{F_{Co}(s)} \frac{T_{\theta 2} s + 1}{T_{\theta 2}} \cdot \alpha(s)$$

Wählt man die Filterzeitkonstante sinnvoll, d.h. $T_1 = T_{\theta 2}$, lässt sich somit eine praktisch unabhängige Rückführung von α (über die Verstärkung \tilde{K}_q) und $\dot{\alpha}$ (über die Filterzeitkonstante T_V) erreichen.

$$(15) \quad T_1 \stackrel{!}{=} T_{\theta 2} : \eta_{fb} = \frac{\tilde{K}_q}{T_{\theta 2}} (T_V s + 1) \alpha(s) \xrightarrow{L^{-1}} \eta_{fb}(t) = \frac{\tilde{K}_q}{T_{\theta 2}} (\alpha(t) + T_V \dot{\alpha}(t))$$

Setzt man nun Gleichung (13) in das Regelgesetz ein, so ergibt sich die neue charakteristische Gleichung für den geschlossenen Regelkreis:

$$(16) \quad \tilde{N}_{AS} = N_{AS} - \tilde{K}_q \frac{M_\eta}{T_{\theta 2}} (T_V s + 1) \Leftrightarrow N_{AS} - \tilde{N}_{AS} = \tilde{K}_q \frac{M_\eta}{T_{\theta 2}} (T_V s + 1)$$

Die resultierenden Werte für Eigenfrequenz und Dämpfung

fung des geschlossenen Kreises sind entsprechend:

$$(17) \quad \begin{aligned} \tilde{\omega}_n^2 &= \omega_n^2 + \tilde{K}_q \frac{-M_\eta}{T_{\theta 2}} \\ \tilde{\zeta} &= \frac{2\zeta\omega_n + \tilde{K}_q \frac{-M_\eta}{T_{\theta 2}} T_V}{2\tilde{\omega}_n} = \zeta \frac{\omega_n}{\tilde{\omega}_n} + \frac{\Delta\omega_n^2}{2\tilde{\omega}_n} T_V \end{aligned}$$

Die Veränderungen durch die Reglerunterstützung lassen sich direkt veranschaulichen:

$$(18) \quad \begin{aligned} \Delta\omega_n^2 &= \tilde{\omega}_n^2 - \omega_n^2 = \tilde{K}_q \frac{-M_\eta}{T_{\theta 2}}, \\ \Delta\zeta &= \tilde{\zeta} - \zeta = \zeta \left(\frac{\omega_n}{\tilde{\omega}_n} - 1 \right) + \frac{\Delta\omega_n^2}{2\tilde{\omega}_n} T_V \end{aligned}$$

Zusammenfassend lässt sich der Höhenruderausschlag des geschlossenen Kreises (im Vorgriff auf die Auslegung des Vorwärtszweigs) folgendermaßen beschreiben:

$$(19) \quad \eta_{CL} = \frac{N_{AS} \overbrace{(\Delta\eta_{dem} + \eta_{mec})}^{\eta_{dem}}}{\tilde{N}_{AS}} = \frac{N_{AS}}{\tilde{N}_{AS}} \eta_{dem}$$

Hierbei ist die Einführung der Zusatzgröße η_{dem} sehr hilfreich für den weiteren Entwurf, da dadurch die Unterscheidung zwischen Vorwärts- und Rückwärtszweig erleichtert wird (siehe BILD 8).

Zu Analyse und Überwachungszwecken ist das elektrische Aktuator-Kommando äußerst wichtig, da selbiges extrem beschränkt ist. Zieht man nun das vorgestellte Filterschema heran, so ergibt sich das elektrische Ruderkommando (entsprechend BILD 6) zu:

$$(20) \quad \begin{aligned} \eta_{el} &= \frac{1}{\tilde{N}_{AS}} [N_{AS} \quad N_{AS} - \tilde{N}_{AS}] \begin{bmatrix} \Delta\eta_{dem} \\ \eta_{mec} \end{bmatrix} \\ &= \frac{1}{\tilde{N}_{AS}} [N_{AS} \quad \tilde{K}_q \frac{M_\eta}{T_{\theta 2}} (T_V s + 1)] \begin{bmatrix} \Delta\eta_{dem} \\ \eta_{mec} \end{bmatrix} \end{aligned}$$

Es sei nochmals darauf hingewiesen, dass die Unterscheidung von $\Delta\eta_{dem}$ und η_{mec} -Signalen die Auslegung und Analyse enorm erleichtert, da dadurch der Einblick in die jeweiligen elektrisch / mechanischen Erfordernisse gewahrt bleibt. Das elektrische Rückführsignal wird in ähnlicher Weise ausgedrückt, wodurch der Verstärkungsfaktor der Rückführausgleichs festgelegt wird (siehe BILD 8).

$$(21) \quad \begin{aligned} \eta_{fb} &= \frac{N_{AS} - \tilde{N}_{AS}}{\tilde{N}_{AS}} \underbrace{(\Delta\eta_{dem} + \eta_{mec})}_{\eta_{dem}} \\ &= \frac{N_{AS} - \tilde{N}_{AS}}{\tilde{N}_{AS}} \eta_{dem} \end{aligned}$$

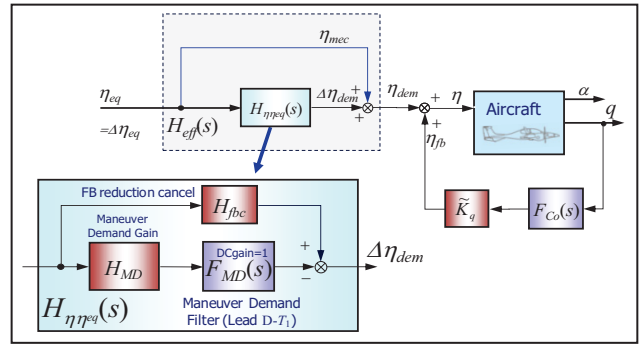


BILD 8. Lineare Darstellung des Manöverzweigs

Im Allgemeinen dient eine Reglerunterstützung sowohl der Erhöhung von Eigenfrequenz und Dämpfung der Anstellwinkelschwingung entsprechend dem militärischen Anforderungskatalog. Eine Erhöhung der Eigenfrequenz ω_n^2 , welche einer Erhöhung des DCAP entspricht, führt jedoch unweigerlich zu einer Erniedrigung der Steuersensitivität hinsichtlich stationärem Lastfaktor n_z welche durch einen entsprechenden Rückführausgleich im Vorwärtszweig (entsprechend BILD 8) wieder ausgeglichen wird.

Auslegung des Vorwärtszweigs

Beim Entwurf des Vorwärts- respektive Kommando-zweigs müssen ausgewählte Flugeigenschaftskriterien bereits im Auslegungsprozess beachtet und integriert werden (siehe [11]). Eine wichtige Strategie des hier vorgestellten Entwurfes ist das Prinzip der elektrischen Lastfreiheit im Stationärfall („steady-state zero electrical load“). Dies geht absolut konform mit dem a priori streng limitierten elektrischen Ausschlagspotential η_{el} bezüglich des Konzepts des permanenten mechanischen Durchgriffs.

Der Gedanke dahinter basiert auf der Anforderung, dass der stationäre Höhenruderausschlag η_∞ lediglich durch das mechanische Gestänge gehalten wird, das heißt, der elektrische Zusatzausschlag $\eta_{el,\infty}$ wird im Stationärfall (genau wie im quasi stationären Abfangbogen) zu null ausgeblendet.

$$(22) \quad \begin{aligned} \eta_\infty &\stackrel{!}{=} \eta_{mec,\infty} = \eta_{eq,\infty} \\ \Rightarrow \Delta\eta_{dem,\infty} &= -\eta_{fb,\infty} \Rightarrow \eta_{el,\infty} = 0! \end{aligned}$$

Diese Auslegungsstrategie besagt, dass für einen beliebigen (quasi) stationären Flugzustand die Verstärkung des CSAS Manöverzweiges (H_{MD} oder respektive $\Delta\eta_{eq}$) jeweils den Rückführanteil $\eta_{fb,\infty}$ ausgleichen muss, somit der elektrische Ruderausschlag $\eta_{el,\infty}$ immer auf null zurück gefahren wird (vergleiche BILD 6 und 8) was wiederum den Aktuator bestmöglich entlastet.

Durch Einführung einer Gesamtübertragungsfunktion im Vorwärtszweig $H_{eff}(s)$ entsprechend dem oberen Teil von BILD 8

$$(23) \quad \begin{aligned} \eta_{dem} &=: H_{eff}(s) \eta_{eq}, \text{ wobei} \\ H_{eff}(s) &= H_{\eta_{eq}}(s) + 1 \end{aligned}$$

und einer effektiven CSAS Kommando ÜF (entsprechend

dem unteren Teil von BILD 8)

$$\begin{aligned}
 H_{\eta_{eq}}(s) &= H_{fbc} - H_{MD} F_{MD}(s) \\
 (24) \quad &= H_{fbc} - \frac{H_{MD} T_M s}{T_M s + 1} = h_{\eta\eta} \frac{T_{VM} s + 1}{T_M s + 1}
 \end{aligned}$$

ergibt sich die Gesamtübertragungsfunktion (inklusive mechanischem Durchgriff) zu:

$$\begin{aligned}
 H_{eff}(s) &= \left(H_{fbc} - \frac{H_{MD} T_M s}{T_M s + 1} \right) + 1 \\
 (25) \quad &=: h_{eff} \frac{T_{V,eff} s + 1}{T_M s + 1}
 \end{aligned}$$

Die entsprechenden Anfangs- und Stationärwerte, welche entscheidend für das kommende Layout des Manöverzweigs sind, errechnen sie wie folgt:

$$\begin{aligned}
 H_{eff}(\infty): h_0 &= 1 + H_{fbc} - H_{MD} \\
 (26) \quad \leftrightarrow H_{eff}(0): h_{eff} &= (1 + h_{\eta\eta}) = (1 + H_{fbc})
 \end{aligned}$$

Schreibt man nun explizit den stationären Höhenruder ausschlag als Funktion der Kommandogröße bzw. Piloteneingabe, wird der vorher beschriebene Verlust der Steuersensitivität deutlich:

$$(27) \quad \eta_\infty = \frac{\omega_{n,AS}^2}{\tilde{\omega}_{n,AS}^2} \eta_{dem,\infty} = \frac{\omega_{n,AS}^2}{\tilde{\omega}_{n,AS}^2} h_{eff} \eta_{eq,\infty}$$

Setzt man nun die Bedingung aus Gleichung (22) in Gleichung (26), so lässt sich der effektive Stationärwert h_{eff} aus dem Gesamtkommandozeit wie folgt bestimmen:

$$(28) \quad \eta_\infty = \eta_{eq,\infty} : \Rightarrow h_{eff} = \frac{\tilde{\omega}_{n,AS}^2}{\omega_{n,AS}^2}$$

Setzt man h_{eff} letztendlich in Gleichung (26) ein, erhält man die gewünschte Verstärkung, welche genau zur Kompensation des Rückführsignals (und damit keiner elektrischen Last) im Stationärfall führt:

$$(29) \quad H_{fbc} = h_{eff} - 1 = \frac{\tilde{\omega}_{n,AS}^2}{\omega_{n,AS}^2} - 1 = \frac{\tilde{\omega}_{n,AS}^2 - \omega_{n,AS}^2}{\omega_{n,AS}^2}$$

Nutzt man dieses Ergebnis, so kann der Stationärwert für $\Delta\eta_{dem,\infty}$ und $\Delta\eta_{fb,\infty}$ leicht berechnet werden:

$$\begin{aligned}
 \Delta\eta_{dem,\infty} &= -\frac{\tilde{K}_q M_\eta / T_{\theta 2}}{\omega_{n,AS}^2} \eta_{eq,\infty} \\
 (30) \quad \text{und } \eta_{fb,\infty} &= \tilde{K}_q \frac{M_\eta / T_{\theta 2}}{\omega_{n,AS}^2} \eta_{eq,\infty} = -\Delta\eta_{dem,\infty}
 \end{aligned}$$

Letztere Gleichung untermauert perfekt unsere Anforderung hinsichtlich Gleichung (22), dass der stationäre Höhenruderwert lediglich durch den mechanischen Durchgriff erzeugt wird (wobei sich Rückführung und Kommandozeit gegenseitig aufheben im Stationärzustand).

Somit müssen nach der sinnvollen Festlegung der Verstärkungsfaktoren im Vorwärtszeit nur noch die Werte für die H_{MD} und die Kommandofilterzeitkonstante T_M bestimmt werden. Sie können speziell zur Beeinflussung der gewünschten Flugeigenschaften herangezogen werden.

Um eine möglichst präzise Bahnfolge zu ermöglichen (sog. „Fine Tracking“) bzw. allgemein ein gutes Kommandoverhalten zu erzielen, kann man ein sogenanntes „Generic CAP“, d.h. „GCAP-Kriterium“ anwenden (siehe [6] und [9]). Das sogenannte GCAP erweitert den allseits bekannten (konventionellen) *Control Anticipation Parameter* für (hochgradig) reglergestützte Flugzeugdynamiken mit speziellem Augenmerk auf dem Kommandozeit. Dieser Parameter ist absolut konsistent zum konventionellen Pendant definiert:

$$(31) \quad GCAP = \frac{\dot{q}(0)_{CL}}{n_z(\infty)_{CL}}$$

Für unseren Fall und die bisher gezeigte Struktur ergibt sich:

$$\begin{aligned}
 GCAP &= \frac{\dot{q}(0)_{CL}}{n_z(\infty)_{CL}} \\
 (32) \quad &= \frac{g T_{\theta 2} \tilde{\omega}_n^2 T_{V,eff}}{V_0 T_M} = \frac{g T_{\theta 2} \tilde{\omega}_n^2 (1 + H_{fbc} - H_{MD})}{V_0 (1 + H_{fbc})} \\
 &=: \frac{g T_{\theta 2} \tilde{\omega}_n^2}{V_0} \tau_{eff}
 \end{aligned}$$

Hiermit werden die grundlegenden Unterschiede zum konventionellen (D)CAP ganz offensichtlich.

Um nun ein gutes „Fine Tracking“ sowie „Drop Back/Pitch Rate Overshoot“ Charakteristika zu erreichen, sollte ein GCAP von ungefähr 0,7 erreicht werden (dieser resultiert aus Simulator-Flugversuchen, welche im weiteren Verlauf noch detaillierter angesprochen werden). Bringt man nun das Verhältnis τ_{eff} mit ein:

$$(33) \quad \tau_{eff} = \frac{T_{V,eff}}{T_M} = \frac{h_0}{h_{eff}} = \frac{(H_{fbc} - H_{MD} + 1)}{(1 + H_{fbc})}$$

kann man das resultierende GCAP sehr kompakt schreiben als:

$$\begin{aligned}
 GCAP &= DCAP \frac{h_0}{h_{eff}} \\
 (34) \quad &= DCAP \tau_{eff} = \tau_{eff} \cdot \frac{\tilde{\omega}_n^2}{\omega_n^2} \cdot CAP
 \end{aligned}$$

Somit ist der Fortschritt von CAP über DCAP und letztendlich zu GCAP perfekt nachvollziehbar. Folglich lässt sich

durch das vorgestellte Layout sowohl ein angemessenes DCAP (zur Störunterdrückung), sowie ein adäquates GCAP (im Kommandoverhalten) einstellen, ohne dass sich beide Werte gegenseitig beeinflussen.

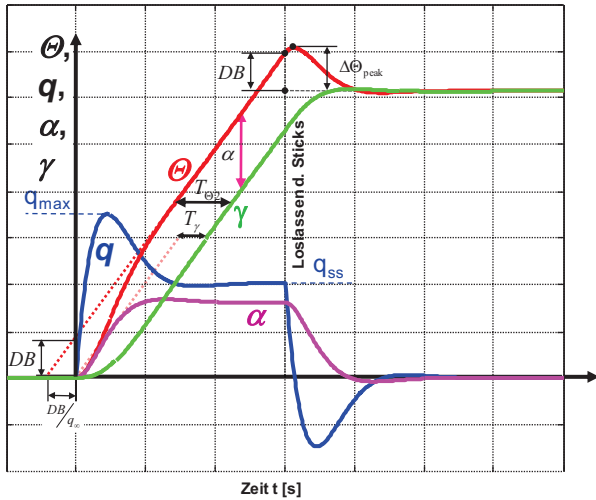


BILD 9. "Attitude Drop Back" / "Pitch Rate Overshoot" Definitionen, nach [11]

Jetzt kann der letzte Parameter H_{MD} welcher das Anfangsverhalten (und somit auch das resultierende GCAP) beeinflusst, bestimmt werden, wenn man Gleichung (33) und (34) heranzieht und unter Zuhilfenahme von $GCAP_{des}$:

$$(35) \quad H_{MD} = H_{fbc} + 1 - \frac{GCAP_{des}}{DCAP} (1 + H_{fbc})$$

Schlussendlich kann der letzte verbliebene Freiheitsgrad im Kommandodesign über die verbliebene (Verzögerungs) Zeitkonstante T_M des Kommandofilters eingestellt werden. Da selbige besonders wichtig für die Dynamik vom Anfangsausschlag zum Endwert ist, kann man hiermit den sog. „Pitch Rate Overshoot“ bzw. „Attitude Drop Back“ (beide dargestellt in BILD 9) in gewünschter Weise beeinflussen. Darüber hinaus zeigt BILD 9 den Effekt der wichtigen Zeitkonstanten T_γ („Pfadverzögerung“) und $T_{\theta 2}$ („Bahn-Lageverzögerung“). (Anmerkung: Stellt man nun beide Größen gleich ein „ $T_\gamma = T_{\theta 2}$ “, so würde sich eine „perfekte“ Nicklageantwort einstellen, welche weder „Drop Back“ noch „Overshoot“ hat. Für $T_{\theta 2} > T_\gamma$ würde ein „Drop Back“ entstehen und für $T_{\theta 2} < T_\gamma$ läge ein Overshoot vor).

Der „Pitch Rate Overshoot“ (welcher als maximale Nickrate, dividiert durch den Stationärwert der Nickrate infolge eines Sprung-Eingangs definiert ist) kann als akzeptabel angesehen werden, wenn das Verhältnis kleiner als „1,8“ ist (siehe [11]).

$$(36) \quad \frac{q_{max}}{q_\infty} \leq 1.8$$

Die verbleibende Zeitkonstante T_M wird nun iterativ eingestellt, indem T_M sukzessive verkleinert wird, bis die Anforderung aus Gl. (36) erfüllt ist. Somit kann eine effektive Kontrolle des „Overshoots“ q_{OS} mittels der Kommandofilterzeitkonstante T_M gewährleistet werden.

Die Anforderung aus Gl. (36) kann man leicht selbst bestimmen, wenn man zum Beispiel die Quellen [11] und

[12] kombiniert. Zur optimalen Auslegungsstrategie hinsichtlich exzellenter Flugeigenschaften soll zudem ein erweitertes Entwurfs-Diagramm vorgestellt werden (siehe BILD 11).

Basierend auf der allgemein gebräuchlichen Näherung der Nickraten-Übertragungsfunktion aus Gleichung (10), lässt sich der „Pitch Rate Overshoot“ (PRO) sowie der „Drop Back“ (DB) folgendermaßen berechnen:

$$(37) \quad q_{OS} = \max_t \frac{q(t)}{q_\infty} = \max_t \mathcal{L}^{-1} \left\{ \frac{M_\eta \cdot (s + 1/T_{\theta 2})}{N_{AS}(s)} \middle/ \frac{M_\eta}{T_{\theta 2} \omega_n^2} \right\}$$

und

$$(38) \quad \frac{DB}{q_\infty} = T_{\theta 2} - 2\zeta_{AS} / \omega_n = T_{\theta 2} - T_\gamma$$

wobei die Zeitkonstante T_γ ausgedrückt werden kann durch:

$$(39) \quad T_\gamma \approx 2\zeta_{AS} / \omega_n$$

Man erkennt sofort, dass die „Overshoot“ und „Drop Back“-Gleichungen nicht von flugzeugspezifischen Werten (wie z.B. der Rudereffektivität M_η) abhängen, sondern lediglich die Größen der Anstellwinkelschwingung ($T_{\theta 2}$, $\omega_{n,AS}$ und ζ_{AS}) ausschlaggebend sind.

Die in der Militärspezifikation MIL 1797 (siehe [4]) zulässigen „Overshoots“ bezüglich eines bestimmten Drop Backs sind in BILD 10 dargestellt.

Diese Grenzen und deren Beziehung zu den ausschlaggebenden Daten der Anstellwinkelschwingung können in einem (neuartigen) Diagramm zusammengefasst werden. Hierbei werden $T_{\theta 2}$ und $\omega_{n,AS}$ aufgetragen, wobei ζ_{AS} fest bleibt (siehe BILD 11). Nimmt man eine konstante (optimale) Dämpfung von 0.71 ($\sim 2^{-0.5}$) an, kann das notwendige $T_{\theta 2}$ berechnet werden, um den gewünschten „Pitch Rate Overshoot (PRO)“ für eine gegebene Frequenz zu erreichen (gezeigt im oberen Teil von BILD 11), respektive das notwendige $T_{\theta 2}$ um einen spezifischen „Drop Back“ zu erlangen.

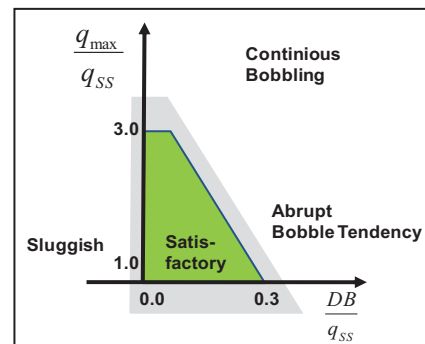


BILD 10. „Drop Back“-Anforderungen für Tracking-Aufgaben (entsprechend [4])

Die MIL-Grenze aus BILD 10 ist auch im BILD 11 enthalten (rot gestrichelte Linie), genauso wie die $T_{\theta 2} = T_{\gamma}$ Kurve (das heißt, es tritt kein „Drop Back“ auf, siehe BILD 9).

Hierbei ist die MIL Grenze äußerst streng, da sie speziell auf sogenanntes „Fine Tracking“ bezogen ist (also das hochpräzise Einnehmen einer bestimmten Lage). Im normalen oder allgemeinen Flugbetrieb würde solche eine Flugzeugdynamik allerdings von Piloten als zu träge empfunden werden.

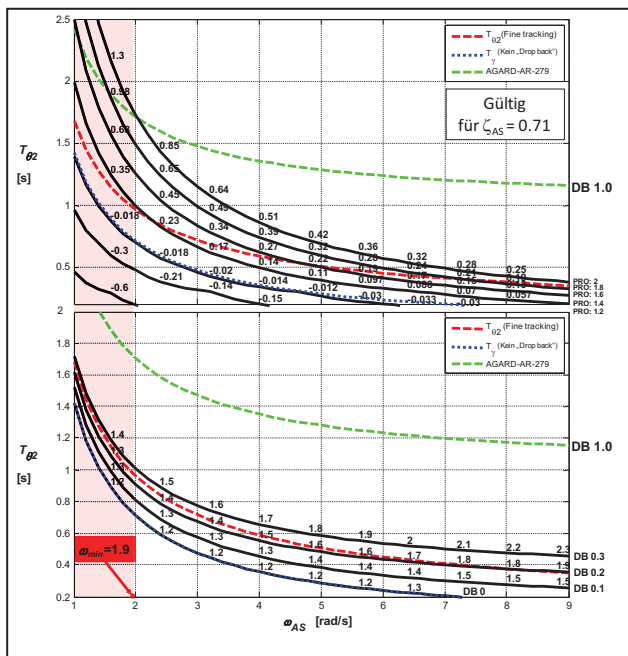


BILD 11. Drop back (DB) und Overshoot (PRO) Design-Diagramm

Unglücklicherweise ist weder in den militärischen Anforderungskatalogen, noch in anderen Referenzen ein präziser (Soll-)Wert für den Pitch Rate Overshoot (PRO) zu finden. So empfiehlt z.B. [13] ein $DB/q_{SS} < 1.0$ zur Landung, welches auch in BILD 11 eingeflossen ist (als grün gestrichelte Linie). Wie man an leicht erkennt, ist die Forderung den PRO kleiner als 1.8 zu halten mit der vorher gemachten Aussage leicht zu vereinbaren.

Zusammenfassend lässt sich über das vorgestellte Auslegungsschema die angestrebten exzellenten Flugeigenschaften hinsichtlich Stör- und Führungsverhalten wie gewünscht einstellen.

Auslegung der Trimmintegrator-Zeitkonstanten

Die sinnvolle und reibungslose Interaktion des Trimmintegrators (siehe BILD 6) mit dem Kern der CSAS-Funktionalität ist sehr entscheidend. Da die Dynamik der Trimmklappe äußerst langsam und unbekannt und somit ein lineares Ersatzsystem nicht vorhanden ist, musste die Zeitkonstante durch systematische Parametervariation in Simulator-Flugversuchen ermittelt werden (siehe BILD 12).

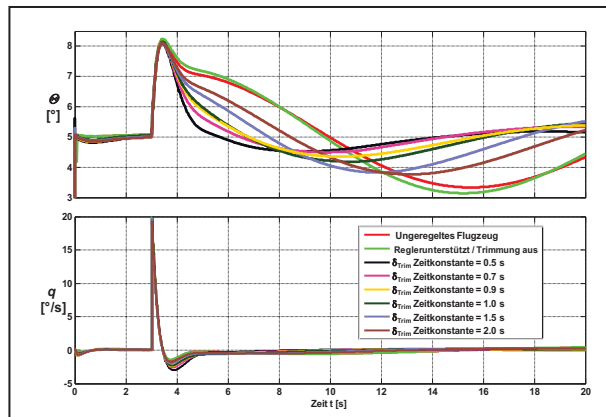


BILD 12. Festlegung der Integrator-Zeitkonstante

Wie in BILD 12 dargestellt, wurde das Verhalten des geschlossenen Regelkreises mit der Nickratenrückführung auf die Trimmklappe dadurch getestet, indem eine Nickratenstörung aufgebracht wurde. Dabei wurde von einem stationären Flugzustand ausgegangen, bei dem sich der Steuerknüppel in der Knüppelneutralage (respektive Kraftneutralposition) befand. Um die dargestellten Ergebnisse lediglich für den Trimm-Integrator zu erhalten, wurde die Kommandoführungsgröße $q_{com,low}$ deaktiviert und der Steuerknüppel nicht vom Piloten berührt. Dies stellt sicher, dass die sich einstellende Flugzeugreaktion lediglich durch die Effektivität der Trimmklappe bedingt ist. Dieses Verfahren wurde für verschiedene Flugzustände durchgeführt, wobei die Trimmintegrator-Zeitkonstante sukzessive von 0,5 bis zu 2,0 Sekunden erhöht wurde. Wie man aus BILD 12 erkennt, wurde eine Zeitkonstante von ungefähr 0,9 s als optimal empfunden. Selbige führt zu einer sinnvollen Autotrimm-Dynamik (mit vernünftiger Bandbreite) ohne merkbare Störungen in der restlichen CSAS-Kernstruktur zu verursachen.

4. ERGEBNISSE

Um die Flugsteuerung zu testen und die Funktionsfähigkeit des Reglers nachzuweisen, muss ein geeignetes Testzenario bzw. Testfall definiert werden. Dieser Testfall besteht aus verschiedenen Flugaufgaben einschließlich Beschleunigung/Verzögerung (bei gleichbleibender Höhe), Höhenänderungen, Lagestabilisierung mit Änderung des Kurs- und Hängewinkels, sowie einem Anflug auf die Landebahn. Die hier zu zeigenden Fähigkeiten des Reglers sind wie folgt: Auto-Trimm, RC/AH-Kommandocharakteristik, Kurvenkompensation und kombinierte Effekte allgemein.

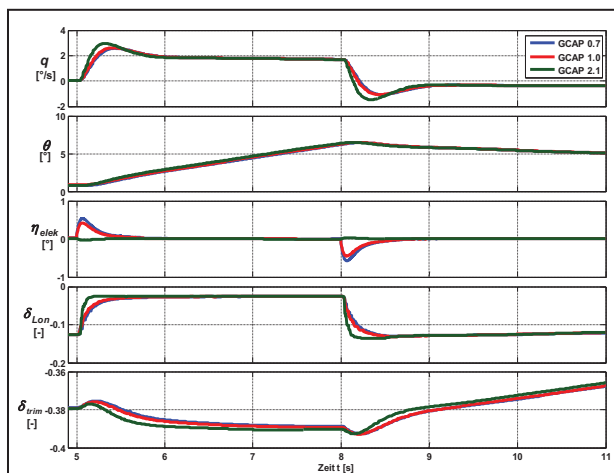


BILD 13. GCAP Simulator-Flugversuche

Den Testpiloten, welche das Hybride Flugsteuerungssystem bewerten sollten, können grundsätzlich in drei Personengruppen unterteilt werden:

1. Piloten welche die „echte“ DA42, wie auch den Simulator bestens kennen und beherrschen
2. Trainierte DA42-Piloten, jedoch ohne Simulator-Kenntnisse
3. Piloten ohne Erfahrung, sowohl beim echten Flugzeug, als auch beim Trainingssimulator

Nach allen betrachteten Flugversuchen, äußerten sich die Piloten höchst positiv auf die gefühlte Kommandocharakteristik, sowie die Unterstützungsfunktionen (Kurvenkompensation, Auto-Trimm etc.).

Es hat sich herausgestellt, dass die Einführung des Vorwärtszweiges zur speziellen Modifikation bzw. Anpassung des Kommandoverhaltens (in unserem Fall mit Fokus auf dem GCAP) von äußerster Wichtigkeit war.

Die Simulatorflugversuche haben gezeigt, dass ein Störverhalten mit einem DCAP von 1,0 („Disturbance CAP“ - DCAP), als optimal angesehen werden kann. Wohingegen die Piloten selbiges Verhalten als zu „knackig“ empfanden.

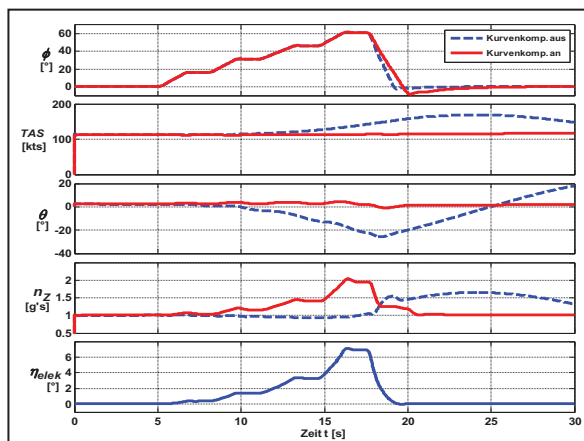


BILD 14. Effekte der Kurvenkompensation

Das ist der Grund, warum nach Auswertung verschiedener Pilotenbewertungen, der „Generic CAP“ (GCAP)-Parameter auf 0,7 gesetzt wurde. Somit wird die Flugzeugreaktion etwas gedämpft (mit geringerer Tendenz zum sog. „bobbling“, siehe BILD 10). In BILD 13 sieht man die Flugzeugreaktion für verschiedene Werte des GCAP-Parameters. Für den dargestellten Flugzustand (im Simulator) hat das Flugzeug einen CAP (ohne jegliche Reglerunterstützung) von ungefähr 2, was als extrem hoch angesehen werden kann. Das heißt, jegliche Modifikationen des Flugzeugverhaltens würden in einem elektrischen Ruderausschlag η_{el} resultieren, welcher das umgekehrte Vorzeichen wie sein mechanisches Pendant besitzt.

Insgesamt war das subjektive Pilotengefühl, dass das Flugsteuerungssystem es ihnen ermöglicht, das Flugzeug mit spürbar weniger Aufwand zu fliegen. Damit konnten sie sich besser auf ihre Flugaufgabe konzentrieren, d.h. die ihnen gestellte Mission besser durchführen (mit weniger Zeit und weniger Stress).

Wie exemplarisch in BILD 14 dargestellt, hilft eine Funktion wie die Kurvenkompensation, dass der Pilot im Kurvenflug nicht mehr am Steuerknüppel ziehen muss. Diese Erleichterung schlägt sich bei einem Manöver mit Hängewinkel in einer gefühlten Verbesserung der Flugeigenschaften nieder. Für Hängewinkel größer 30° zeigt sich entsprechend BILD 14, dass eine entsprechende Kurvenkompensation den elektrischen Aktuator in die Sättigung laufen lassen würde. Dies muss in jedem Fall verhindert werden, um stets genug Autorität zur Störunterdrückung, bzw. sowie zur Modifikation des Kommandoverhaltens vorhalten zu können. Aus diesem Grund wurde die äquivalenten Nickrate im Kurvenflug $q_{turn,c}$ auf einen maximalen Hängewinkel von 30° begrenzt.

5. HARDWARE-IN-THE-LOOP-AUFBAU

In Zusammenarbeit mit der Firma *TTTech* (einer der Projektpartner von Diamond Aircraft im FSA Projekt) wurde ein Flugsteuerungsrechner (Flight Control Computer - FCC) spezifiziert und umgesetzt. Der FCC ist dabei als zweifach-redundantes System (Dual-Duplex-Aufbau mit zwei FCCs) konzipiert jeweils einer Kommando- (COM) und Monitoreinheit (MON). Durch Überwachung der Ausgänge und entsprechender Differenzenbildung kann ein möglicher Fehler detektiert werden und der FCC geht in einen sog. „Fail Safe“-Status über. Als Mikroprozessor kommt ein Produkt des texanischen Halbleiterherstellers *Freescale* zum Einsatz.

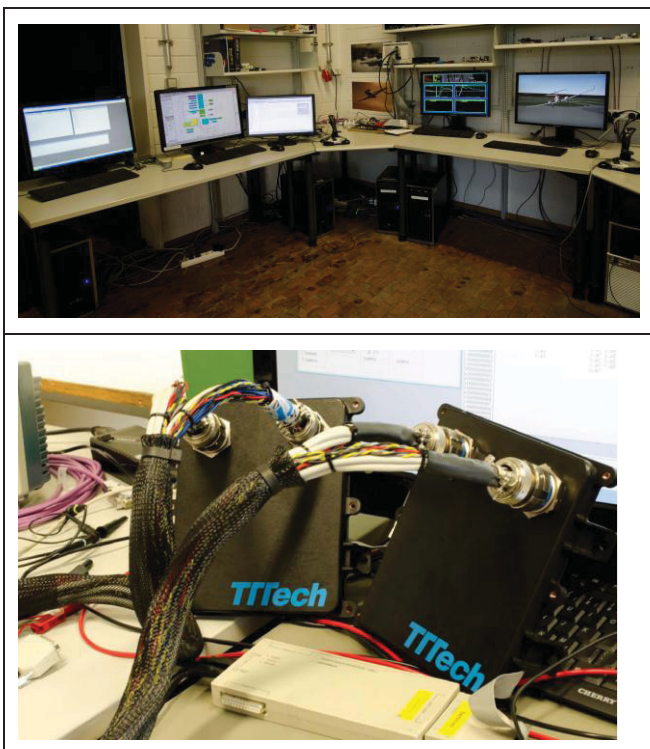


BILD 15. HIL-Aufbau und FCC-Rechner

Wie in BILD 15 dargestellt wurde der *TTTech*-FCC am Lehrstuhl für Flugsystemdynamik innerhalb des am Lehrstuhl entwickelten Hardware-in-the-Loop-Teststandes erfolgreich integriert und erprobt. Die beiden FCC-Einheiten wurden über das sogenannte Time-Triggered Netzwerkprotokoll verbunden. Der vom Lehrstuhl entwickelte Teststand wurde über RS232 Schnittstellen mit dem Flugsteuerungsrechner verbunden. Der auf dem FCC ausgeführte C-Code, der dem in den vorangegangenen Kapiteln dargestellten Algorithmus entspricht, wurde über den *Embedded Coder* von *MathWorks* direkt aus *Simulink* heraus erzeugt. Die in den Konfigurationseinstellungen gemachten Änderungen garantieren ein Höchstmaß an zulassungskonformem C-Code. Im echten Fluggerät würde eine *Rockwell Collins MicroINS* als Trägheitssensorik zum Einsatz kommen. Prinzipiell ließen sich die benötigten Signale ohne Probleme aus dem Simulationsmodell des Flugsimulators direkt extrahieren. Da hier aber eine harte Echtzeitumgebung – entsprechend dem Aufbau im echten Flieger – nachgebildet werden soll, ist die weiche Echtzeit des flugdynamischen Modells im Simulator nicht ausreichend. Aus diesem Grund wurde die C++-Runtime durch einen xPC-Targetrechner ersetzt. Dadurch kann das Simulinkmodell des Lehrstuhls unter Echtzeitbedingungen

ausgeführt werden. Durch entsprechende Interfacebibliotheken wurde die restliche Simulator-Infrastruktur angebunden. So wurden z.B. die Signale der Steuerorgane eingelesen und die Ausgaben über das Simulator-Sichtsystem visualisiert. Zur Kontrolle wurde eine weitere Visualisierung über *XPlane*, wie in BILD 15 zu sehen, als Kontrolle im Teststand verwendet. Zur Messung der Leistungsfähigkeit des Testaufbaus wurde ein „Logic Analyzer“ an die Ein- und Ausgänge des Rechners angeschlossen. Hierbei konnte gezeigt werden, dass die Signale, wie gewünscht, zeitlich präzise ankommen und im Regler sinnvoll umgesetzt werden. Durch verschiedene Flugversuche konnten die Hardware erfolgreich getestet werden, wobei alle Anforderungen hinsichtlich Zeittaktung und Genauigkeit erfüllt wurden.

6. ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

Die Entwicklung (d.h. Entwurf, Auslegung und Implementierung) eines neuartigen Hybriden Flugsteuerungssystems für Kleinflugzeuge (Future Small Aircraft) hinsichtlich exzellenter Flugeigenschaften und Pilotenunterstützung bei gleichzeitig speziellem Augenmerk auf ein attraktives Kosten-Nutzen-Verhältnis (im Sinne vertretbarer Engineering-, Einrüstungs- und Zertifizierungskosten) wird vorgestellt.

Die einzigartigen Anforderungen und Randbedingungen, welche durch die Einführung eines Hybriden Flugsteuerungssystems, welches elektrisch-aktivierte Ruderausschläge mit einem permanent-mechanischen Durchgriff kombiniert, aufgeworfen werden, wie die a priori strikt limitierten elektrischen Stellausschläge, die Einbindung in die vorhandene mechanische Steuerung oder die Beschränkung auf kleinflugzeugtypische Sensorik werden herausgearbeitet. Neben einem geeignet angepassten strukturellen Entwurf entsprechend der spezifischen Erfordernisse solch eines Hybrid-Steuersystems, werden sowohl die Auslegung des Vorwärts- als auch des Rückführzweigs hinsichtlich ihrer Relevanz für zielgerichtete Flugeigenschaftsmodifikationen dezidiert erörtert. Zusätzlich wird die vollständige Entwicklungskette, angefangen vom nichtlinearen flugdynamischen Analyse- und Entwurfsmodell, über den DA-42 Flugsimulator bis hin zum „In-Flight-Simulator“ DA-42 MPP NG betrieben am Institut für Flugsystemdynamik der TUM, beschrieben.

Es kann gezeigt werden, dass dieser neuartige Ansatz die Möglichkeit eröffnet, die Vorzüge moderner Fly-by-Wire Funktionalität unter Erfüllung der spezifizierten Anforderungen und Randbedingungen mit der Zuverlässigkeit eines mechanischen, konventionellen Steuersystems zu verbinden und damit die Kosten für die Zulassung dramatisch zu reduzieren.

Die Entwurfsvalidierung des Hybrid-Steuersystems erfolgt mittels vielfältiger Simulator-Flugversuche welche nicht nur die signifikante Verbesserung der Flugeigenschaften bestätigen sondern auch eine große Pilotenakzeptanz bezüglich der verschiedenen implementierten Sicherheits- und Assistenzfunktionen, wie beispielsweise die Kurvenkompensation, Auto-Trim sowie bedingte Nick-/Schräglageprotektion, attestieren. Dies ist im völligen Einklang mit dem erörterten Wunsch bzw. Bedarf der Piloten nach erhöhter Sicherheitsunterstützung und Entlastung im manuellen Flug.

Konsequenterweise ist darauf aufbauend nun – neben einigen kleineren Modifikationen und Parameteranpassungen infolge der Pilotenkommentare – die Implementierung und Integration des Hybriden Flugsteuersystems auf dem Forschungsflugzeug das nächste Ziel („Fliegender Erprobungsträger Bayern“ des Lehrstuhls für Flugsystemdynamik), um die letztendliche Validierung und Demonstration des neuartigen Systems im Flug durchführen zu können.

Danksagung

With the support of the Technische Universität München – Institute for Advanced Study, funded by the German Excellence Initiative.

7. LITERATUR

- [1] Advisory Council For Aeronautics Research in Europe, “Strategic Research Agenda Volume 1”, Brussels, 2002,
- [2] European Aviation Safety Agency, “Certification Specification CS 23”, <http://www.easa.europa.eu/>
- [3] Graham, W., “Cessna Citation Columbus Program Killed”, AviationWeek.com, July 2009
- [4] Department of Defense, MIL-STD-1797, Military Standard, “Flying Qualities of Piloted Vehicles”, Washington, 1995
- [5] Department of Defense, MIL-F-8785C, Military Specification, “Flying Qualities of Piloted Airplanes”, Washington, 1980
- [6] Department of Defense, MIL-HDBK-1797, Military Standard Handbook, “Flying Qualities of Piloted Vehicles – Handbook”, Washington, 1997
- [7] Pratt, R., “Flight control systems: practical issues in design and implementation”, Institution Engineering & Tech, Stevenage, 2000
- [8] Gautrey, J.E., Cook, M.V. Bihrlé, W.A., “A Generic Control Anticipation Parameter for Aircraft Handling Qualities Evaluation”, The Aeronautical Journal, Vol. 102, No. 1013, 1988, pp. 151-159
- [9] Abzug, M. J., Larrabee, E., “Airplane stability and control: A history of the technologies that made aviation possible”, Cambridge University Press; Second Edition, 2002
- [10] Brockhaus, R., “Flugregelung“, Springer-Verlag, Berlin Heidelberg New York, 1996
- [11] Gibson, J., “Development of a methodology for excellence in handling qualities design for fly by wire aircraft”, Delft, 1999
- [12] Gibson, J., “The definition, understanding and design of aircraft handling qualities”, Delft, 1995
- [13] NATO, “Handling qualities of unstable highly augmented aircraft”, AGARD-AR-279, Neuilly-sur-Seine, 1991
- [14] Hodgkinson, J., “Aircraft Handling Qualities”, AIAA Inc. and Blackwell, Science Ltd, 1999
- [15] Etkin, B., “Dynamics of flight - Stability and control”, John Wiley & Sons, New York, 1996