Fakultät für Maschinenwesen

Lehrstuhl für Flugsystemdynamik

Ein integriertes Auslegungskonzept zur Sicherstellung exzellenter Handling Qualities für Kleinflugzeuge

Dipl.-Ing. (Univ.) Falko Schuck

Vollständiger Abdruck der von der Fakultät für Maschinenwesen
der Technischen Universität München
zur Erlangung des akademischen Grades eines
Doktor-Ingenieurs (Dr.-Ing.) genehmigten Dissertation.

Vorsitzender: Univ.-Prof. Dr.-Ing. Horst Baier

Gutachter/in:
1. TUM IAS Fellow Dr.-Ing. Matthias Heller
2. Univ.-Prof. Dr.-Ing. Dieter Moormann, Rheinisch-Westfälische Technische Hochschule Aachen
3. Univ.-Prof. Dr.-Ing. Florian Holzapfel

Die Dissertation wurde am 17.10.2013 bei der Technischen Universität München eingereicht und durch die Fakultät für Maschinenwesen am 07.10.2014 angenommen.

- absichtlich frei -

Vorwort

Die vorliegende Arbeit entstand während meiner Tätigkeit als wissenschaftlicher Angestellter am Lehrstuhl für Flugsystemdynamik der Technischen Universität München in den Jahren 2007 bis 2013. In dieser Zeit haben viele Menschen zum Gelingen der vorliegenden Arbeit beigetragen, denen ich hier ganz herzlich danken möchte.

Ich danke dem Inhaber des Lehrstuhls für Flugsystemdynamik, Herrn Univ.-Prof. Dr.-Ing. Florian Holzapfel, für die Anregung zu dieser Arbeit, sein Interesse und die fortwährende Unterstützung. Bei Herrn Univ.-Prof. Dr.-Ing. Dieter Moormann bedanke ich mich für die Übernahme des Koreferats und bei Herrn Univ.-Prof. Dr.-Ing. Horst Baier für die Führung des Prüfungsvorsitzes.

Ganz besondere Erwähnung gebührt Herrn Dr.-Ing. Matthias Heller (Rudolf Diesel Industry Fellow of TUM-IAS, Affiliate Professor at TUM), der mir während meiner Arbeit in allen fachlichen und menschlichen Belangen – gerade in schwierigen Zeiten – als kompetenter, kritischer und inspirierender Ratgeber und Betreuer stets zur Seite stand. Seine Unterstützung, die fachlichen und nicht-fachlichen Diskussionen, die wertvollen Denkanstöße und Impulse lieferten die Grundlage zum Gelingen dieser Arbeit.

Weiterhin möchte ich mich bei der Firma Diamond Aircraft und deren Mitarbeitern bedanken, für ihre Hilfe, Unterstützung und das Vertrauen in den Lehrstuhl.

Mein Dank gilt auch allen Kollegen am Lehrstuhl für ihre Unterstützung und Hilfsbereitschaft sowie die angenehme, freundschaftliche und konstruktive Arbeitsatmosphäre. Hier möchte ich besonders Herrn Dipl.-Ing. Leonhard Höcht und Herrn Dipl.-Ing. Michael Weingartner hervorheben, die mir bereits seit meinem Studium stets als Ansprechpartner und Freunde zur Seite standen.

Ich danke außerdem allen Studenten, die mich durch ihre Zuarbeit bei meiner Arbeit unterstützt haben.

Ferner möchte ich allen Piloten danken, welche im Rahmen dieser Arbeit bei den Simulator-Flugversuchen ihre Zeit geopfert haben. Ihre Hinweise, Anregungen und Bewertungen haben die Arbeit wesentlich beeinflusst.

Der größte Dank gilt meinen Eltern, deren bedingungsloser und uneingeschränkter Unterstützung ich mir schon mein ganzes Leben lang sicher sein konnte.

Garching, im Oktober 2013 *Falko Schuck*

Die Zukunft des Luftkampfs – ist sie bemannt oder unbemannt?
Ich sage Ihnen aus meiner Erfahrung heraus, kein unbemanntes Luftfahrzeug übertrifft jemals
den Instinkt eines Piloten,
seine Weitsicht,
die Fähigkeit in einer Situation über das Offensichtliche hinaus zu sehen
und das Mögliche zu erahnen,
noch sein Urteilsvermögen.

Zitat aus „Iron Man“

Zusammenfassung / Abstract

Ein integriertes Auslegungskonzept zur Sicherstellung exzellenter Handling Qualities für Kleinflugzeuge

Die Nutzung von Fly-by-Wire-Technologie für Kleinflugzeuge wird zunehmend entscheidend, da sich neben vielfältigen Funktionalitäten und Sicherheitsmechanismen insbesondere das Situationsbewusstsein des Piloten deutlich erhöhen und damit die Zahl der Unfälle signifikant reduzieren lässt. Im Rahmen eines ganzheitlichen Regelungsansatzes wird ein innovatives Auslegungskonzept zur Sicherstellung exzellenter Flugeigenschaften für die gesamte Flugenveloppe und alle Konfigurationen entwickelt. Dieses wird im Zuge einer neuartigen Simulator-Flugversuchskampagne, welche speziell auf Hobbypiloten ausgerichtet ist, getestet, evaluiert und validiert.

An integrated Controller Design Concept to provide excellent Handling Qualities for General Aviation Aircraft

The use of Fly-by-Wire-Technology for General Aviation aircraft is going to be more decisive due to multiple functionalities and active automatic safety features plus the increase of pilot's situational awareness; thus, simultaneously reducing the number of accidents significantly. By means of a holistic control approach a novel design concept is proposed guaranteeing excellent Handling Qualities for the entire flight envelope as well as for all configurations. In order to test, evaluate and validate the presented approach, an innovative simulator flight test campaign has been conducted specifically tailored for hobby pilots followed by a detailed time and frequency domain data assessment.

Inhaltsverzeichnis

Zusammenfassung / Abstract i

Inhaltsverzeichnis ii

Nomenklatur v

1 Problemstellung und Motivation 1

1.1 Bedeutung von Kleinflugzeugen in der zivilen Luftfahrt 1
1.2 „Fly-by-Wire“-Umsetzung für Kleinflugzeuge 1
1.3 Gesamtregelungsstrategie 2
1.4 Rolle der Flugeigenschaftsanforderungen gestern und heute 3
1.5 Zielsetzung und Übersicht 3

2 Flugmechanische Analyse und Modellierung 5

2.1 Referenzkonfiguration 5
2.2 Modellbeschreibung 6
2.2.1 Linearisierte Bewegungsgleichungen 7
2.3 Übertragungsverhalten in der Längsbewegung 9

3 Flugregelungssystem 12

3.1 Anforderungsanalyse und Zielsetzungen 12
3.2 Grundprinzipien der Flugsteuerung 14
3.3 Fly-by-Wire-Vorteile bei Kleinflugzeugen 16
3.4 Manuelle Führung 17
3.5 Basisregler-Struktur 19

4 Flugeigenschaftskriterien („Handling Qualities“) 21

4.1 Historische Übersicht 21
4.2 Klassische Darstellung der statischen Stabilität 23
4.3 Rolle des Steuerkraftsystems 24
4.3.1 Modellierung des Steuerkraftsystems („Feel System“) 25
4.3.2 Steuersystem DA42 31
4.3.3 Forschungs-Stick / Joystick Konfiguration 31
4.4 Grundlagen der Signaltheorie 33
4.5 Kriterienauswahl für ein zukünftiges Kleinflugzeug 36
4.6 Flugeigenschaftskriterien bei der Reglersynthese 37
4.6.1 Control Anticipation Parameter (CAP) 41
4.6.2 C-Stern (C^*) 44
4.6.3 Bandbreitenkriterium 45
4.6.4 Dropback 47
4.6.5 „Updated“ Dropback-Kriterium 48
4.6.6 Transient peak ratio 48
4.6.7 $\omega_{AS} \cdot T_{\theta 2}$ vs. ζ_{AS} 50
4.6.8 Gibson Phase Rate (Average Phase Rate) 52
4.6.9 Lineare PIO Grenze 53

5 Quantitative Feedback Theorie 55

5.1 Einführung 55
5.2 Nichols-Diagramm 56
5.2.1 Stabilitätsradius / Nichols-Diamant 57

5.3 QFT Grundlagen ... 59
5.3.1 Festlegung der zulässigen Führungsgrenzen ... 61
5.3.2 Festlegung der Streckenmodelle inklusive zugehöriger Unsicherheiten ... 62
5.3.3 Auswahl der Nominal- bzw. Referenzstrecke ... 64
5.3.4 Bestimmung der Stabilitätsgrenzen (U-Kontur) im Nichols-Diagramm ... 65
5.3.5 Erzeugung der finalen Auslegungsgrenzen ... 68
5.3.6 Vorfilterauslegung („Pre-filter Shaping“) ... 70

6 Reglerauslegung ... 71

6.1 Reglersynthese („Loop Shaping“) ... 71
6.1.1 Regleranforderungen ... 73
6.1.2 Erzeugung zulässiger Übertragungsfunktionen ... 74
6.1.3 Finale Modifikation der Führungsgrenzen ... 79
6.1.4 Finales „Loop Shaping“ ... 81
6.2 Vorfilter-Auslegung („Pre-filter Shaping“) ... 83
6.3 Auslegung der Steuersensitivität ... 85
6.4 Lineare Auswertung ... 86
6.5 Zusätzliche automatische Sicherheits- und Unterstützungsfunktionen ... 87

7 Pilotenmodelle ... 89

7.1 Historische Entwicklung ... 89
7.2 Crossover Modell ... 93
7.2.1 Grundsätzliche Betrachtungen und Versuchsaufbau ... 93
7.2.2 Beschreibung der Gesamtdynamik (Pilot – Flugzeug) ... 94
7.2.3 Pilotenanpassung und Anwendung des Crossover Modells ... 96
7.3 Neal-Smith-Kriterium ... 98
7.4 Strukturmodell nach Hess („Structural Model“) ... 101
7.4.1 Bestimmung der Modellparameter für das Strukturmodell ... 102
7.4.2 Bewertung des Strukturmodells nach Hess ... 104
7.5 Pilotenmodell nach Efremov ... 106
7.5.1 Auslegung der Modellparameter nach Efremov ... 107

8 Flugversuche zur Reglerevaluierung ... 110

8.1 Allgemeine Grundsätze der Flugversuchsdurchführung ... 110
8.2 Pilotenauswahl und -einweisung ... 112
8.3 Generierung der Solltrajektorie ... 118
8.3.1 Testablauf ... 123
8.4 Methoden der quantitativen Versuchsauswertung ... 127
8.4.1 Zeitbereichsanalyse ... 128
8.4.2 Frequenzbereichsanalyse ... 130
8.5 Pilotenmodellierung auf Basis der Flugversuchsdaten ... 131
8.5.1 Bestimmung der Pilotenparameter mittels Optimierung ... 131
8.5.2 Vergleich mit den Standard-Auslegungsmethoden ... 134
8.6 Datenauswertung, Analyse und Ergebnisse ... 138

9 Zusammenfassung und Ausblick ... 146

9.1 Zusammenfassung ... 146
9.2 Ausblick ... 148

Literaturverzeichnis ... 150

Anhang ... 161

A Schwerpunktlagen zur Modellevaluierung ... 161
B Ergebnisse der Pilotenmodellierung ... 163

C Ergebnisse der Versuchsdurchführung 164
D Ergebnisse der Flugeigenschaftsauswertung 170
E Missions-/Programmdefinition und Randbedingungen 175
F Fluggeschwindigkeiten 177

Abbildungsverzeichnis 179

Tabellenverzeichnis 182

Nomenklatur

Lateinische Buchstaben

Symbol	Bedeutung	Einheit
A	Auftriebskraft	N
$\boldsymbol{A}$	Systemmatrix	
A, A_R	Amplitude bzw. Amplitudenreserve	
b	Spannweite	m
$\boldsymbol{B}$	Steuer-/Eingangsmatrix	
$B_{L,}$ B_U	Übertragungsgrenzen	
c	Federkonstante	N/m
$\boldsymbol{C}$	Ausgangsmatrix	
$\bar{c}$	Mittlere Flügeltiefe	m
D	Dämpfungskonstante	Ns/m
$\boldsymbol{D}$	Durchgangsmatrix	
E, e	Regeldifferenz	hier: Grad
F(s),G(s),Y(s)	Übertragungsfunktionen von Übertragungsgliedern	
F, $\boldsymbol{F}$	Betrag einer Kraft, Kraftvektor	N
g	Erdbeschleunigung	m/s²
F	Frequenz	Hz
J	Kostenfunktion	
K	Verstärkung von Übertragungsgliedern	
L(s)	Übertragungsfunktion des offenen Kreises	
m	Masse	kg
M, $\boldsymbol{M}$	Moment, Momentenvektor	N/m
Ma	Machzahl	-
N(s)	Charakteristisches Polynom (Nenner-Polynom)	
n, n_Z	Lastfaktor/Lastvielfaches	-
p	Rollrate	rad/s
q	Nickrate	rad/s
$\bar{q}$	Staudruck	N/m²
r	Gierrate	rad/s
S	Spektrale Leistungsdichte	dB/rad
T	Zeitkonstante	s
T_γ	Bahnverzögerung / Pfadverzögerung	s
$T_{\Theta 2}$	Bahn-Lage-Verzögerung	s
$\boldsymbol{U}$	Steuervektor	
V	Fluggeschwindigkeit	m/s
W_S	Stabilitätsgrenze	
x, z	Bezugskoordinaten	m

Griechische Buchstaben

Symbol	Bedeutung	Einheit
α	Anstellwinkel	rad
γ	Bahnwinkel	rad
δ	Abweichung vom stationären Referenzzustand	
ζ	Dämpfungsmaß bzw. Seitenruderausschlag	- bzw. rad
η	Höhenruderausschlag	rad
θ, Θ	Nickwinkel	rad
σ	Standardabweichung	
ρ_{SR}	Stabilitätsradius	-
τ	Totzeit	s
ξ	Seitenruderausschlag	rad
φ	Phasenwinkel	Grad
φ_R	Phasenreserve	Grad
ϕ	Hängewinkel / Rollwinkel	rad
ψ	Azimut / Gierwinkel	rad
ω	Winkelgeschwindigkeit	rad/s
ω_0	Eigenfrequenz	rad/s

Indizes

Symbol	Bedeutung	Einheit
AS	Anstellwinkelschwingung	
BW	Bandbreite - engl. Bandwidth	
CMD	Kommando - engl. Command	
C(s)	Strecke / Streckenübertragungsfunktion	
C, CO,co	Durchtritts - engl. Crossover	
CG	Schwerpunkt - engl. Center of gravity	m
e	Fehler	
EAS	Äquivalente Fluggeschwindigkeit - engl. Equiv. airspeed	m/s
elev	Höhenrunderausschlag	rad
FS	Steuerkraftsystem - engl. Feel System	
Lag	Verzögerung - engl. Lag	
h	Ruderscharniermoment - engl. „Hinge“-Moment	
Lead	Vorhalt - engl. Lead	
LOES	Ersatzsystem niederer Ordnung - Low order equiv. system	
min, max	Minimal bzw. maximal	
NM	Neuromuskulär	
o	Obere	
P(ilot)	Pilot	
PF	Propriozeptive Rückführung - engl. Proprioceptive feedback	

Symbol	Bedeutung	Einheit
PH	Phase	Grad
SP	Schwerpunkt	m
ss, ∞	Stationärwert	
TAS	Wahre Fluggeschwindigkeit - engl. True Airspeed	m/s
trim	Trimmgrößen	
u	Untere	
vis	Visuell	

Abkürzungen

Abkürzung	Bedeutung
3D	Dreidimensional
APC	Aircraft-Pilot Coupling
DB	Dropback
CAP	Control Anticipation Parameter
CAS	Control Augmentation System - Vorgaberegler
CAS	Calibrated Airspeed - Kalibrierte Fluggeschwindigkeit
CL	Closed Loop - Geschlossener Kreis
CSAS	Vorgaberegler inkl. Basisregler
DA	Diamond Aircraft
Dek	Dekade
EAS	Equivalent Airspeed - Äquivalente Fluggeschwindigkeit
FCC	Flight Control Computer - Flugsteuerungsrechner
FCS	Flight Control System - Flugregler
FQ	Flying Qualities - Flugeigenschaften
GRK	Geschlossener Regelkreis
HOS	High Order System - System höherer Ordnung
HQ	Handling Qualities - Flugeigenschaften
HQSF	Handling Qualities Sensitivity Function
IFR	Instrument Flight Rules - Instrumentenflugregeln
LOES	Low Ordner Equivalent System - Ersatzsystem niederer Ordnung
MIMO	Multiple-Input/Multiple-Output - Mehrgrößensystem
MFD	Multi-function Display - Multi-Funktionsanzeige
ND	Navigation Display - Navigationsanzeige
OL	Open Loop - Offene Kette
OPV	Optionally Piloted Vehicle - Optional pilotiertes Flugzeug
PFD	Primary Flight Display - Primäre Flugdatenanzeige
PIO	Pilot-involved Oscillations
PRCS	Pitch Rate Command System - Nickratenkommandosystem
PSD	Power Spectral Density - Leistungsspektraldichte
QFT	Quantitative Feedback Theory
RC/AH	Rate Command / Attitude Hold - Ratenkommandosystem
RMS	Root Mean Square - Quadratischer Fehler
SAS	Stability Augmentation System - Basisregler
SISO	Single-Input/Single-Output - Eingrößensystem
SM	Structural Model - Strukturmodell
SKS	Steuerkraftsystem
TAS	True Airspeed - Wahre Fluggeschwindigkeit
UAV	Unmanned Aerial Vehicle - Unbemanntes Luftfahrzeug
ÜF	Übertragungsfunktion
VFR	Visual Flight Rules - Sichtflugregeln

1 Problemstellung und Motivation

Die vorliegende Arbeit beschreibt ein integriertes Auslegungskonzept zur Sicherstellung exzellenter Handling Qualities bei Kleinflugzeugen. Die Arbeit fußt dabei auf eigenen Veröffentlichungen zur Entwicklung eines Flugregelungssystems für ein Hybrides Steuerungssystem für ein zukünftiges Kleinflugzeug ([Hel11], [Hel12]), sowie darauf aufbauend, einer Voll-Fly-by-Wire-Auslegung mit Schwerpunkt auf Robustheit und Flugeigenschaften [Sch13].

1.1 Bedeutung von Kleinflugzeugen in der zivilen Luftfahrt

Die allgemeine Luftfahrt („General Aviation“, kurz „GA“) stellt heutzutage einen signifikanten Teil des Luftverkehrsaufkommens hinsichtlich der Anzahl von Flugbewegungen dar. So waren zum Beispiel im Jahr 2011 Flugzeuge der allgemeinen Luftfahrt für fast zwei Drittel aller kontrollierten Luftbewegungen in den USA verantwortlich [She12]. Bis zum Jahr 2033 soll in den USA die Anzahl von Flugzeugen im GA-Sektor kontinuierlich wachsen [Fed13]. Betrachtet man die Anzahl tödlicher Unfälle und schwerer Störungen in Deutschland für das Jahr 2012 [Bun13], so sieht man, dass gerade Flugzeuge der Allgemeinen Luftfahrt – im Besonderen mit einem Gewicht bis zu zwei Tonnen – mit Abstand die meisten Todesopfer fordern. Unglücklicherweise zeigt sich zudem kein signifikanter Trend, dass die Anzahl an tödlichen Unfällen zurück geht (für die USA gesehen) [Nat11]. Im Gegensatz dazu, liefern „aktive Fly-by-Wire“ (FbW) Flugregelungssysteme in Transport- und Kampfflugzeugen ein Spektrum an Funktionalitäten, deren faktischer Nutzen unbestreitbar ist. Durch sie wird die Pilotenbelastung signifikant reduziert. Darüber hinaus werden die Piloteneingaben permanent überwacht und entsprechend abgestimmte Warnungen ausgegeben. Mittels erweiterter Schutzfunktionen (sogenannter „Protections“, im Sinne von „Carefree Handling“) wird ein wesentlicher Beitrag zur Erhöhung der Lufttüchtigkeit und damit der Sicherheit von Insassen, Besatzung und Fracht geliefert. Dessen ungeachtet, sind aktive Flugregelungssysteme auf dem Gebiet der allgemeinen Luftfahrt bisher praktisch nicht anzutreffen. Dies lässt sich auf deren gewaltige Kosten zurückführen (besonders für Entwicklung, Hardware/Software, gerade im Hinblick auf Zulassung und Nachweise), die den Wert eines Kleinflugzeugs mühelos um das Mehrfache übersteigen können. Ein weiterer Grund ist die Tatsache, dass heutige FbW-Technologien immer eine komplexe Architektur aus Redundanz-, Rück- und Ausfallsystemen benötigen, um den strengen Sicherheitsanforderungen, Zulassungs- und Zertifizierungsvorschriften gerecht zu werden.

1.2 „Fly-by-Wire“-Umsetzung für Kleinflugzeuge

Dennoch kann bezahlbare „Fly-by-Wire“-Funktionalität durch ein sogenanntes „Hybrides Steuerungssystem“ realisiert werden ([Hel11], [Hel12]). Dieses enthält einen Flugsteuerrechner, wobei strikt begrenzte, elektrisch aktuierte Ruderausschläge kombiniert werden mit einer permanenten mechanischen Verbindung vom Steuerorgan zur Ruderfläche. Diese Verbindung

wird über ein mechanisches Mischgetriebe („Mixer“) hergestellt. Hierbei ist zu jeder Zeit gewährleistet, dass dem Piloten stets die volle Steuerautorität mittels spezifischer Auslegung von Mischgetriebe und mechanischem Direktdurchgriff („Direct Linkage“) zur Verfügung steht. Weiter wird der Zertifizierungsaufwand dadurch auf ein Minimum reduziert, indem auf heute erhältliche – bereits zertifizierte – Systemkomponenten (Rechner, Software etc.) zurückgegriffen wird.

1.3 Gesamtregelungsstrategie

Somit stellt sich die Frage nach einer Gesamtregelungsstrategie, welche speziell auf die Bedürfnisse und spezifischen Anforderungen von Kleinflugzeugen zugeschnitten ist. Hinzu kommen die strikten, systemimmanenten Beschränkungen bei dieser Flugzeugkategorie. Dies sind zum Beispiel Art und Anzahl der verfügbaren Sensoren und Sensorsignale, die Ausführung des mechanischen Steuersystems, die Begrenzung der (elektrisch-aktuierten) Ruderausschläge, sowie nicht zuletzt der inhärenten (Klein-)Flugzeugdynamik selbst. Maßgebliches Entwurfsziel ist es, die Pilotenbelastung zu „minimieren“, indem man ihn wirkungsvoll von „lästigen Nebentätigkeiten“ entlastet. Dies soll bei gleichzeitiger Verbesserung seiner aktuellen Situationseinschätzung (der sogenannten „Situational Awareness“) geschehen. Das System muss entsprechend fehlertolerant sein, so dass selbst bei Sensor- bzw. Aktuatorausfällen und -fehlern eine bestmögliche Pilotenunterstützung so lange wie möglich aufrechterhalten werden kann. Sollten durch die Sensorik-/Aktuator-Fehler Teile des Regelungssystems wegfallen, muss gewährleistet sein, dass die anderen Teile dadurch unberührt sind und, nach wie vor, weiter korrekt funktionieren.

Daneben muss der Reglerentwurf auch den besonderen Beschränkungen durch die in einem Kleinflugzeug zur Verfügung stehende Hardware Rechnung tragen. So ist die Reglerstruktur besonders an typische Kleinflugzeugsensorik anzupassen. Ein idealer Entwurf würde lediglich geringe bis moderate Anpassungen von Sensorqualität, Redundanz und Verlässlichkeit notwendig machen. Dementsprechend ist schon von Beginn an der Fokus auf „günstige“ und zuverlässige Verfügbarkeit der zu nutzenden Sensorsignale gelegt worden. Das heißt, der Regler verwendet die sinnvolle Anzahl an Messgrößen zur Sicherstellung seiner Funktionalität. Die Sensormesswerte sollen dabei mit möglichst hoher Integrität bei gleichzeitig adäquaten Kosten gewonnen werden können.

Es kommt hier jedoch noch eine weitere Einschränkung zum Tragen, nämlich dass der Pilot keiner komplexen Betriebsartenlogik (englisch „Moding Logic“), also dem automatischbedingten Umschalten unterschiedlicher Betriebsarten/Modi, unterworfen werden kann und darf. Denn hieraus resultieren potentiell sogenannte „Mode-Confusions“. Diese würden eine intensive Pilotenschulung sowie zusätzliches Training nach sich ziehen. Somit wären die Vorteile eines derartigen Systems für zukünftige Kleinflugzeuge durch explodierende Kosten weitgehend zunichte gemacht.

1.4 Rolle der Flugeigenschaftsanforderungen gestern und heute

Bereits seit Mitte des 20. Jahrhunderts wurde von Seiten des Militärs, vornehmlich der USA, versucht, Flugeigenschaftskriterien zu definieren und zu standardisieren. Ziel war es, bereits vorab ein Lastenheft für Flugzeughersteller zu definieren, so dass zukünftige Flugzeugmodelle bestmöglich von „Standard-Kampfpiloten“ zu steuern waren und die gewünschten Missionen erfolgreich durchgeführt werden konnten. Meilenstein war die Einführung der MIL-F-8785B, gerade durch die mitgelieferten Zusatzinformationen und eine Quasi-Bedienungsanleitung (als „Background Information and User Guide“ [Mit03]). Durch die Einführung hochgradig-reglergestützter Konfigurationen mit digitalen Flugsteuerungsrechnern, welche beliebige Kommandosysteme, respektive Vorgaberegelungen, ermöglichten, wurden die Flugeigenschaftskriterien kontinuierlich erweitert. Der Problematik unkonventioneller Flugzeugkonfigurationen, respektive unkonventioneller Vorgaberegelungen, wurde versucht, durch die Einführung sogenannter Ersatzsysteme niederer Ordnung („Low Order Equivalent Systems“) bestmöglich entgegen zu kommen. Neben der Problematik der sogenannten PIOs („Pilot-in-the-Loop-Oscillations“), welche die destabilisierenden Kopplungen zwischen dem Piloten und einer ansonsten stabilen Flugzeugdynamik beschreiben, gibt es zwei Hauptforschungsgebiete bzw. Bereiche der Flugeigenschaftsforschung, welche noch großes Forschungspotential bieten: Zum einen ist dies die Konsolidierung, Harmonisierung und Integration des Steuerkraftsystems in ein Flugregelungssystem, denn nur durch dessen adäquate Miteinbeziehung können exzellente Flugeigenschaften sichergestellt werden. Zum anderen ist die ganze Problematik der quantitativen Definition von Manövern zu Flugeigenschaftsbewertung unzureichend aufgearbeitet und strukturiert. Diese Fragegestellung wurde zwar im Kern schon oft aufgegriffen und benannt ([Mit94], [Mit03]), es wurden Manöverkategorien definiert, welche sich aus verschiedenen Missionselementen zusammensetzen können, dennoch gibt es bisher keine allgemein anerkannten und akzeptierten Übereinkünfte über deren exakte Spezifikation, sowie keine dazu korrespondierenden Maßsysteme zu Fehlerbeschreibung und Quantifizierung der Abweichungen.

1.5 Zielsetzung und Übersicht

Ziel dieser Arbeit ist es, ein Regelungs- und Evaluierungskonzept (als integriertes Auslegungskonzept für die Längsbewegung) zu entwickeln, welches dezidiert Kleinflugzeuge der allgemeinen Luftfahrt im Fokus hat und auf selbigen getestet wird. Die Bereitstellung eines konsistent-exzellenten „Handlings“ für die gesamte Flug-Enveloppe soll durch die Modifikation der Flugeigenschaften gewährleistet werden. Hierbei sollen alle gebräuchlichen Flugeigenschaftskriterien in der Längsbewegung erfüllt werden. Über eine Methode der robusten Regelung, die sogenannte Quantitative Feedback Theorie, ist der Regler so robust ausgelegt, dass er sowohl über die gesamte Flugenveloppe als auch für alle möglichen Konfigurationen (hinsichtlich Fahrwerk und Klappenstellungen) mit einem Satz fester Verstärkungsfaktoren betrieben werden kann. Die Auslegung schließt dabei Realeffekte wie Aktuator-Dynamik oder Totzeiten explizit mit ein.

Innerhalb der folgenden Arbeit wird versucht, über einen ganzheitlich holistischen Ansatz nicht nur singulär das Flugregelungssystem zu betrachten, sondern das Steuerkraftsystem explizit mit einzubeziehen und die verfügbaren Parameter zu Sicherstellung exzellenter Flugeigenschaften zu nutzen.

Ein sehr wichtiger und fundamentaler Punkt der Arbeit ist darüber hinaus die Bewertung des Reglers in Simulator-Flugversuchen von einer homogenen Gruppe an Hobby-Piloten. Die Fokussierung auf ein Flugzeug der allgemeinen Luftfahrt, insbesondere Kleinflugzeuge unter zwei Tonnen, stellt hier ganz neue Herausforderungen an die Entwicklung und Evaluierung von solchen Systemen. Altbekannte Herangehensweisen, gerade die Beurteilung über professionelle Testpiloten, in Kombination mit Testverfahren aus der Militärluftfahrt (entwickelt primär für Kampfflugzeuge) sind in diesem Fall nicht anwendbar, sondern führen praktisch zwangsläufig zu falschen Ergebnissen und Schlussfolgerungen.

Im Rahmen der hier vorgestellten Evaluierung wurde ein Manöver entwickelt, welches sowohl dazu dienen soll, den Hobby-Piloten die bestmögliche Grundlage für die Bewertung der Flugaufgabe zu ermöglichen, als auch die Flugversuche über die vorgestellten Bewertungssysteme quantitativ zu analysieren und letztendlich in Relation zu den Pilotenbewertungen zu stellen. Hierbei wurden Methoden der Pilotenmodellierung mit eingebracht und angewendet. Dadurch ergibt sich ein konsistentes Manöver, welches gleichermaßen für die Bewertung der Flugzeugkonfiguration als auch die Modellierung und Frequenzanalyse des Piloten genutzt werden kann.

Die Struktur der Arbeit gliedert sich wie folgt:

- Neben der Einleitung inklusive Zielsetzung in Kapitel 1 behandelt Kapitel 2 die Grundlagen der hier zum Tragen kommenden Modellierung und flugmechanischen Analyse eines Kleinflugzeugs am Beispiel der Diamond DA42.
- Kapitel 3 beschreibt detailliert die Anforderungen und Randbedingungen an das präsentierte Regelungssystem als quasi-Pflichtenheft.
- In Kapitel 4 werden alle hier zur Anwendungen kommenden Flugeigenschaften erläutert und behandelt.
- Kapitel 5 richtet sich an die allgemeinen Grundlagen der Quantitativen Feedback Theorie und befasst sich mit dem Nichols-Diagramm als Grundlage für die Regelungsmethode inklusive seiner besonderen Stabilitäts-Eigenschaften (Nichols-Diamant etc.).
- Kapitel 6 beschreibt die konkrete flugeigenschaftszentrierte Auslegung des Reglers, die Synthese desselben hinsichtlich „Loop-“ und „Pre-Filter-Shaping“, sowie die lineare und nichtlineare Umsetzung.
- In Kapitel 7 werden Pilotenmodelle betrachtet, welche sowohl bei der Auslegung als auch Evaluierung des Reglers zum Einsatz kommen.
- Die Beschreibung der Simulator-Flugversuche, inklusive Missionserstellung, Durchführung und Auswertung erfolgt in Kapitel 8.
- Schlussendlich liefert Kapitel 9 die Zusammenfassung und einen Ausblick auf vorstellbare zukünftige Forschungsschwerpunkte, sowie mögliche technische Weiterentwicklungen.

2 Flugmechanische Analyse und Modellierung

2.1 Referenzkonfiguration

Als Basis für ein zukünftiges Kleinflugzeug soll eine *Diamond DA42 „Twin Star“* der Firma *Diamond Aircraft* herzangezogen werden. Hierbei handelt es sich um ein zweimotoriges Kleinflugzeug mit einer Leermasse von ca. 1300 kg, welches mit zwei Motoren (mit jeweils 135 PS) ausgestattet ist. Durch den Einsatz eines sogenannten Glas-Cockpits der Firma *Garmin* - Typ *G1000* ist die *DA42* für den Instrumentenflug zugelassen und wird in verschiedensten Versionen hergestellt (u.a. als spezieller Sensorträger für Überwachungsaufgaben).

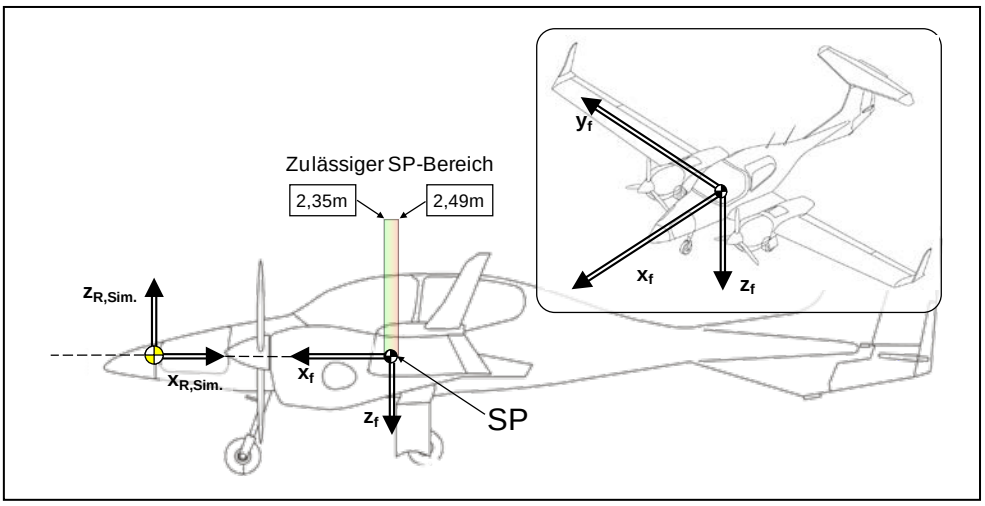


Abbildung 1 Flugzeugskizze mit Koordinatensystemen

Dritthersteller nutzen die *DA42* mittlerweile sogar als Plattform für die Bereitstellung von unbemannten Fluggeräten (sogenannten „UAVs“ - Unmanned, aerial vehicles).
In Abbildung 1 ist die *DA42* mit dem Referenzkoordinatensystem und dem laut Handbuch zulässigen Schwerpunktsbereich von 2.35 m bis 2.49 m dargestellt.

Bezeichnung	Symbol	Wert	Einheit
Bezugsflügelfläche	S	14.29	m^2
Mittlere Flügeltiefe	$\bar{c}$	1.27	m
Halbspannweite	s	6.69	m
Leermasse	m	1302	kg
Referenz-Schwerpunktlage	x_{SP}	2.42	m

Tabelle 1 Konfigurationsdaten DA42

2.2 Modellbeschreibung

Der in dieser Arbeit vorgestellte Regelungsansatz basiert auf einem physikalisch-mathematischen Modell des real fliegenden Systems. Mittels dieses Modells kann sowohl die Dynamik des ungeregelten Systems analysiert werden und der modell-basierte Reglerentwurf erfolgen, als auch die finalen (Simulator-)Flugversuche durchgeführt werden.

Zur Implementierung des Simulationsmodells wird dazu die Simulationsumgebung *Simulink*® der Firma *Mathworks* verwendet [Mat13]. Hierzu werden die zwölf Bewegungsdifferentialgleichungen (Translation, Rotation, Lage und Position) abgebildet, wodurch sich die Veränderung der Flugzeugzustände in sechs Freiheitsgraden nachbilden lässt. Die Modellierungstiefe orientiert sich dabei am *DA42* Simulator des Lehrstuhls, welcher bei den späteren Flugversuchen als Pilotenschnittstelle verwendet wird [Dia13]. Die dazu notwendigen Differentialgleichungen sollen nicht extra aufgeführt werden, sondern entsprechen der in der Literatur zu findenden Darstellung (z.B. [All09], [Ros03] u.a.). Eine detaillierte Beschreibung der Bewegungsgrößen und aller notwendigen Transformationsmatrizen findet sich zudem in [Bro11].

Von größerer Bedeutung ist vor allem die Implementierung der aerodynamischen Beiwerte in der Längsbewegung. Für die Abhängigkeit der Kraftbeiwerte ergibt sich:

$$\begin{bmatrix} W \\ Y \\ A \end{bmatrix}_A = \left(\vec{F}_{Aero}\right)_a = \tfrac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_{TAS}^2 \cdot S \cdot \begin{bmatrix} C_W\left(C_A, \eta, \zeta, \xi, \delta_{Fl}, V_{CAS}\right) \\ C_Y\left(\beta, \zeta, \xi, p, V_{CAS}, \Delta x_{SP}\right) \\ C_A\left(\alpha, \dot{\alpha}, q, \eta, \delta_{Fl}, V_{CAS}, \Delta x_{SP}\right) \end{bmatrix} \tag{2-1}$$

Analog definieren sich die Momentenbeiwerte in der Längsbewegung:

$$\begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix}_A = \left(\vec{M}_{Aero}\right)_a = \tfrac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_{TAS}^2 \cdot S \cdot \begin{bmatrix} b \cdot C_l\left(\beta, r, \zeta, \xi, \delta_{Fl}, V_{CAS}\right) \\ \bar{c} \cdot C_m\left(\alpha, \dot{\alpha}, q, \eta, V_{CAS}, \Delta x_{SP}\right) \\ b \cdot C_n\left(\beta, r, \zeta, \xi, V_{CAS}, \Delta x_{SP}\right) \end{bmatrix} \tag{2-2}$$

Die geometrischen Parameter sind dabei entsprechend der Tabelle 1 zu wählen.

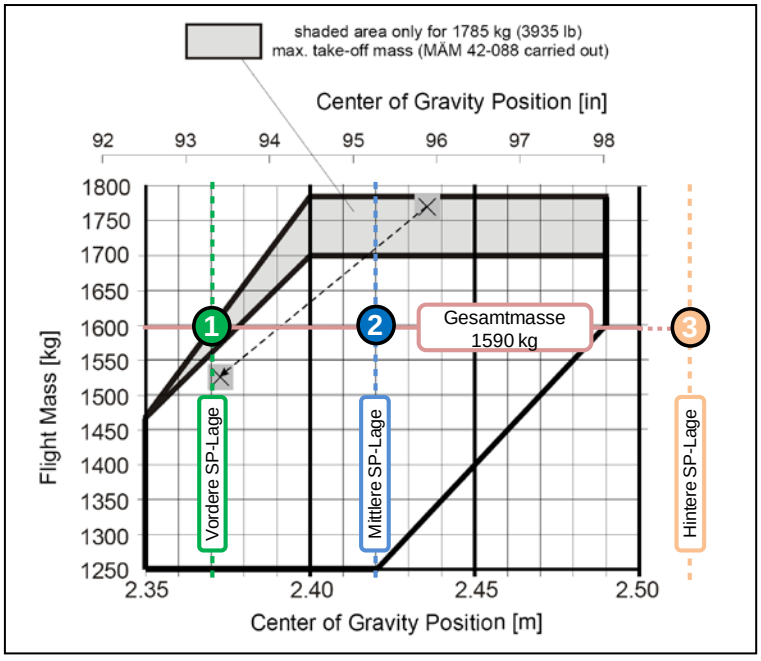


Abbildung 2 Untersuchte SP-Lagen des Simumlationsmodells [Dia04]

Zum Abgleich des *Simulink*-Modells mit dem dynamischen Verhalten des Simulators wurden drei Schwerpunktlagen definiert (Konfiguration 1 mit x_{SP} = 2.37m, Konf. 2 x_{SP} = 2.42m und Konf. 3 x_{SP} = 2.52m). Hierbei ist allen Konfigurationen gemein, dass die Gesamtmasse 1590 kg beträgt (als Summe von Flugzeug, Passagieren, Gepäck und Treibstoff, siehe Anhang A). Durch die unterschiedlichen Gewichtsanordnungen wurden hierbei die unterschiedlichen Schwerpunktlagen erreicht. In Abbildung 2 sind diese drei Konfigurationen in die zulässige Schwerpunkt-Enveloppe aus dem Flughandbuch [Dia04] eingezeichnet, wobei die dritte Konfiguration (hinterste Schwerpunktlage) bewusst außerhalb des zulässigen Bereichs gewählt wurde. In umfangreichen Versuchen konnte gezeigt werden, dass das *Simulink*-Modell das Verhalten des Simulators bestmöglich wiedergibt.

2.2.1 Linearisierte Bewegungsgleichungen

Die Bestimmung von stationären Flugzuständen ist ein grundlegender Bestandteil sowohl der flugmechanischen Analyse als auch bei der Auslegung von Flugregelungssystemen. Diese stationären Flugzustände oder auch Trimmpunkte stellen jeweils eine Kombination von Steuergrößen in Abhängigkeit eines bestimmten Flugzustandes dar, für die die Zustandsableitungen verschwinden (siehe Abbildung 3).

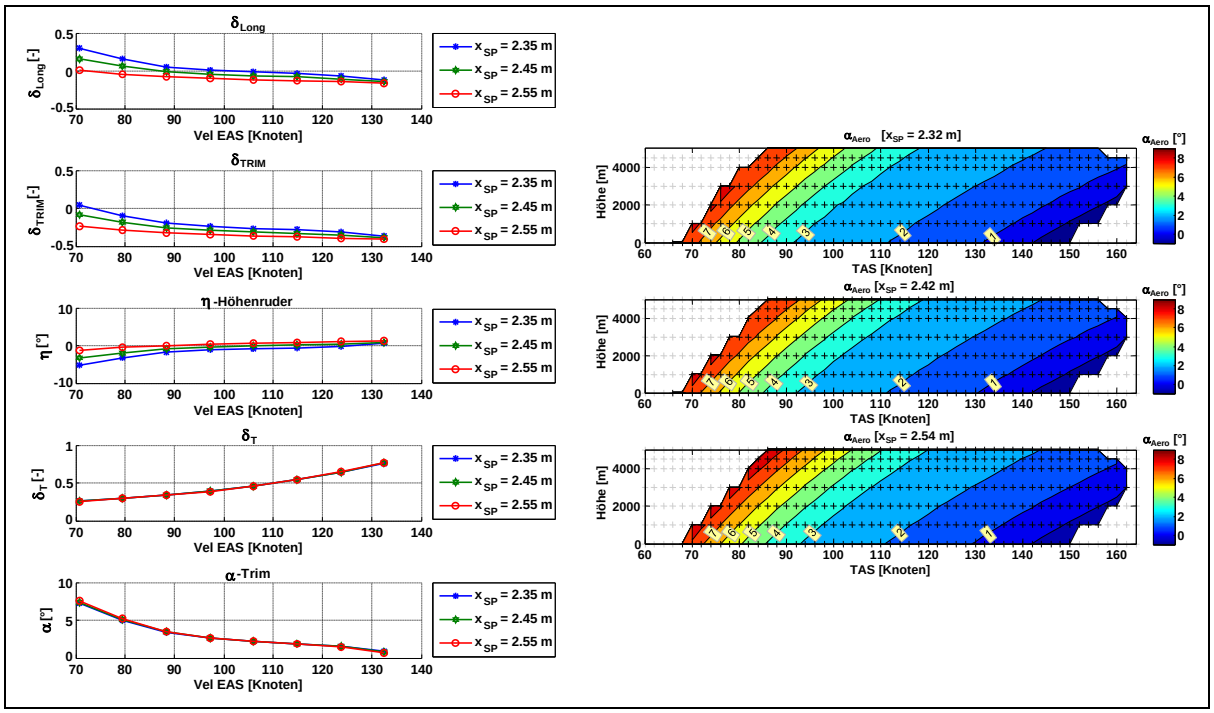


Abbildung 3 Trimmergebnisse für verschiedene Schwerpunktlagen

Darüber hinaus sind diese Trimmpunkte (Zustandsableitung gleich Null) Voraussetzung dafür, die (numerische) Linearisierung der Streckendynamik in der (unmittelbaren) Umgebung dieser (quasi-) stationären Referenzzustände durchzuführen. Nur dadurch werden grundlegende Stabilitäts- und Regelungsuntersuchungen möglich, die ihrerseits auf der Anwendbarkeit linearer Systemtheorie beruhen. Aus Sicht des Piloten stellt die Trimmbarkeit primär einen stationären Flugzustand dar, welcher durch die Kompensation der Ruderkräfte über die Trimmflächen gekennzeichnet ist. Trimmbarkeit und Abweichungen von einem Trimmzu-

stand sind expliziter Gegenstand der zivilen Zulassungsvorschriften inklusive entsprechender Manöver zum adäquaten Nachweis [EAS10]. Ein Großteil der Nachweise aus [EAS10] kann jedoch direkt durch Trimmrechnung bestimmt werden, was im Rahmen der eigener Forschung mittels einer *Matlab*-Toolbox realisiert worden ist.

Dabei werden zur Berechnung der stationären Flugzustände sogenannte Trimmschablonen genutzt, um die Kostenfunktion für den nichtlinearen Gleichungslöser und alle notwendigen Randbedingungen zu gewährleisten. Die Trimmschablonen werden dabei jeweils für die zu untersuchenden Flugzustände (stationärer Horizontalflug, Beschleunigungs- und Verzögerungsflug, Abfangbogen oder auch Flugzustände der Seitenbewegung) umgesetzt.

Wie bereits beschrieben, wird die Linearisierung um den aus der Trimmung extrahierten Referenzzustand durchgeführt, welcher selbst die Bewegungsgleichungen erfüllen muss. Somit gilt:

$$\mathrm{f}\left(\dot{\boldsymbol{x}}_0, \boldsymbol{x}_0, \boldsymbol{u}_0\right) = 0 \tag{2-3}$$

Entwickelt man nun mittels einer Taylor-Reihe um den Referenzzustand und bricht nach dem linearen Glied ab, erhält man:

$$\partial f = \sum_{i=1}^{n}\left(\frac{\partial f}{\partial x_i}\right)_0 \delta x_i + \sum_{i=1}^{n}\left(\frac{\partial f}{\partial \dot{x}_i}\right)_0 \delta \dot{x}_i + \sum_{i=1}^{m}\left(\frac{\partial f}{\partial u_i}\right)_0 \delta u_i \tag{2-4}$$

Hierbei enthält der Eingangsvektor auch eventuelle Störgrößen, welche auch explizit aufgespalten werden könnten. Die Abweichungen vom Referenzzustand (Index „0“) sind dabei:

$$\delta \boldsymbol{x} = \boldsymbol{x} - \boldsymbol{x}_0 \quad \delta \dot{\boldsymbol{x}} = \dot{\boldsymbol{x}} - \dot{\boldsymbol{x}}_0 \quad \delta \boldsymbol{u} = \boldsymbol{u} - \boldsymbol{u}_0 \tag{2-5}$$

Analog lässt sich die Ausgangsgleichung entsprechend linearisieren wobei $\delta\boldsymbol{y}=\boldsymbol{y}-\boldsymbol{y}_0$ gilt.
Somit ergibt sich das lineare Gesamtsystem zu:

$$\delta \dot{\boldsymbol{x}}_{nx1} = \boldsymbol{A}_{nxn} \cdot \boldsymbol{x} + \boldsymbol{B}_{nxm} \cdot \boldsymbol{u}_{mx1} \qquad \delta \boldsymbol{y}_{rx1} = \boldsymbol{C}_{rxn} \cdot \boldsymbol{x} + \boldsymbol{D}_{rxm} \cdot \boldsymbol{u}_{mx1} \tag{2-6}$$

Zusammengefasst in einer gesamtvektoriellen Darstellung erhält man:

$$\begin{bmatrix} \dot{\boldsymbol{x}} \\ \boldsymbol{y} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{A} & \boldsymbol{B} \\ \boldsymbol{C} & \boldsymbol{D} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \boldsymbol{x} \\ \boldsymbol{u} \end{bmatrix} \tag{2-7}$$

Hierbei sind in der letzten Gleichung, wie allgemein üblich, die „δ“ bereits weggelassen.

2.3 Übertragungsverhalten in der Längsbewegung

Zur analytischen Untersuchung der Flugeigenschaften mittels Analyseverfahren der linearen Regelungstheorie müssen die nichtlinearen Bewegungsgleichungen um (quasi) stationäre Referenz-Flugzustände linearisiert werden. Dadurch wird es möglich, die Untersuchung des Flugzeugs am linearen Ersatzsystem durchzuführen (welches aber natürlich nur in der unmittelbaren Umgebung der Trimmzustände seine Gültigkeit behält). Die Linearisierung kann für die nichtlinearen Bewegungsgleichungen sowohl analytisch über mehrdimensionale Taylor-Reihen, als auch numerisch für die komplette nichtlineare Modellstruktur (hier als *Matlab/Simulink*-Modell) durchgeführt werden. Über die linearisierten Bewegungsgleichungen lassen sich die charakteristischen Übertragungsfunktionen der Längs- und Seitenbewegung herleiten. Dadurch haben sich sogenannte „low order equivalent systems“ (vgl. [USD97]) durchgesetzt, welche äquivalente Übertragungsfunktionen niederer Ordnung darstellen, analog den Ergebnissen der analytischen Linearisierung. Zum Verständnis und der Erlangung tieferer Einblicke in die zugrunde liegende Flugmechanik sollen die wichtigsten Elemente der linearisierten Längsdynamik hier angesprochen werden. Als Voraussetzung gilt die Annahme symmetrischer Referenzzustände, wodurch sowohl die Entkopplung von Längs- und Seitenbewegung angenommen werden kann, als auch die Unterscheidung zwischen Kurzzeitdynamik (Anstellwinkelschwingung) und Langzeitdynamik (Phygoide) in der Längsbewegung.
Die Zustandsraumdarstellung der Längsbewegung lautet (vgl. [Hel10]):

$$\begin{bmatrix}\dot{\alpha}\\ \dot{q}\\ \dot{V}\\ \dot{\gamma}\end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Z_\alpha - \frac{g}{V_0}\sin\gamma_0 & 1+Z_q & Z_u & -\frac{g}{V_0}\sin\gamma_0 \\ M'_\alpha & M'_q & M_u & 0 \\ X_\alpha - g\cos\gamma_0 & X_q & X_u & -g\cos\gamma_0 \\ -Z_\alpha + \frac{g}{V_0}\sin\gamma_0 & -Z_q & -Z_u & \frac{g}{V_0}\sin\gamma_0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix}\alpha\\ q\\ V\\ \gamma\end{bmatrix} + \begin{bmatrix} Z_\eta & Z_{\delta_F} \\ M'_\eta & M_{\delta_F} \\ X_\eta & X_{\delta_F} \\ -Z_\eta & -Z_{\delta_F} \end{bmatrix} \begin{bmatrix}\eta\\ \delta_F\end{bmatrix} \quad (2\text{-}8)$$

Es gelten:

$$Z_\alpha = -\frac{\bar{q}\,S}{mV_0}(C_W + C_{A\alpha}) \quad Z_q = -\frac{\bar{q}\,S}{mV_0}\frac{l_\mu}{V_0}C_{Aq}$$
$$\hat{Z}_q = 1 + Z_q \approx 1 \qquad Z_\eta = -\frac{\bar{q}\,S}{mV_0}C_{A\eta} \quad (2\text{-}9)$$

Die Zwei-Freiheitsgrad-Näherung der Kurzzeitdynamik/Anstellwinkelschwingungs-Näherung ist:

$$\begin{bmatrix}\dot{\alpha}\\ \dot{q}\end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Z_\alpha & \underbrace{1+Z_q}_{=\hat{Z}_q\approx 1} \\ M'_\alpha & M'_q \end{bmatrix} \begin{bmatrix}\alpha\\ q\end{bmatrix} + \begin{bmatrix} Z_\eta \\ M'_\eta \end{bmatrix}\cdot\eta \quad (2\text{-}10)$$

Das entsprechende Signalflussdiagramm ist in Abbildung 4 dargestellt. Die klassischen Stabilitätsderivativa enthalten keinen $\dot{\alpha}$-Effekt. Hinsichtlich der Stabilität ist diese Annahme auch vertretbar, da hier, genauso wie bei der Langzeitdynamik, der $\dot{\alpha}$-Effekt nicht zum Tragen kommt. Bei der numerischen Linearisierung ist dieser Effekt jedoch stets enthalten und würde auch bei expliziter Vernachlässigung zu falschen Ergebnissen führen.

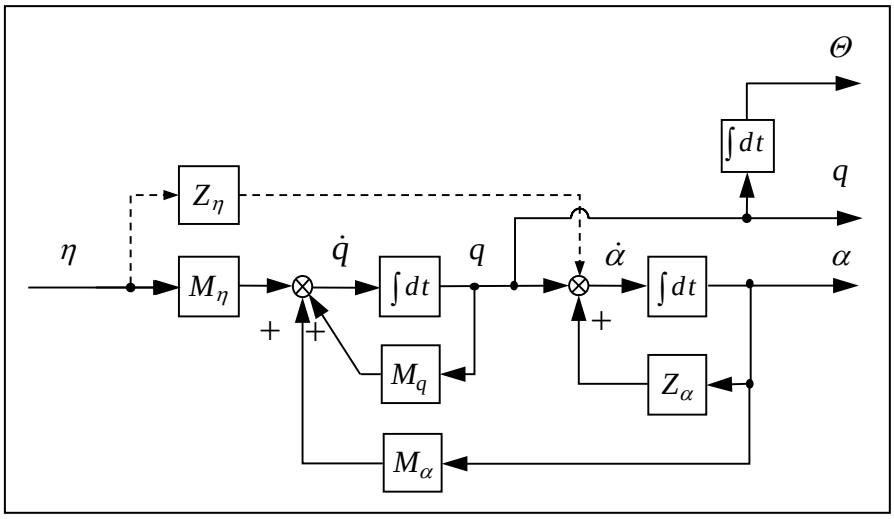


Abbildung 4 Signalflussdiagramm der Anstellwinkelschwingung

Das Stabilitätsmaß (SM), das über Jahrzehnte mit seiner Anforderung SM_{erf} = (3 ...) 5 % als flugmechanisches Kriterium für ungeregelte Flugzeuge herangezogen wurde, enthält jedoch weder Massen- oder Trägheitsinformation und sagt nichts über die dynamische (In-)Stabilität aus.

$$SM = -\frac{\partial C_m}{\partial C_A} = \frac{C_{m\alpha}}{C_{A\alpha}} = \frac{x_N - x_{SP}}{l_\mu} \quad [\times 100 \text{ in } \%] \tag{2-11}$$

Die globale statische Längsstabilität stellt sich im Vorzeichen des konstanten („Hurwitz“-) Gliedes dar:

$$(a_0)_{long} = \det(\boldsymbol{A}_{long}) \approx g[M_\alpha Z_u - M_u Z_\alpha] \overset{M_u \approx 0}{\approx} g M_\alpha Z_u \overset{!}{>} 0 \tag{2-12}$$

Die „gestrichenen Größen“ seien hier der Vollständigkeit halber aufgeführt:

$$\begin{aligned} M'_\alpha &= M_\alpha + M_{\dot\alpha} Z_\alpha = \bar q \frac{S l_\mu}{I_y} C_{m\alpha} + \bar q \frac{S l_\mu}{I_y} \frac{l_\mu}{V_0} Z_\alpha C_{m\dot\alpha} \; [+ M_{F\alpha}] \\ M'_q &= M_q + \hat Z_q M_{\dot\alpha} = \bar q \frac{S l_\mu}{I_y} \frac{l_\mu}{V_0} C_{mq} + \bar q \frac{S l_\mu}{I_y} \frac{l_\mu}{V_0} C_{m\dot\alpha} \hat Z_q \\ M'_\eta &= M_\eta + M_{\dot\alpha} Z_\eta = \bar q \frac{S l_\mu}{I_y} C_{m\eta} + \bar q \frac{S l_\mu}{I_y} C_{m\dot\alpha} Z_\eta \end{aligned} \tag{2-13}$$

Die Übertragungsfunktionen (entsprechend der Annahmen der vorherigen Seiten) als Ergebnis des reduzierten 2x2 Zustandsraummodells lauten:

$$\frac{q(s)}{\eta(s)} = G_{q\eta}(s) = \frac{\breve Z_q(s)}{N_{AS}(s)} = \frac{M'_\eta (s - Z_\alpha \overbrace{\frac{M_\eta}{M'_\eta}}^{\approx 1} + M_\alpha \frac{Z_\eta}{M'_\eta})}{s^2 - (M'_q + Z_\alpha) s + (M_q Z_\alpha - M_\alpha \hat Z_q)} \tag{2-14}$$

$$\frac{\alpha(s)}{\eta(s)} = G_{\alpha\eta}(s) = \frac{\breve Z_\alpha(s)}{N_{AS}(s)} = \frac{Z_\eta s + M_\eta \hat Z_q - Z_\eta M_q}{s^2 - (M'_q + Z_\alpha) s + (M_q Z_\alpha - M_\alpha \hat Z_q)} \tag{2-15}$$

Man erkennt beim Einsetzen der gestrichenen Größen, dass diese sich bei den für die statische Stabilität relevanten Größen aufheben. Dies entspricht auch der physikalischen Anschauung, dass die $\dot\alpha$-Dynamik schon abgeklungen sein muss.

$$
\begin{aligned}
N_{AS}(s) &= \det\begin{bmatrix} s - Z_\alpha & -\hat{Z}_q \approx -1 \\ -M'_\alpha & s - M'_q \end{bmatrix} = (s - Z_\alpha)(s - M'_q) - (-M'_\alpha)(-\hat{Z}_q) \\
&= (s - Z_\alpha)\left(s - \left(\bar{q}\frac{S\,l_\mu}{I_y}\frac{l_\mu}{V_0}C_{mq} + \bar{q}\frac{S\,l_\mu}{I_y}\frac{l_\mu}{V_0}C_{m\dot{\alpha}}\hat{Z}_q \right) \right) - \left(\bar{q}\frac{S\,l_\mu}{I_y}C_{m\alpha} + \bar{q}\frac{S\,l_\mu}{I_y}\frac{l_\mu}{V_0}Z_\alpha C_{m\dot{\alpha}} \right)(-\hat{Z}_q) \\
&= s^2 - (M'_q + Z_\alpha)s + (M_q Z_\alpha - M_\alpha \hat{Z}_q)
\end{aligned}
\tag{2-16}
$$

Die oben gemachten Annahmen (z.B. $Z_q \approx 0$) stellen eine physikalisch motivierte Vereinfachung dar und sind deshalb in allen Approximationen legitim integrierbar.

3 Flugregelungssystem

3.1 Anforderungsanalyse und Zielsetzungen

Ziel dieser Arbeit ist es, ein Flugregelungssystem zu entwerfen, das den Anforderungen hinsichtlich der technischen Umsetzung als auch den Zulassungsvorschriften gerecht wird. Dabei soll ein hybrides Steuerungskonzept integriert werden können, welches einen elektrischen Zusatzausschlag ermöglicht. Dieser Zusatzausschlag ist bei einem Hybrid-System über ein Mischgetriebe umgesetzt, welches dem Piloten zu jeder Zeit, sofern kommandiert, den vollen Ruderausschlag zur Verfügung stellt.

Gegensätzlich zu der allgemein bekannten Tatsache, dass der kommerzielle Luftverkehr als eines der sichersten, wenn nicht sogar als sicherstes Verkehrsmittel überhaupt gilt, stellt sich die Situation im General Aviation Bereich dar. Dort sind extrem hohe Unfallzahlen zu vermelden, die aus der Kombination eines hochkomplexen Fluggerätes inklusive hochentwickelter Ausrüstung und dem Mangel an kontinuierlichem und wiederauffrischendem Pilotentraining resultieren [Wun88]. Die Steuerung eines Flugzeugs stellt sich als höchst anspruchsvolle Aufgabe dar, da dessen Verhalten viele inhärente Kopplungen aufweist. Die Ausregelung besagter Kopplungen fällt einem (kontinuierlich) trainierten Piloten in der Regel relativ leicht, da er das Flugzeugverhalten gut antizipieren kann. Für ungeübte Piloten jedoch, welche ihr Flugzeug unregelmäßig zum Privatgebrauch oder „ab und an“ für kurze (Business-)Trips nutzen, würde es einen deutlichen Vorteil darstellen, eine in allen Achsen (Längsbewegung plus Schub und Seitenbewegung) entkoppelte Dynamik vorzufinden. Das dazu notwendige automatische Flugregelungssystem hat bisher in Maschinen der allgemeinen Luftfahrt keinen Einzug gehalten, da bis vor wenigen Jahren die notwendige Ausrüstung weder verfügbar noch bezahlbar war. Doch die fortschreitende Technisierung und Miniaturisierung hat dazu geführt, dass sich nun Systeme in Kleinflugzeuge integrieren lassen, welche die notwendigen Leistungen und Anforderungen erfüllen. Somit lassen sich nun alle aus dem Großflugzeugbereich bekannten Reglertypen bzw. Kommandosysteme umsetzen. Dennoch ist es für viele „General Aviation“-Flugzeughersteller zu aufwändig, Fly-By-Wire-Technologien zu integrieren, da die Zulassung des Gesamtsystems einen erheblichen Kostenfaktor darstellt. Oftmals wird dann auf eine fertige Kauf-Lösung zurückgegriffen, welche dann vom Avionic-Hersteller rudimentär an das fertige Flugzeug angepasst wird. Ein Beispiel ist die Firma *Garmin*, welche mit ihrem *Garmin G1000* [Gar10] ein integriertes Avioniksystem anbietet, das dem Piloten neben der Nutzung als Primary Flight Display (Ersatz der konventionellen Instrumentierung) ein Autopilotensystem niedriger Bandbreite bietet.

Das am Lehrstuhl für Flugsystemdynamik entwickelte Hybride Steuersystem soll eine Möglichkeit darstellen, sinnvolle und unterstützende Fly-by-Wire-Technologie mit einer konventionellen Steuerung zu kombinieren, um dadurch den Zertifizierungsaufwand in tragbaren Grenzen zu halten. Dennoch ergeben sich damit neue Randbedingungen und Anforderungen, denen der Regler entsprechend Rechnung zu tragen hat ([Hel11], [Hel12]).

Ziel des Flugreglers (im GA-Bereich) ist es, dem Piloten bestmögliche Flugeigenschaften („Handling Qualities“) zu gewährleisten. Dazu soll ein Konzept ausgearbeitet werden, welches Flugregler, Display und Steuersystem mit einbezieht. In Abbildung 5 wird dieses Konzept ersichtlich. Die Komponenten mit gestrichelten Linien stellen aus Sicht des Flugregelungsingenieurs nicht weiter modifizierbare Subsysteme dar. Das vorgestellte Konzept greift dabei nicht im Entwicklungsprozess des Flugzeugs (das heißt der Flugzeugauslegung) an, sondern setzt technisch auf eine vorhandene Konfiguration auf. Alle anderen Subsysteme (in der Abbildung mit durchgezogenen Linien gekennzeichnet) sind als variable Größen zu sehen, welche in einem geschlossenen Prozess, optimal aufeinander abgestimmt, ausgelegt werden sollen.

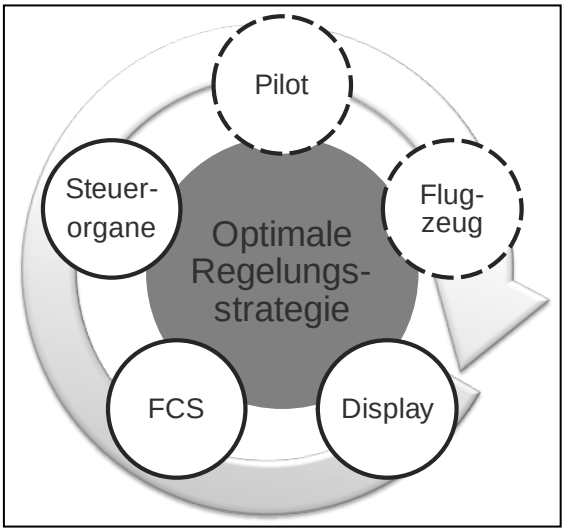


Abbildung 5 Ganzheitliche Auslegungsstrategie

Ein zentrales Thema ist die quantifizierbare Flugeigenschafts- und Flugleistungsverbesserung durch das Flugregelungssystem und dessen Grenzen. Kleinflugzeuge, wie das in dieser Arbeit betrachtete, fallen unter die Zulassungsvorschriften („Certification Specifications“) 23 der EASA. Diese stellen für leichte Motorflugzeuge die entsprechenden und vor allem rechtlich bindenden Regularien dar. Es wird aufgezeigt, inwieweit die Parallelen zu militärischen Anforderungskatalogen bestehen und wo diese Kriterien sinnvoll und zweckmäßig anwendbar sind.

3.2 Grundprinzipien der Flugsteuerung

Moderne Passagierflugzeuge, insbesondere Militärflugzeuge, bestehen heute aus einem Flugregelungssystem, das den Piloten mittels unterschiedlicher Modi bei seiner Steueraufgabe unterstützt. Hierbei kommen unterschiedliche Ausführungen zum Einsatz, bei denen manche vom Piloten manuell aus- und eingeschaltet werden können, andere permanent aktiv sind. Die einfachste Konfiguration stellt ein Flugzeug dar, das manuell gesteuert wird und bei dem der Flugregler nur unterstützend eingreift. Man spricht hier von Flugeigenschafts- oder Basisreglern. Der Regler hat hierbei zum Ziel, dem Piloten eine „Original-Flugzeugdynamik“ zu bieten, die hinsichtlich ihrer Flugeigenschaften optimiert ist (z.B. verbessertes Kommando- und Eigenverhalten, Störgrößenunterdrückung oder einheitlicheres Flugverhalten über die gesamte Enveloppe). Typische Basis-Regelgrößen sind für den Piloten Anstellwinkel (α), Nicklagewinkel (θ), Geschwindigkeit (V_{IAS}) oder der Lastfaktor (n_z). Darüber hinaus werden Vorgaberegler verwendet. Hierbei gibt der Pilot mit seinen Primärbedienelementen Führungsgrößen vor, z.B. Bahnführungsgrößen.

Zur Steuerung eines Klein-Flugzeugs kommen verschiedene Primär- und Sekundär-Steuerungen in Frage. Als Primärsteuerung können sowohl Steuerhorn, Stick oder Sidestick, sowie Schubhebel und Pedale zum Einsatz kommen. Als Sekundärsteuergrößen können Klappen und Trimmrad angesehen werden. Kennzeichen und Voraussetzung für eine Vorgabereglung ist das Vorhandensein mindestens eines Fly-by-Wire-Systems, sprich, die direkte mechanische Kopplung zwischen Bedienorgan und Steuerflächen entfällt. Das Gesetz zur Berechnung des notwendigen Stellsignals aus der Piloteneingabe kann unterschiedlichster Natur sein, wobei jedoch der Regler im Vorwärtszweig sitzt. Man unterscheidet bei der Vorgabereglung grundsätzlich zwei Arten, zum einen Flugeigenschafts- und zum anderen Bahnführungs-Vorgaberegler [Bro11]. Bei Flugeigenschafts-Vorgabereglern weden hauptsächlich Beschleunigungen und Drehgeschwindigkeiten (z.B. q) als Steuergrößen genutzt. Bei Bahnführungsvorgabereglern kommandiert der Pilot mit seinen Bedienorganen bahnrelevante Größen wie Lagewinkel oder Translationsgeschwindigkeiten.

Ein weiterer Flugregler-Modus ist der sogenannte Autopiloten-Modus, welcher einen vollautomatischen Flug mit automatischer Bahnfolge beinhaltet. Hierbei enthält der Autopilotenmodus alle darunter liegenden Regelungsaufgaben und besitzt als typische Modi z.B. Lageregelung („Heading Hold“, „Wings Leveler“ etc.), Bahnregelung („Vertical Speed“, „Course hold“ etc.), Trajektorienregelung („Attitude Hold“, „Homing“, „Localizer“ etc.), Fahrthaltung („Speed by pitch“, „Speed by throttle“, „True Airspeed“, „Mach hold“) und Modi zur automatischen Landung. Eine Schicht darüber ist das Flight Management System (FMS) angesiedelt. Dieses ist in der Lage, unter Berücksichtigung äußerer Randbedingungen, wie Wetter oder Wirtschaftlichkeit, verschiedene Einzelmodi zu Flugphasen und diese wiederum zu Flugplänen oder Missionen zu verbinden.

Eine gesonderte Stellung haben sowohl der sogenannte Flight-Director als auch die gesamte Thematik der Prädiktionsanzeigen („3D Flugführungsanzeigen“).

Wie bereits in Kapitel 3.1 beschrieben, ist das Ziel dieser Arbeit, ein Konzept für Kleinflugzeuge zu erarbeiten, das den entsprechenden Randbedingungen Rechnung trägt. Hierbei wäre ein unreflektiertes Übertragen der in Passagier- und Militärflugzeugen eingesetzten Technologien wenig sinnvoll, wenn nicht sogar kontraproduktiv. Durch die zunehmende Technisierung der Luftfahrt hat sich in den letzten Jahren ein Begriff etabliert, der eine Problematik beschreibt, die heute immer dringlicher wird und von Jahr zu Jahr mehr Todesopfer fordert: „Mode Confusion“ ([Bre02], [Jos03], [Lüt99]), sprich die Verwechslung von, bzw. Irritation durch zu viele Betriebsmodi. Durch einen heutzutage vorzufindenden extrem hohen Automationsgrad kommt es immer häufiger zu Unfällen, da die Piloten den aktuellen Modus, in dem sich das von ihnen zu steuernde System befindet, falsch einschätzen, und aufgrund dieser Fehleinschätzung zu Handlungen mit teils katastrophalen Folgen geleitet werden [Eva05]. Kennzeichnend für solche „Mode Confusions“ ist die Tatsache, dass sich der Pilot in einem anderen Modus wähnt als er eigentlich ist, verbunden mit einer extrem hohen Arbeitsbelastung bzw. einer Situation, die es dem Piloten unmöglich macht, in Ruhe über die aktuelle Situation zu reflektieren. Die bisherigen Vorfälle mit stetig ansteigenden Unfallzahlen sind aber noch vorwiegend im Bereich der kommerziellen Luftfahrt anzutreffen, bei der regelmäßiges Training und Schulung der Piloten an der Tagesordnung ist. Man mag sich nun ausmalen, was ein blinder „Technologietransfer“ hin zur allgemeinen Luftfahrt mit ihren weit weniger geschulten Piloten für tragische Folgen hätte.

Dementsprechend sprechen viele Gründe dafür, den Piloten, soweit es möglich ist, von belastenden Tätigkeiten zu entlasten, ihn jedoch auf der anderen Seite aktiv in die Flugregelungsaufgabe einzubinden, damit er bei Systemausfällen sofort die Kontrolle über das Flugzeug übernehmen kann. Darüber hinaus ist die Hauptaufgabe bei Flugzeugen der Allgemeinen Luftfahrt die Bahnsteuerung, welche allein durch die Flugenveloppe dieser Flugzeugklasse viel stärkeren kurzfristigen Anpassungen unterworfen ist als bei Großflugzeugen. Auf diese notwendigen oder gewollten Änderungen kann der Pilot viel schneller und intuitiver manuell reagieren, als dies die Umschaltung von Reglermodi möglich machen würde [Bro11].

Es hat sich darüber hinaus gezeigt, dass Piloten grundsätzlich an einer natürlichen Flugzeugdynamik interessiert sind. Fällt eine gewohnte Beziehung zwischen Steuerausschlag und Änderung des Flugzustands weg, so ist der Pilot irritiert und muss das Fliegen „durch den Regler hindurch“ (wie das bei hochgradig reglerunterstützten Kampfflugzeugen der Fall ist) neu erlernen. Dies hat gewachsene Gründe, da die Flugzeugausbildung stets auf kleinen Flugzeugen begonnen wird und der Pilot sein Gefühl für das Fliegen (sprich die Antizipation der Flugzeugdynamik) auf ebensolchen Maschinen erlernt. Typische, für den Pilot wichtige Größen sind die Anfangsreaktion auf Steuerkommandos, die quasi-stationäre Reaktion beim Festhalten des Steuerorgans und das stationäre Verhalten beim Loslassen [Bro11]. Gerade auf solche vom Piloten zu antizipierenden Flugzeugbewegungsgrößen sind viele Flugeigenschaftskriterien aufgebaut.

3.3 Fly-by-Wire-Vorteile bei Kleinflugzeugen

Im Gegensatz zu militärischen Flugzeugen sind die Anwendungsspektren bei zivilen Flugzeugen deutlich eingeschränkt. Hauptaufgabe stellt der Transport von Mensch und Ladung dar, verbunden mit den dazu notwendigen „Missionsaufgaben“. Typische Flugphasen sind Start / Landung, Reiseflug, Steig- und Sinkflug, Kurven (i.d.R. mit relativ kleinen Hängewinkeln), Anflug, „Go-around“, Abfangbogen und alle Operationen am Boden (z.B. „Roll Out“) – siehe Abbildung 6. Im militärischen Bereich kämen eine Vielzahl von Missionen wie Luftkampf, Aufklärung, Formationsflug, Geländefolge usw. hinzu. Für diese wurden spezielle Anforderungen entwickelt. Es gilt nun, die militärischen Anforderungskataloge, sofern anwendbar, zu nutzen, aber nichtrelevante Kriterien tunlichst zu meiden. Denn die Anwendung eines falschen oder falsch angewendeten Kriteriums kann sich genau so nachteilig auswirken wie der Fehler, wichtige Anforderungen nicht zu erfüllen.

Die Grenzen eines zivilen Flugzeugs sind primär durch dessen Flugenveloppe definiert. Diese stellt die Grenzen aufgrund von Höhe, Machzahl und Lastfaktor dar. Innerhalb dieser Grenzen muss der Flugregler garantieren, dass ein sicheres Manövrieren für bestimmte, zulässige Schwerpunktlagen möglich ist. Unter anderem soll in dieser Arbeit aufgezeigt werden, inwiefern sich diese Grenzen durch den Regler erweitern lassen, da dies für den Flugzeughersteller ein entscheidendes Leistungskriterium und für den Kunden ein Kaufargument darstellt.

Bei zivilen Passagierflugzeugen sind die Bestandteile eines Flugregelungssystems nicht auf den eigentlichen Flugregler (Computer) beschränkt. Das Flugregelungssystem als solches besteht in seiner Gesamtheit aus den Displays (für Primärinformationen, Navigation und Antrieb), den Bedienelementen, dem Flugregelungscomputer (Basis-Regler, Antriebsregler und Autopilot / FMS), der Aktuatorik und der Sensorik [Pra00]. Hierbei werden unterschiedliche Automationsgrade unterschieden: Vom manuellen Modus für kurzfristige Aktionen, der von Basis-Reglern bzw. Vorgaberegelung dominiert wird, über den Autopilotenmodus, in dem der Pilot mittelfristig über die Umschaltung unterschiedlicher Modi das Flugzeug führt, bis hin zum langfristigen FMS-Modus (also „gemanagten“ Modus), bei dem Flugpläne vom System automatisch abgearbeitet werden. Dies bezieht sich jedoch auf Großflugzeuge. Bei dem Regelungssystem für Kleinflugzeuge soll der Fokus auf der manuellen Steuerung liegen und der Pilot mit sinnvollen automatischen Modi unterstützt werden, ohne dass er diese bewusst bedienen (sprich ein- oder ausschalten) muss. Nur dies kann ein Garant dafür sein, unnötige Verwirrung zu vermeiden und Piloten ein Höchstmaß an Sicherheit zu schenken, indem er sowohl von lästigen Aufgaben optimal entlastet als auch durch sinnvolle Schutzvorkehrungen in seinen Flugbereichsgrenzen gehalten wird, ohne dass die Dynamik und Reaktionsfähigkeit des Flugzeugs zu sehr eingeschränkt wird. Heutige Großflugzeuge unterscheiden zum Beispiel „Go-around“-, „Take-off“-, „Flight“- und „Flare“-Modus. Es muss dabei sichergestellt werden, dass ein transitionsfreier Übergang zwischen den einzelnen Modi zu jeder Zeit gewährleistet ist.

Die Integration von Fly-by-Wire-Technologien in Kleinflugzeugen kann neben der Erweiterung der Flugbereichsgrenze auch positive Nebeneffekte für den Hersteller haben, die sich als Begeisterungsmerkmale beim Kunden durchaus vermarkten lassen. Zum einen soll ein solches System die Sicherheit steigern (heutige Flugregler begrenzen z.B. Lastfaktor, Anstellwinkel, Maximalgeschwindigkeit, Nicklage und Hängewinkel), zum anderen die Arbeitsbelastung reduzieren. Hinzu kommt das „harmonisierte“ Flugverhalten über die Enveloppe. Verschiedene Flugzeuge gleicher Kategorie werden besser handhabbar und ihre Bedienung leichter erlernbar. Dies ist ein Effekt, der in der kommerziellen Luftfahrt (gerade bei Airbus Flugzeugen) schon lange unter den Begriffen Kommunalität und „Cross-Crew Qualification“ bekannt ist und ein wichtiges Kaufargument darstellt.

3.4 Manuelle Führung

Die Steuerung des Flugzeugs obliegt stets dem Piloten, entweder durch die direkte manuelle Steuerung, oder durch die Überwachung vollautomatischer Flugregler-Betriebsarten (Autopilot). Jedoch wurde bei gleichzeitiger Verbesserung der Avionik und der Regelungssysteme deren Komplexität weiter erhöht, was zu einer zusätzlichen Gefahrenquelle geführt hat. Hier hat sich in der Luftfahrt der eben beschriebene Begriff Mode Confusion etabliert, welcher genau diese Problematik beschreibt. Selbst äußerst erfahrene Piloten [Spe00] sind diesen Anforderungen – dem gleichzeitige Zurechtkommen mit verschiedensten interagierenden Systemen mit unterschiedlichen Betriebsmodi – allzu oft nicht mehr gewachsen. Die Unkenntnis über den gerade aktiven Betriebszustand (Modus – engl. „Mode“) führt dabei zu schwersten Unfällen [Jos03], weil Piloten ein anderes dynamisches Verhalten erfahren als sie eigentlich erwarteten. Hier hat sich, in Anlehnung an den Begriff den Situationsbewusstseins („Situational awarenes“) – also die Kenntnis über den eigenen Flugzustand (Lage, Geschwindigkeit etc.) – der Begriff des Betriebsartenbewusstseins („Mode awareness“) etabliert, also die Kenntnis über die aktuell eingestellten Reglerbetriebsarten und die daraus zu erwartenden Flugzeugreaktionen. Allgemein hat sich gezeigt, dass bei der Einführung von Glass Cockpit-Technologien die Unfallzahlen durch den höheren Informationsgehalt nicht abnehmen, sondern – ganz im Gegenteil – durch den Mangel an Training und Pilotenausbildung die Anzahl tödlicher Unfälle sogar noch zugenommen hat ([Nat10], [Cro10]).

Die Defizite bei der Ausbildung und dem operativen Umgang mit solch hochgradig automatisierten Systemen haben die Luftfahrtbehörden bereits erkannt und versuchen, Lösungsmöglichkeiten für dieses Dilemma aufzuzeigen [Lea10]. Von Seiten der Industrie und Forschungseinrichtungen wurden bereits Anstrengungen unternommen, Methoden und Werkzeuge zu entwickeln, um Mode Confusion-Probleme frühzeitig zu erkennen und zu beseitigen [Bre02].

Die angesprochene Problematik der Fehlinterpretation durch eine Überfrachtung an Betriebsarten und Informationsdarstellung ist besonders ausschlaggebend für die Herangehensweise

dieser Arbeit. Ziel ist es, ein Flugsteuerungssystem zu entwerfen, das den Piloten hilfreich unterstützt, ohne ihn jedoch an einer intuitiven Flugsteuerung zu hindern. Darüber hinaus soll das System so gestaltet sein, dass es sich in ein sogenanntes „Hybrides Flugsteuerungssystem“ integrieren lässt. Hierbei sollen durch dessen permanenten mechanischen Durchgriff aufwändige Zulassungs- und Nachweisverfahren wegfallen und das System somit für den „normalen“ General Aviation-Piloten erschwinglich werden.

Indem man den Grundvoraussetzungen und Rahmenbedingungen von Kleinflugzeugen Rechnung trägt, lassen sich eben beschriebene Problemstellungen in den Griff bekommen. Es ist somit ein sinnvoller Ausgangspunkt, den Piloten zu jeder Zeit aktiv an der Flugsteuerung zu beteiligen. Viele Gründe sprechen ebenfalls für diesen Ansatz [Bro11]:

- ✓ Dynamische, adaptive Anpassung des Piloten an nicht-standardisierte Flugbahnen und Manöver
- ✓ Schnellere manuelle Flugbahnänderung im Vergleich zur Umschaltung von Betriebsmodi
- ✓ Schnelleres Eingreifen des Piloten bei Regler-Ausfall

Wie bereits in [Bro11] beschrieben, verknüpft die Kombination aus manueller Bahnführung mit Reglerunterstützung die Vorteile der Flexibilität des manuellen Fliegens mit der Unterstützung und Vereinfachung der Flugaufgabe durch den (Flug-)Regler. Bei der Nutzung von Fly-by-Wire-Funktionalitäten stehen verschiedene mögliche Vorgaberegler zur Verfügung.

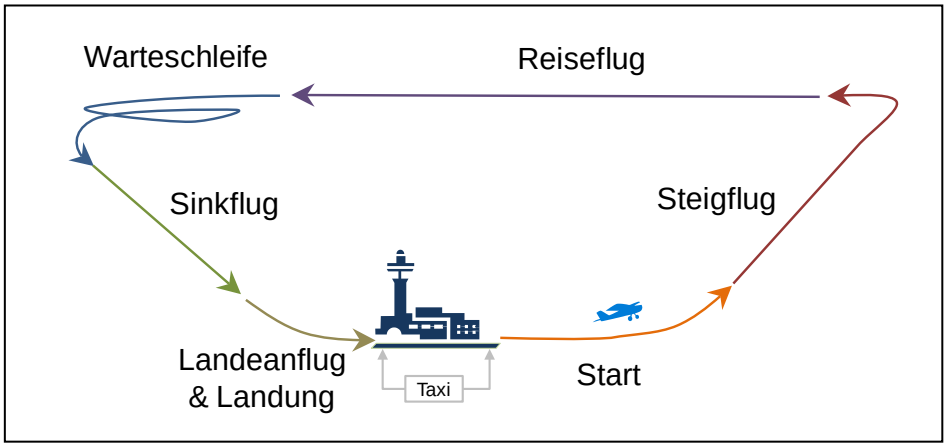


Abbildung 6 Flugphasen eines typischen General Aviation Missionsprofils

Ein typisches Missionsprofil eines Kleinflugzeugs ist in Abbildung 6 dargestellt. Neben den typischen Missionsbestandteilen am Boden gliedert sich eine Mission in die Hauptbestandteile: Start, Steigflug, Reiseflug, Warteschleife, Sinkflug, sowie Landeanflug und Landung. Im späteren Verlauf dieser Arbeit wird anhand statistischer Auswertungen gezeigt, dass gerade der Missionsabschnitt des Landeanflugs und der Landung die meisten Gefahren birgt und für die meisten Unfälle verantwortlich ist.

3.5 Basisregler-Struktur

Die kommandierte Nickrate als Sollvorgabe für die Längsbewegung hat sich im Bereich von Voll-Fly-by-Wire-Flugzeugen heute bereits als Standard etabliert. Hinzu kommen die Vorteile der manuellen Steuerung und die Erleichterungen für den Piloten. Aus diesem Grund wurde ein solches Konzept beim Entwurf der Reglerstruktur für das hier vorgestellte Flugregelungssystem als auch für ein hybrides Steuersystem gewählt ([Hel11], [Hel12]). Das gewünschte Ziel ist hierbei, dem Piloten ein Flugverhalten bereitzustellen, welches beim Loslassen des Sticks die Flugzeugnase in der gewählten Position hält. Dieser gewünschten Charakteristik entspricht ein Nickratenkommandosystem. Bei einer adäquaten Auslegung ist darauf zu achten, dass durch Einbringung von Regler und Vorfiltern, neben der Lage-, respektive RCAH-Charakteristik, auch im Bahnfolgeverhalten akzeptable Eigenschaften aufweist [Gib99].

In heutigen Fly-by-Wire-Flugzeugen, welche über Sidesticks gesteuert werden, entspricht die Auslenkung aus der Knüppelnullstellung einem gewünschten Nickratenkommando. Bei konventionellen (nicht-aktiven) Sidesticks entspricht die Knüppelnullstellung gleichzeitig der Kraftneutralposition. Eine entsprechende Auslenkung daraus kommandiert eine zuvor definierte Nickrate. Da bei konventionellen Sidesticks in der Regel ein künstliches Steuerkraftsystem (sog. „Artificial Feel System“) eingesetzt wird, welches über Federn und Dämpfer realisiert ist, zentriert sich der Sidestick automatisch in der Mitte (und entspricht somit der Kraftneutralposition). Der Pilot hat jedoch bei dem sogenannten Nickratenkommandosystem (PRCS – Pitch Rate Command System) keine Information über die aktuelle Ruderstellung und die damit verbundenen Steuerreserven.

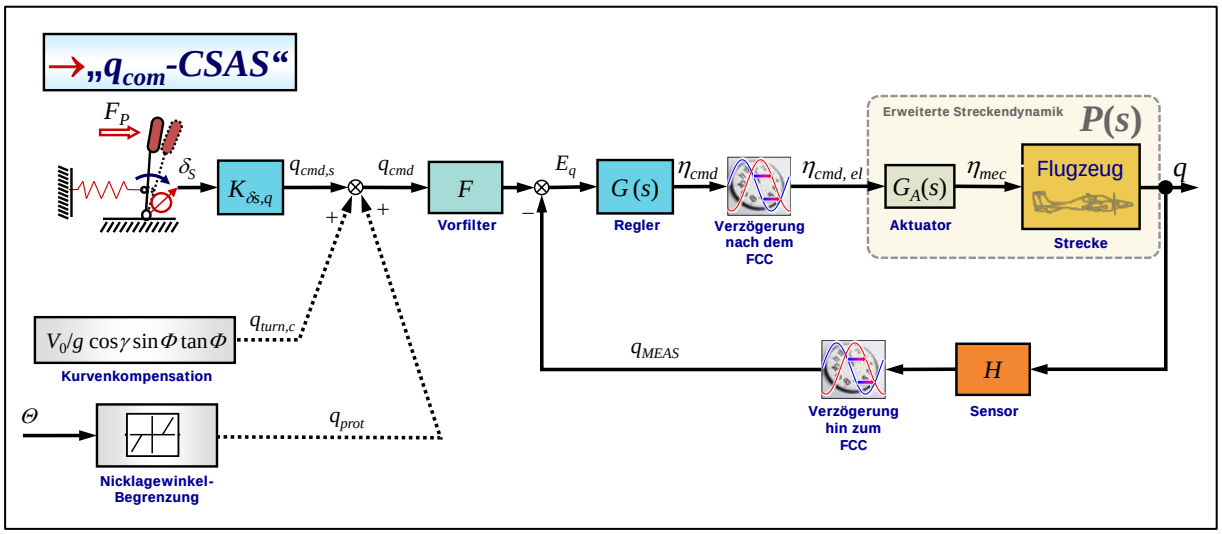


Abbildung 7 Blockschaltbild der Längsreglerstruktur

Die Einführung jeglicher Flugregelungs- bzw. Fly-by-Wire-Technologien sollte stets zum Ziel haben, das Situationsbewusstsein und damit die Sicherheit des Piloten zu erhöhen. Dies geschieht primär durch die Entlastung des Piloten sowohl bei seinem direkten Steuerverhalten durch das Nickratensystem, als auch durch die Entbindung von „lästigen“ Nebentätigkeiten.

In der in Abbildung 7 dargestellten Basisregler-Nickratenstruktur sind beispielhaft die Kurvenkompensation sowie eine Nicklagewinkelbegrenzung eingezeichnet. Selbige werden im Kapitel 6.5 im Sinne zusätzlicher automatischer Sicherheits- und Unterstützungsfunktionen detailliert beschrieben. Gerade bei der Nutzung „General Aviation"-typischer Sensorik-Komponenten muss selbst im Falle von Sensor- bzw. Aktuator-Fehlern und dem dadurch bedingten Wegfall von Teilen des Reglers eine vorteilhafte Pilotenunterstützung so lange wie möglich aufrechterhalten werden.

Grundsätzlich wird bei dem in Abbildung 7 dargestellten System von der Messung der Knüppelposition als Kommandogenerator ausgegangen. Somit ist das ganze System „ausschlagsbasiert", wobei die gemessene Position des Steuerorgans über eine Steuersensitivität in eine zu kommandierende Nickrate umgerechnet wird. Die zusätzlichen Nickratenkommandos aus der Kurvenkompensation, bzw. der Lagebegrenzungen, werden an einer anschließenden Summationsstelle mit eingebracht. Auf dieses finale Nickraten(-Soll-)Kommando folgt der Vorfilter und danach die Summationsstelle des Rückführzweigs. Beim Wegfall der Kommandowerte aus den Sicherheits- und Unterstützungsfunktionen bleibt als großer Vorteil der vorgestellten Struktur das Kommandoverhalten aus Sicht des Piloten vollkommen unbeeinflusst.

Der Regler befindet sich im Vorwärtszweig und wird entsprechend der *Quantitativen Feedback Theorie* hinsichtlich Robustheit und Führungsverhalten ausgelegt (siehe Kapitel 5), um die in den folgenden Kapiteln präsentierten Flugeigenschaftskriterien (Kapitel 4) zu erfüllen.
In Abbildung 7 ist das Steuerkraftsystem nur implizit durch Einzeichnung des Steuerknüppels dargestellt. Dieses soll jedoch hinsichtlich der darin zur Verfügung stehenden Parameter so ausgelegt werden, dass es den Regler bei der Erfüllung exzellenter Flugeigenschaften optimal ergänzt.

Ein sehr wichtiger Punkt stellt die Annahme sinnvoller Realeffekte durch Aktuatorik und Totzeiten dar. Die Aktuatorik wurde in Abbildung 7 in einer erweiterten Streckendynamik subsummiert und die Verzögerungen („Time Delays") wurden entsprechend ihres realen Vorkommens vor bzw. hinter dem Regler platziert.

Somit kann ein Kompromiss gefunden werden, der alle notwendigen Robustheitsmerkmale erfüllt und für den Einsatz in einem realen, fliegenden System geeignet ist. Dennoch muss stets gewährleistet sein, dass bei der Annahme, respektive Approximation, der Realeffekte selbige weder zu klein (bzw. gar nicht) noch zu groß angenommen werden, um ein realistisches und sinnvolles Design zu gewährleisten.

4 Flugeigenschaftskriterien („Handling Qualities“)

4.1 Historische Übersicht

“Handling Qualities are those qualities or characteristics of an aircraft that govern the ease and precision with which a pilot is able to perform the tasks required in support of an aircraft role.” ***Cooper & Harper (1969)*** [Coo69]

Bis zu den Zeiten des zweiten Weltkriegs, in denen die Flugzeuge immer mehr zu kriegsentscheidenden und hocheffizienten Waffen wurden, gab es keine systematische Untersuchung und Auseinandersetzung mit dem Thema Handling Qualities, also den Handhabungseigenschaften eines Flugzeugs [Gib99]. Lediglich auf die Stabilität bzw. die Möglichkeit, das Flugzeug grundsätzlich fliegen zu können, wurde geachtet. Durch die enorme Steigerung der Leistungsfähigkeit und der Ausweitung des Flugbereichs sind die Anforderungen an die Piloten enorm gestiegen. Es hat sich gezeigt, dass eine Auslegung des Flugzeugs in seiner Gesamtheit für den Piloten so gestaltet sein muss, dass er seine Aufgaben („tasks“) stets voll erfüllen kann.
Grundsätzlich gibt es verschiedene Möglichkeiten, die Eigenschaften eines Flugzeugs zu unterteilen. Zum einen unterscheidet man zwischen Flugeigenschaften („Flying Qualities“) und Manövriereigenschaften („Handling Qualities“) [Bro11]. Des Weiteren lässt sich auch eine Unterscheidung treffen, welche Flugeigenschaften rein die Eigenschaften des Flugzeuges, d.h. ohne Berücksichtigung des Piloten, beschreiben (abgedeckt durch die sog. „Military Standards/Specifications“ der U.S. Air Force). Manövriereigenschaften („Handling Qualities“) sind dagegen die Eigenschaften, die den Piloten und seinen Einfluss auf den Regelkreis mit einbeziehen („Wie lässt sich das Flugzeug fliegen“) [Hel10].

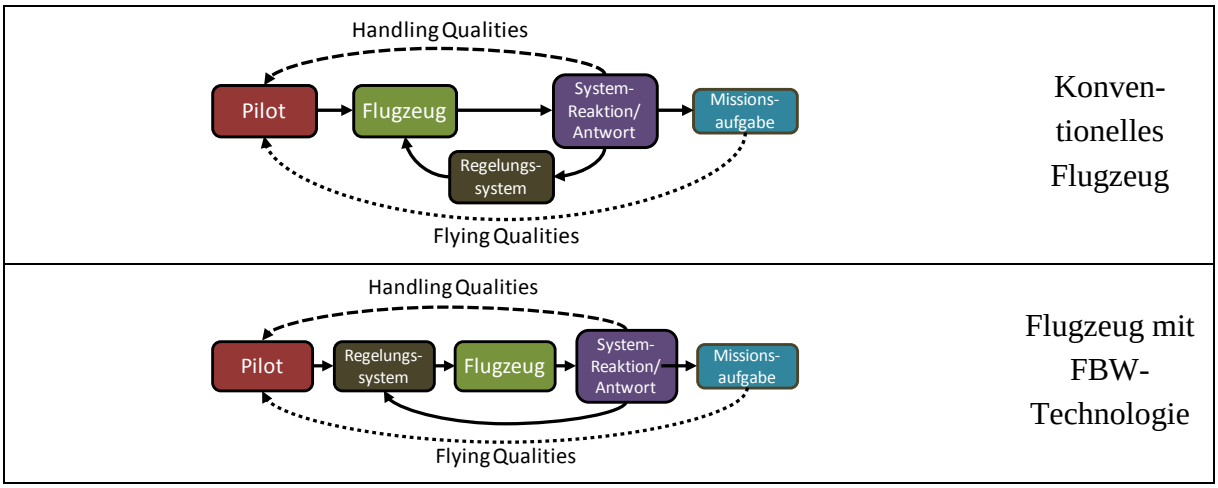


Abbildung 8 Unterscheidung Flying und Handling Qualities entsprechend [Coo07]

Darüber hinaus kann auch eine Unterteilung wie in [Coo07] in Kurz- („Handling Qualities“) und Langzeitanforderungen („Flying Qualities“) erfolgen (siehe Abbildung 8). Im Rahmen dieser Arbeit wird die Definition von [Hel10] übernommen, da diese die Unterscheidung hinsichtlich der Einbeziehung des Piloten konkret wiederspiegelt und die Pilotenmodellierung in dieser Arbeit einen essentiellen Teil darstellt.

Wie bereits beschrieben muss hinsichtlich der Historie der Entwicklung von Flugeigenschaftsanforderungen grundlegend zwischen dem zivilen und militärischen Bereich unterschieden werden. Die Militärs haben dabei schon deutlich früher die Notwendigkeit und den Nutzen detaillierter Anforderungsspezifikationen erkannt und verbindlich umgesetzt. Nicht nur, dass die zivilen Pendants erst viel später eingeführt wurden, sondern sie sind auch bis zum heutigen Tag weit weniger quantitativ ausgerichtet. Eine Einhaltung bzw. der Nachweis solch umfangreicher militärischer Standards würde für zivile Hersteller, gerade bei Kleinflugzeugen, den Kostenrahmen bei Weitem sprengen. Wenn man sich das Finanzvolumen von Militärflugzeugentwicklungen der letzten Jahre (Eurofighter, F22, F35 usw.) vergegenwärtigt (mit jeweils geschätzt weit über 5 Milliarden Euro [Foc01]), wird dieses Ungleichgewicht erkennbar. Wer also viel Geld für ein Flugzeug ausgibt, möchte auch seine Wünsche genaustens spezifizieren, um letztendlich die eigenen Ansprüche bestmöglich erfüllen zu können. Mit dieser Strategie ist das amerikanische Militär bisher bestens gefahren. Bedingt durch die Qualität der militärischen Anforderungslisten und der zu deren Entwicklung aufgewendeten Ressourcen, werden diese auch von zivilen Herstellern nur allzu gerne genutzt, da sie eine unverzichtbare Grundlage zur Auslegung moderner Flugzeuge inklusive der dazugehörigen Regelungssysteme darstellen.

Eines der wichtigsten Dokumente, das für mehr als dreißig Jahre bestand haben sollte, war die MIL-F-8785 der United States Air Force (Initialversion 1954 bis Anfang der 90er Jahre [Cot10]). Hier wurden grundlegende und vor allem numerisch detaillierte Anforderungen festgehalten ([Uni80], [Moo82]). Es wurden unterschiedlichste Anforderungen aufgenommen, sowohl im Zeitbereich als auch im Frequenzbereich. Nach verschiedenen Anpassungen (bis hin zur Versionsnummer C), ging die MIL-F-8785C in der MIL-STD-1797 bzw. MIL-HDBK-1797 [USD97] auf. In dieser wurden zudem neue Kriterien zur Bewertung unterschiedlichster neuartiger Technologien mit aufgenommen. Eine Anpassung der Kriterien fand dabei nicht statt, vielmehr wurde eine Vielzahl neuer Kriterien integriert.

4.2 Klassische Darstellung der statischen Stabilität

Die klassischen und seit Jahrzehnten bekannten Begriffe der statischen Stabilität sind heute Teil fast jedes Lehrbuchs über Flugmechanik und Flugeigenschaften. Ganz allgemein entspricht der Begriff der Stabilität im Sinne der Flugmechanik dem Verhalten des Flugzeugs nach dem Auftreten einer Störung. Stabilität kennzeichnet dabei, dass das Flugzeug nach der Störung aus seinem Gleichgewichtszustand (Trimmzustand, bzw. stationärer Zustand) wieder in den selbigen zurückkehrt. Man unterscheidet nun statische von dynamischer Stabilität. Statische Stabilität beschreibt das Langzeitverhalten, sprich, „weist das Flugzeug überhaupt die Tendenz auf, eine der Störung entgegenwirkende Bewegung auszuführen“. Dynamische Stabilität hingegen adressiert das Kurzzeitverhalten, das heißt, wie und wie schnell nach der Störung der Gleichgewichtszustand (Trimmzustand) wieder eingenommen wird.
Die regelungstechnisch präzise Darstellung der statischen Stabilität erhält man über die Betrachtung des konstanten Glieds der charakteristischen Gleichung (Vorzeichen der „Federkonstante“ bzw. Hurwitz-Glied). Die Anwendung des Routh-Hurwitz-Kriteriums zur Stabilitätsprüfung garantiert darüber hinaus auch dynamische Stabilität.
Zu unterscheiden ist die statische Stabilität grundsätzlich für den Fall des losen und des festen Ruders, sowie für einen stationären Geradeausflug und einen Manöverflug. Letztendlich beruht der Begriff der statischen Stabilität auf einer stationären Momenten-Betrachtung für den Fall einer Störung. Der Geradeausflug nutzt den Neutralpunkt als charakteristische Referenzlänge. Eine analoge Betrachtung und Herangehensweise ergibt sich für den Manöverflug (Abfangbogen). Auch hier führt dieselbe Vorgehensweise auf ein Stabilitätsmaß, welches im Gegensatz zum stationären Geradeausflug den Manöverpunkt als charakteristische Referenzposition hat. Somit lassen sich prinzipiell vier Fälle unterscheiden, welche die statische Stabilität des Flugzeugs beschreiben. Für den Piloten lassen sich die unterschiedlichen Stabilitätsmaße an für ihn charakteristischen Flugeigenschaften erkennen. Dieses sind die Gradienten von Steuerknüppelausschlag und Kraft relativ zur Geschwindigkeits-, bzw. Lastfaktoränderung. In Tabelle 2 findet sich eine Übersicht über die einzelnen Stabilitätsmaße und deren charakteristische Größen, sowie die englische Bezeichnung.

Auf die für den Piloten charakteristischen Größen wird in besonderer Weise in den zivilen Zulassungsvorschriften Bezug genommen. [EAS10]. In den CS 23 (respektive 25 für Transportflugzeuge) sind das hinsichtlich der Längsbewegung u.a. die Kapitel 143, 145, 149, 151, 153, 155, 171, 173,175,177 und 181. Da die Steuerkräfte bzw. Kraftgradienten allgemein essentiell für die Empfindung des Piloten bezüglich des Flugzeugverhaltens sind, ist es gerade Aufgabe des künstlichen Steuerkraftgefühls („Artificial Feel“), selbigen Verlauf qualitativ zu reproduzieren.

Geradeausflug	$\frac{\partial \eta}{\partial V}$	x_{SP}-x_N festes Ruder	$\frac{\partial \eta}{\partial V} = \frac{x_N - x_{SP}}{\bar{c}} \cdot \frac{4 \cdot \frac{mg}{S}}{C^N_{m\eta} \cdot \rho} \cdot \frac{1}{V^3}$	Static Margin – stick fixed
	$\frac{\partial F_S}{\partial V}$	x_{SP}-$x_{N,lose}$ loses Ruder		Static Margin – stick free
Manöverflug	$\frac{\partial \eta}{\partial n_Z}$	x_{SP}-x_M festes Ruder	$\frac{\Delta \eta}{\Delta n} = -\frac{C_{L,ref}}{C^N_{m\eta}} \cdot \left[\frac{x_M - x_{SP}}{\bar{c}} \right]$	Maneuver Margin – stick fixed
	$\frac{\partial F_S}{\partial n_Z}$	x_{SP}-$x_{M,frei}$ loses Ruder		Maneuver Margin – stick free

Tabelle 2 Übersicht über die statischen Stabilitätsmaße

4.3 Rolle des Steuerkraftsystems

Die adäquate Übertragung der Piloteneingaben auf die Steuerflächen (Ruder) ist die Hauptaufgabe des Steuersystems. Die dabei aufzubringenden Kräfte (Knüppel- bzw. Pedalkräfte) sind essentieller Bestandteil der Eigenschaften, die ein Flugzeug für den Piloten „angenehm“ fliegbar machen. Hierbei kann entsprechend [Hel10] die systemtechnische (reversibel vs. irreversibel) als auch die flugdynamische Ausprägung (konventionell, reglerunterstützt, hoch/höchstgradig-reglerunterstützt) zur Klassifizierung herangezogen werden (vgl. Tabelle 3).

Systemtechnische Klassifizierung	Aerodynamische Steuerung	Irreversible Steuerung		
	Mechanisch	**Hydraulisch**	**Elektro-hydraulisch**	**(Rein) Elektrisch**
Flugdynamische Klassifizierung	Konventionell			
	Reglerunterstützt			
			Hochgradig reglergestützt	

Tabelle 3 Unterschiedliche Klassifizierung der Steuerungsarten

Die Notwendigkeit einer irreversiblen Steuerung ergibt sich erst durch zu hohe Ruderscharniermomente, die der Pilot entweder überhaupt nicht mehr oder nicht mehr dauerhaft aufbringen kann. Darüber hinaus ist bei einem irreversiblen Steuersystem die Überlagerung von elektrischen Fly-by-Wire-Kommandos ungleich einfacher und störende Rückmeldungen an die Steuerorgane werden verhindert.

Die aerodynamische Steuerkraft setzt sich dabei aus Übersetzungsverhältnis und Ruderscharniermoment zusammen. Eine positive Kraft (Richtung „Ziehen“) erzeugt dabei einen negativen (Ruder-)Ausschlag, was eine positive Rate zur Folge hat. Der negative Ausschlag wird in diesem Fall durch ein negatives (gegen den Uhrzeigersinn wirkendes) Moment verursacht Das Ruderscharniermoment („Hinge-Moment“) ergibt sich analog zur Darstellung der Kräfte und Momente am Flügel zu:

$$H_{elev} = \bar{q} S_{elev} \bar{c}_{elev} C_{h,elev} \quad \text{mit} \quad C_{h,elev} = C_{h,0} + C_{h_\alpha} \alpha_h + C_{h_{\delta_e}} \delta_e + C_{h_{trim}} \delta_{trim} \qquad (4\text{-}1)$$

Dabei stellt $C_{h,elv}$ den Ruderscharniermomenten-Beiwert dar. Selbiger setzt sich aus den einzelnen Derivativa hinsichtlich Nullmoment, Anstellwinkel, (Höhen-)Ruderausschlag und Trimmflächen-Stellung zusammen. Um die bei aerodynamischen Steuersystemen innewohnenden Stabilitätseigenschaften hinsichtlich der Geschwindigkeit nachzubilden (da diese einen wichtigen Indikator für die Entfernung des Flugzeugs zur Grenze des Abreißens der Strömung darstellen), gibt es die sogenannten „q-feel“-Systeme, also Systeme, die die Steuerkräfte entsprechend dem Staudruck anpassen. In Abbildung 9 ist exemplarisch ein solches System dargestellt. Dabei wird der Federangriffspunkt abhängig vom Staudruck, also abhängig vom Flugzustand, verändert. Somit ändert sich die Kraft, welche vom Piloten aufzubringen ist, und die Geschwindigkeitsstabilität kann realisiert werden.

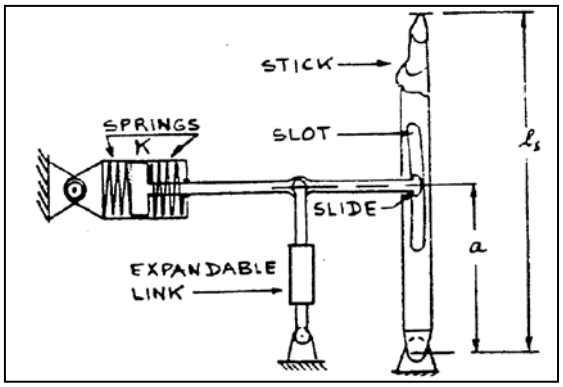


Abbildung 9 Exemplarisches q-Feel-System [Uni88]

4.3.1 Modellierung des Steuerkraftsystems („Feel System“)

Bei Kampf- und (modernen) Transportflugzeugen, welche praktisch ausnahmslos reglerunterstützt sind, findet man durchweg irreversible Steuersysteme vor. Die Notwendigkeit eines Steuerorgans, bei dem der Pilot viel Kraft aufbringen kann, wie zum Beispiel einem Steuerhorn (vgl. Abbildung 10), fällt hierbei weg. Nichtsdestotrotz lässt sich jedes beliebige Steuerorgan über entsprechende Kraftgeber einsetzen. Die Kraft kommt hierbei i.d.R. aus einer entsprechenden Federkonstruktion, ergänzt um Dämpfungselemente. Zusätzlich bleibt dann immer noch die Masse des Steuerorgans als Variable, um die gewünschten Eigenschaften zu erhalten. In den allermeisten Fällen werden heute sogenannte Side-Sticks eingesetzt, also Seitenknüppel, die neben dem Piloten positioniert sind. Sie erlauben ein äußerst präzises und vor allem ermüdungsarmes Manövrieren. Die mittlere Anordnung des Steuerknüppels stellt einen Kompromiss zwischen der Möglichkeit der Kraftaufbringung und Präzision dar. Die auf der einen Seite gewünschte ermüdungsarme Steuerung (von ermüdungsfreier Steuerung kann i.d.R. nicht gesprochen werden) wird durch die Tatsache limitiert, dass der Pilot zur Erzeugung eines Lastfaktors immer eine adäquate und sinnvolle Steuerkraft aufbringen muss. Nur dadurch ist gewährleistet, dass das Flugzeug strukturell nicht überbelastet wird. Es ist zudem sehr wünschenswert, wenn dem Piloten das Verhalten einer natürlichen Flugdynamik reproduziert wird. Das heißt, dass die Veränderung der Steuerkraft mit dem Beladungs- und Flugzustand reproduziert wird, um dadurch eine taktile Rückmeldung zu gewährleisten. Im diametralen Gegensatz dazu steht die Nutzung isometrischer Sticks, also Sticks, welche entweder ihre Position gar nicht oder minimalst verändern. Die Steuerung erfolgt hierbei rein über eine

Kraftmessung. Dies hat sich jedoch im Lauf der Zeit als ein zwar durchaus fliegbarer, aber wenig praktikabler Ansatz herausgestellt. Die taktile Rückmeldung der Stickposition stellt für den Piloten unabhängig vom Flugzeugtyp ein extrem wichtiges Maß für den aktuellen Flugzustand dar.

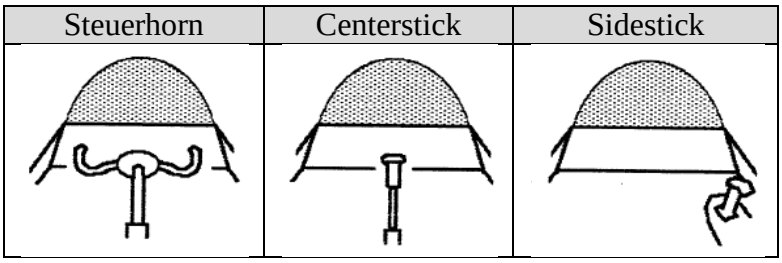


Abbildung 10 Typische Flugzeug-Steuerorgane [Efr96]

Der überwiegende Anteil an irreversiblen Steuersystemen wird durch federzentrierte Konfigurationen abgedeckt. Die gesamte Knüppelcharakteristik entsprechend Abbildung 11 verdeutlicht, dass, auch wenn man von einer linearen Kraft-Weg-Charakteristik ausgeht, die typische Implementierung im realen fliegenden System äußerst große Nichtlinearitäten (Losbrechkraft, Reibung, Endanschläge etc.) aufweist. Nichtsdestotrotz wird im weiteren Verlauf der Arbeit von einer linearen, idealisierten Dynamik des Steuerkraftsystems ausgegangen. An dieser Stelle seien auch die sogenannten aktiven Steuerelemente erwähnt. Bei ihnen werden die dynamischen Eigenschaften nicht über mechanische Elemente (wie Federn, Massen oder Dämpfungselemente etc.) realisiert, sondern über elektronisch geregelte Aktuatoren. Durch deren geschickte Ansteuerung und Koordination kann sowohl dem aktiven Steuerorgan eine beliebige Charakteristik aufgeprägt werden als auch eine Kraftrückmeldung bzw. Kraftrückkopplung realisiert werden. Für die Möglichkeit der Aufbringung solcher haptischer Zusatzinformationen, respektive Zusatzkräfte am Steuerorgan, werden die „Active Sticks“ meistens herangezogen. Doch die Möglichkeit der Manipulation der mechanischen Eigenschaften quasi „in Echtzeit“ stellt ein mindestens ebenso wichtiges Merkmal dar. Diese Eigenschaft wird im Verlauf der Arbeit genutzt, um die verschiedene Stickeigenschaften zu simulieren. Darüber hinaus liefern solche aktiven Steuerelemente unter anderem die Möglichkeit, ungewünschte mechanische Eigenschaften, wie z.B. Reibung, praktisch komplett auszugleichen.

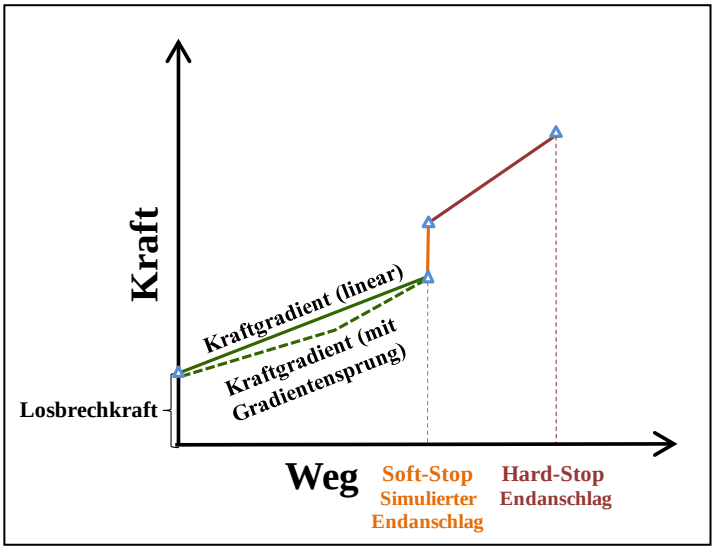


Abbildung 11 Typische Knüppel-Kraft/Weg-Charakteristik (siehe auch [Heg92])

Wie bereits angesprochen, wird die (lineare) Modellierung der Dynamik von Eingabegeräten im Allgemeinen über ein Feder-Masse-Dämpfer-System realisiert (vgl. Abbildung 12).

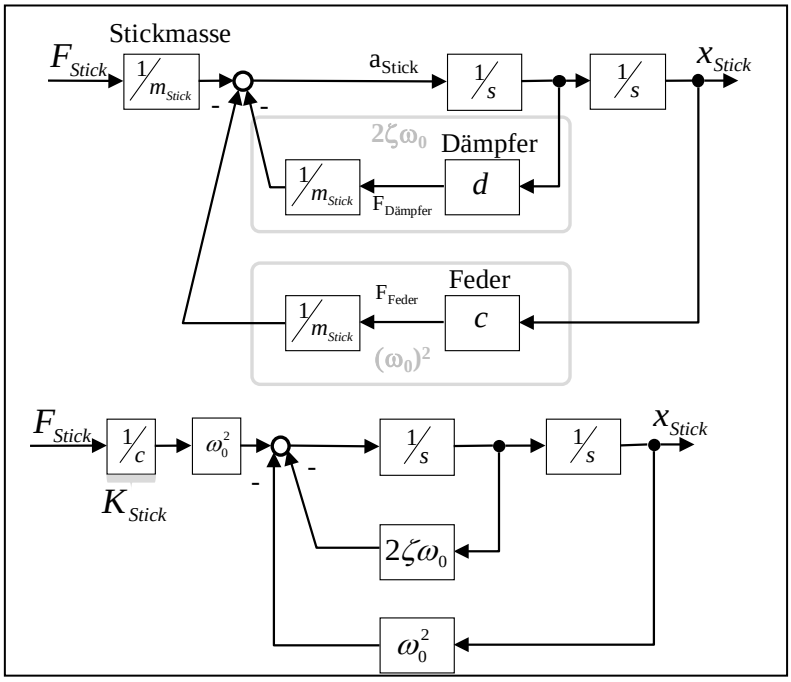


Abbildung 12 Modellierung des Steuerkraftsystems (siehe auch [McL90])

In obiger Abbildung ist die Analogie zwischen dem mechanischen System und einem P-T_2-System (Tiefpass zweiter Ordnung) dargestellt. Die Umrechnung der Parameter soll im Folgenden dargelegt werden.

Allgemeiner Ansatz der Berechnung eines Sticks über Feder-Masse-Dämpfer-System als Modell zweiter Ordnung:

$$m\ddot{x} + d\,\dot{x}(t) + c\,x(t) = F_0\,u(t)$$

$$\ddot{x} = \frac{F_0}{m}u(t) - \frac{d}{m}\dot{x}(t) - \frac{c}{m}x(t) \qquad (4\text{-}2)$$

Analog dazu ergibt sich nach dem Übergang in den Laplace-Bereich:

$$m\ddot{x} + d\,\dot{x}(t) + c\,x(t) = F_0\,u(t)$$

$$s^2 + \underbrace{\frac{d}{m}}_{2\zeta\omega_0}\,s + \underbrace{\frac{c}{m}}_{\omega_0^2} = \underbrace{\frac{F_0}{m}}_{\omega_0^2 K}u(t) \qquad (4\text{-}3)$$

Die Bewegungsgleichung eines Systems 2. Ordnung ergibt sich zu:

$$s^2 + 2\zeta\omega_0 s + \omega_0^2 = Ku(t) \qquad (4\text{-}4)$$

Somit ergibt sich mittels Koeffizientenvergleich:

$$\omega_0 = \sqrt{\frac{c}{m}} \qquad c\,[\frac{N}{m}]$$

$$\zeta = \frac{d}{2\sqrt{mc}} \quad \text{mit} \quad d\,[\frac{N}{m}s] \qquad (4\text{-}5)$$

$$\sigma = -\frac{1}{2}\frac{d}{m} \qquad m\,[kg]$$

Im angloamerikanischen Raum kommt oft die Gewichtseinheit „slug“ aus dem angloamerikanischen Maßsystem zum Einsatz. Sie bezeichnet eine Masse („slug“), welche durch die Kraft 1 lb_f („Pound-force“) eine Beschleunigung von 1 ft/s²(Fuss pro Sekunde²) erfährt.

$$\begin{aligned} 1lb_f &= 9{,}80665 \cdot 1\,\text{lb} = 9{,}80665 \frac{\text{m}}{\text{s}^2} \cdot 0{,}45359\,\text{kg} = 4.4482\ \text{N} \\ 1\,\text{slug}\,[\frac{\text{lb}_\text{f}\,\text{s}^2}{\text{ft}}] &= \frac{4.4482\text{N}\,\text{s}^2}{0{,}3048\,\text{m}} = 14.5939\,\text{kg} \end{aligned} \tag{4-6}$$

Aus dem Vergleich des PT_2-Elementes mit der Feder-Masse-Dämpfer-Darstellung ergibt sich:

$$\begin{aligned} \omega_0^2 K &= \frac{F_0}{m} \\ \rightarrow K &= \frac{F_0}{m}\frac{1}{\omega_0^2} = \frac{F_0}{m}\frac{m}{c} = \frac{F_0}{c}[\frac{N}{N/m} = m] \end{aligned} \tag{4-7}$$

Diese bezieht sich jedoch auf einen dimensionslosen Eingang u(t). Im Fall eines Krafteingangs ergibt sich K = 1/c, also die Inverse der Federkonstanten.
In der englischsprachigen Literatur wird oft der Begriff der „Sensitivity“ gebraucht, beim Steuerknüppel als „Stick-Sensitivity“ (als Inverse der Federkonstanten [m/N bzw. °/N]) und in der Kommandokette als „Control Sensitivity“, welche das Verhältnis von Stickauslenkung zu äquivalentem Runderausschlag bezeichnet.
Man kann verallgemeinern, dass bei modernen Steuerkraft-Systemen die Dämpfung nahe 0.7 und die Eigenfrequenz über 20 rad/s liegt. Im Allgemeinen liegt die Eigenfrequenz eines Center-Sticks unter der eines Sidesticks. Als Faustformel lassen sich Eigenfrequenzen von 8 rad/s als sehr langsam, 15 rad/s als mittel und größer 25 rad/s als schnell charakterisieren. Für Sidesticks lassen sich durchaus auch Eigenfrequenzen deutlich über 30 rad/s vorfinden (siehe z.B. [Hos90], [Bau05] und [Mit94]).

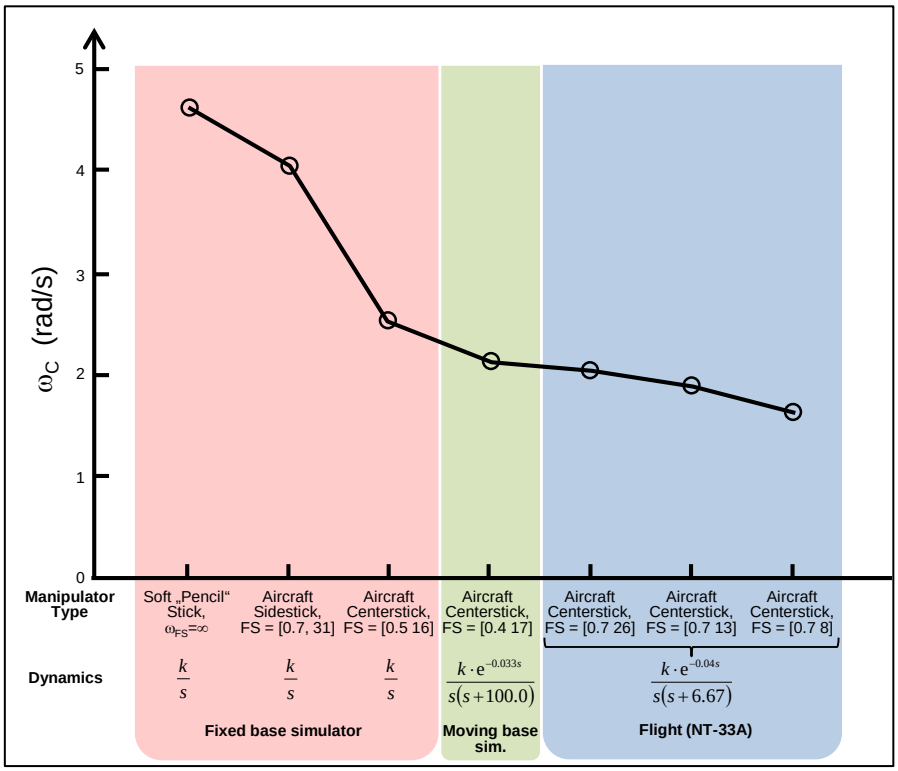


Abbildung 13 Zusammenhang Stick und Crossover-Frequenz (siehe [Mit94])

Die unterschiedlichen Steuerorgantypen inklusive ihrer typischen Eigenschaften wirken sich verständlicherweise auch auf die vom Piloten gefühlte Flugzeugdynamik aus. In Abbildung 13 ist zum Beispiel der Zusammenhang zwischen Knüppelparametern und der Crossover-Frequenz dargestellt. Selbige wird im Kapitel 7 „Pilotenmodellierung“ ausführlich erläutert.

Die Anwendung von Flugeigenschaftskriterien unter Einbeziehung des künstlichen Steuerkraftgefühls / -systems stellt ein Problem dar [Mit95]. Bei den aktuellen militärischen Zulassungsvorschriften [USD97] ist für die Anwendung der Flugeigenschaftskriterien in der Regel Voraussetzung, das Steuerkraftsystem (und auch die damit verbundenen Totzeiten etc.) von der Untersuchung auszuschließen. Teilweise ergeben sich daraus sogar Konflikte, wenn von einer Pilotenkrafteingabe als Steuergröße ausgegangen wird und gleichzeitig die Umsetzung über das Steuerkraftsystem bewusst ausgeklammert wird. [Mit95]. Es hat sich gezeigt (gerade auch bei den Flugeigenschaftsuntersuchungen hinsichtlich der Totzeiten im System), dass die Zulassungsvorschriften noch an verschiedensten Stellen ergänzt werden mussten [Mit94]. Zum Zeitpunkt dieser Arbeit steht bereits eine neuere Version dieser Vorschriften zur Verfügung (MIL-STD-1797***B***), welche allerdings noch nicht für die Öffentlichkeit freigegeben wurde und auch in absehbarer Zeit nicht zur Verfügung stehen wird.

Aus diesem Grund kann über die tatsächliche Aufnahme von Kriterien bzw. deren Modifikation nur gemutmaßt werden. Nichtsdestotrotz stellen die angesprochenen Punkte und Schwierigkeiten zum jetzigen Zeitpunkt den Stand der Technik in Europa (bzw. der übrigen Welt dar) und sind allerorts im täglichen Gebrauch. Ein Ausschluss des Steuerkraftsystems widerspricht dem „gesunden Ingenieurverstand“ gerade deswegen, da man sonst fälschlicherweise zu dem Schluss käme, dass die Auswahl von (Steuersystem-)Parametern wie Eigenfrequenz, Dämpfung, Verstärkung etc. vollkommen irrelevant für die Flugeigenschaften wären, da ja dafür keine expliziten Vorgabewerte bestehen.

Letztendlich lässt sich diese Problematik auf den Punkt reduzieren, der bei allen Flugeigenschaftsanforderungen zum Tragen kommt, nämlich die zur Verfügung stehende Anzahl repräsentativer Versuche und damit Datensätze. Es hat sich jedoch in verschiedensten Versuchen gezeigt [Mit95], dass, sofern das Steuerkraftsystem selbst nicht die nötige Bandbreite zur Verfügung stellt, die durch den Piloten erreichbare Bandbreite des geschlossenen Kreises (Pilot plus Flugzeug) deutlich reduziert wird.

Ein überaus wichtiger Parameter stellt die sogenannte „Stick-Force-per-g“ dar, also die Knüppelkraft pro Lastfaktor. Deren Übertragungsfunktion lässt sich aus verschiedenen anderen Basis-Übertragungsfunktionen herleiten (vgl. [Pra00]).

Zuerst betrachte man hierzu die Übertragungsfunktion des Höhenruders η auf den Lastfaktor:

$$\frac{\Delta n_Z(s)}{\eta(s)} = -\frac{V}{g} Z_\alpha \alpha = \underbrace{\underbrace{\frac{V}{gT_{\theta 2}} \underbrace{\frac{T_{\theta 2}}{T_{\theta 2} s + 1}}_{G_\alpha} \underbrace{\frac{M_\eta \cdot (s + 1/T_{\theta 2})}{N_{AS}(s)}}_{G_q}}_{G_{n_z}}}_{} \tag{4-8}$$

Zur Veranschaulichung der flugmechanischen bzw. flugeigenschaftstechnischen Parameter sei die stationäre Antwort betrachtet, welche sich leicht durch Grenzwertbildung von $s \to 0$ ($t \to \infty$) berechnen lässt. Zudem lässt sich ein wichtiger Flugeigenschaftsparameter, der sogenannte CAP (Control Anticipation Parameter, siehe Kapitel 4.6.1), in die Gleichung integrieren:

$$\frac{\Delta n_{Z,SS}}{\eta_{SS}} = \frac{V}{gT_{\theta 2}} \frac{M_\eta}{\omega_0^2} = \frac{n_{z\alpha}}{\omega_0^2} M_\eta = \frac{M_\eta}{CAP} \tag{4-9}$$

Führt man nun die Steuerorganübertragungsfunktion und „Stick-Shape“ (im Sinne eines Gesamtverstärkungsfaktors) mit ein, ergibt sich:

$$\begin{aligned} \Delta n_{Z,SS} &= \frac{n_{z\alpha}}{\omega_0^2} M_\eta \eta_{SS} = \frac{n_{z\alpha}}{\omega_0^2} M_\eta K_S K_{FS} F_S = \frac{V}{gT_{\theta 2}} M_\eta K_S K_{FS} F_S = \overbrace{K_S K_{FS}}^{K^*} F_S \frac{M_\eta}{CAP} \\ \to \frac{\Delta n_{Z,SS}}{F_S} &= \frac{M_\eta}{CAP} K^* \to \frac{F_S}{\Delta n_{Z,SS}} = \frac{CAP}{M_\eta} \frac{1}{K^*} \end{aligned} \tag{4-10}$$

Dieses Ergebnis ist nachvollziehbar, da der Control Anticipation Parameter das Verhältnis von Anfangs-Nickratenbeschleunigung zum stationären Lastfaktor widerspiegelt. Ein großes CAP bedeutet, dass einer starken Anfangsreaktion ein zu kleiner Lastfaktor folgt. Dementsprechend fließt CAP im Nenner ein. Die Gesamt Steuerempfindlichkeit K^* (als Produkt aus Stick-Federkonstanten und „Stick-Shape“-Gain) und die Ruderwirksamkeit M_η gehen dabei linear in den erreichbaren Lastfaktor pro Stickkraft ein. Die Definition der Grenzen erfolgt in der Regel als maximal zulässige Kraft pro Lastfaktor – die umgekehrte Definition als zulässiger Lastfaktor pro Kraft wäre auch möglich.

4.3.2 Steuersystem DA42

In Abbildung 14 sind die geometrischen Verhältnisse des Steuerknüppels in der Längsachse dargestellt. Im Normalfall kann der Steuerknüppel um -12.8° nach vorne (drücken) und 16.4° nach hinten (ziehen) ausgeschlagen werden.

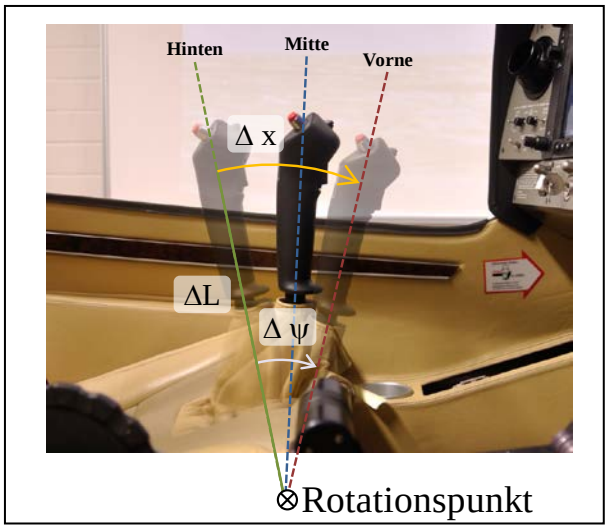


Abbildung 14 Stickgeometrie DA42

Der Zusammenhang zwischen Winkel des Steuerknüppels und Verfahrweg ergibt sich zu:

$$\Delta\Psi = \frac{\Delta x}{\Delta L} \tag{4-11}$$

Durch entsprechende Messungen erhält man einen Abstand zum Rotationspunkt von ca. 25 cm. Entsprechend kann daraus ein Umrechnungsfaktor von Winkel zu Verfahrweg von 3.9 [rad/m] abgeleitet werden. Gerade hier zeigt sich ein Definitionsproblem: Das Fehlen eines allgemein anerkannten bzw. gebräuchlichen Referenzpunktes für den Steuerknüppel führt dazu, dass i.d.R. keine direkte Vergleichbarkeit zwischen Literaturwerten besteht.

Für die späteren Versuche wurden die Stickauslenkungen im Prinzip beibehalten. Eine Optimalität hinsichtlich des Verfahrwegs wurde außer Acht gelassen. Vielmehr wurde darauf abgezielt, die Unterschiede hinsichtlich ungeregeltem Flugzeug und Fly-by-Wire-Konfiguration so gering wie möglich zu halten.

4.3.3 Forschungs-Stick / Joystick Konfiguration

Oftmals werden zur Regler-Evaluierung bzw. Flugeigenschaftsbewertung vereinfachte Flugtests durchgeführt, wobei die Tests in der Regel an einem Standard PC mit Hilfe eines konventionellen Joysticks ausgeführt werden. Vielfach steht kein geeigneter Simulator mit entsprechend qualifizierter Hardware zur Verfügung, wobei die beschriebene Verfahrensweise unumgänglich scheint. Dennoch haben die Flugversuche im Rahmen dieser Arbeit stets gezeigt, dass die Pilotenbewertung ganz maßgeblich von einem adäquaten Steuerempfinden abhängt. Zusätzlich soll deshalb ein Forschungs-Joystick bei den späteren Simulator-Flugversuchen evaluiert werden, welcher auf Basis eines konventionellen Spiele-Joysticks am Lehrstuhl gebaut wurde.

Die Hardware entspricht hierbei einem Joystick der Marke Logitech, Modell „Extreme 3D Pro“ (siehe Tabelle 4).

Durch eine Parameteridentifikation über vier Testreihen (siehe Abbildung 15) konnten die folgenden Parameter identifiziert werden:

Parameter	Einheit	Wert (Längsachse)
Eigenfrequenz	rad/s	61
Dämpfung	-	0.11
Auslenkung vorne	Grad ° cm	15 4
Auslenkung hinten	Grad ° cm	15 4
Federsteifigkeit	N/° N/rad N/m	0.5884 33.71 220.65

Extreme 3D Pro [Log13]

Tabelle 4 Identifizierte Stick-Parameter

Hier zeigt sich, dass ein entsprechender Spiele-Joystick im Vergleich zu konventionellen Flugzeug-Steuerknüppeln eine extrem hohe Eigenfrequenz bei gleichzeitig sehr niedriger Dämpfung und Federsteifigkeit besitzt.

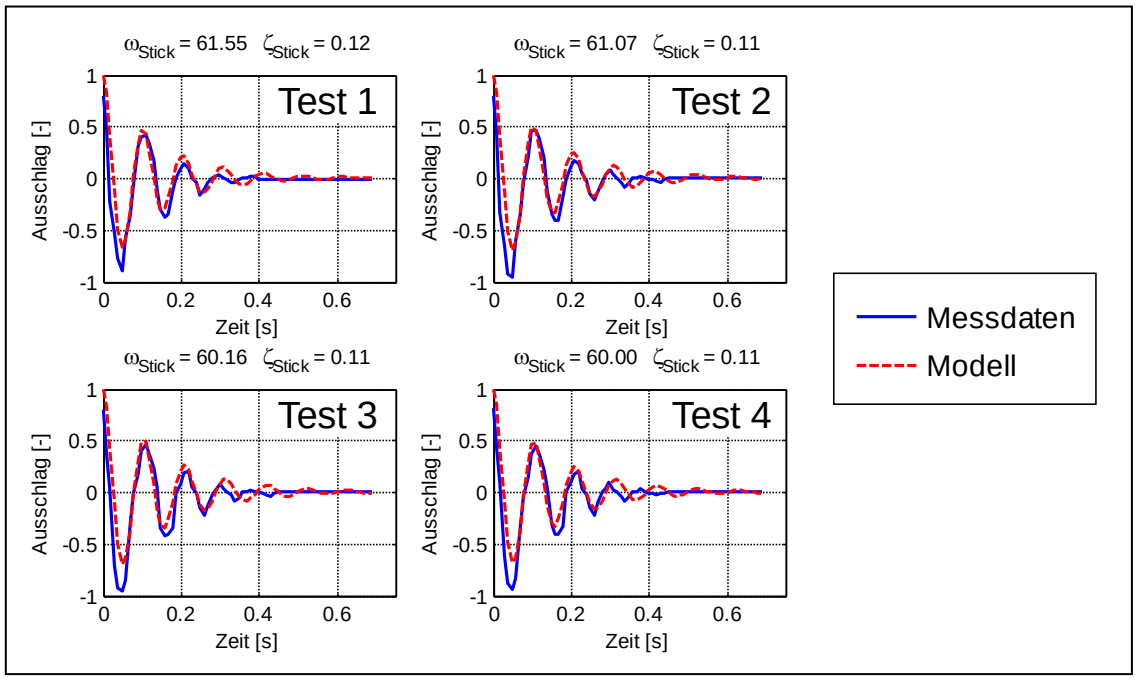


Abbildung 15 Parameteridentifizierung Logitech Extreme 3D

Somit ist zu erwarten, dass sich für den Piloten deutliche Unterschiede im Vergleich zu den sonst gewohnten Steuerkräften ergeben. Ein Vorteil ergibt sich lediglich dadurch, dass viele Piloten, vor allem jüngeren Alters, schon weit mehr Flugstunden am heimischen PC im Vergleich zu ihren realen Flugstunden haben. Zu Hause setzen sie genau solche kommerziellen Joystick-Produkte ein, somit ist ihnen der Umgang und das entsprechende Fluggefühl sehr vertraut.

4.4 Grundlagen der Signaltheorie

Ausgangspunkt für die folgenden Überlegungen soll das Vorhandensein stochastischer Prozesse sein, also zufälliger, zeitlich geordneter Vorgänge. Im Fall der vorliegenden Arbeit sind dies primär Anregungen für den Piloten. Als Beispiele seien eine Geländefolge, bei der der Pilot einem zufälligen Geländeverlauf folgen muss, oder eine Luftbetankung, bei dem der Pilot den Einfüllstutzen einfangen und aufgrund zufälliger Turbulenzen seine Lage stetig korrigieren muss, genannt. In Anbetracht der weiteren Modellierung des Gesamtsystems, also des Flugzeugs inklusive des Piloten, werden alle Elemente als lineare, zeitinvariante (LZI) Systeme dargestellt. Die Pilotenanregung (sog. „Forcing Function“), respektive die Systemanregung allgemein, stellt dabei ein grundlegendes Element bei der Beschreibung bzw. des Piloten dar. Dies ähnelt der Herangehensweise bei der Parameteridentifikation von Flugzeugen, wo in ähnlicher Weise versucht wird, durch eine adäquate Anregung des Systems dessen Dynamik zu identifizieren. Grundsätzliches Ziel der hier zur Anwendung kommenden Signaltheorie ist in jedem Fall die Generierung von Signalverläufen, welche hinsichtlich ihrer Charakteristik real existierenden Anregungsfunktionen nachgebildet sind. Im Gegensatz dazu können die Anregungsfunktionen speziell erzeugt (synthetisiert) werden, um Signale mit besonderen Signaleigenschaften zu generieren. Bei der Pilotenmodellierung sieht man sich hierbei jedoch anderen Randbedingungen und Einschränkungen gegenüber, welche dem Menschen als dynamischem Element im Regelkreis geschuldet sind. Unter anderem ist eine für den Piloten äußerst wichtige Eigenschaft bei der Signalgenerierung zu beachten: Das Signal muss stets für den Piloten (pseudo-)zufällig sein, das heißt, jeglicher Lerneffekt muss ausgeschlossen sein.

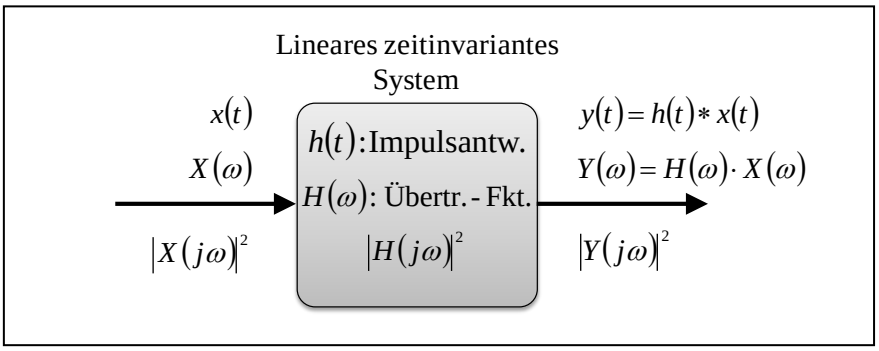


Abbildung 16 Auswirkung von LZI-Systemen auf stochastische Prozesse [Köh05]

Die notwendigen Grundlagen der Signaltheorie sollen hier kurz erläutert werden als Basis für die folgenden Kapitel, vor allem das der Pilotenmodellierung. Hierbei soll die Basis geschaffen werden, Signale zu analysieren und zu beschreiben als auch um Signale mit gewünschten Charakteristika entsprechend zu synthetisieren.

Da die Modellierung der Piloten als lineare zeitinvariante Systeme (LZI) erfolgt, können gewisse Vereinfachungen gemacht werden. In Abbildung 16 ist beispielhaft das Übertragungsverhalten eines LZI-Systems auf einen beliebigen stochastischen Prozess dargestellt. Ganz allgemein im Sinne der Systemtheorie gilt, dass das Ausgangssignal *y(t)* durch Faltung von Eingangssignal *x(t)* mit der Impulsantwort *h(t)* („Gewichtsfunktion“) des zu durchlaufenden linearen Systems entsteht.

Die Faltung im Zeitbereich berechnet sich wie folgt:

$$y(t) = h(t) * u(t) = \int_{-\infty}^{\infty} h(t-\tau) \cdot u(\tau) d\tau = \int_{-\infty}^{\infty} h(\tau) \cdot u(t-\tau) d\tau \tag{4-12}$$

Die Auswertung des oben dargestellten Integrals zeigt sich als recht aufwändig, der Übergang in den Frequenz-, respektive Spektralbereich, unter Ausnutzung der Fouriertransformation liefert hier den einfacheren Zusammenhang [Rud08]:

$$Y(j\omega) = H(j\omega) \cdot U(j\omega) \tag{4-13}$$

Ganz allgemein definiert sich die Fouriertransformation als:

$$F(\omega) = \int_{-\infty}^{\infty} f(t) \cdot e^{-j\omega t} dt \tag{4-14}$$

Mittels der Fouriertransformation wird bereits eine Spektralzerlegung, eine sogenannte Spektraldichte, erzeugt.
Wie man aus Gleichung (4-13) erkennt, liegt nun lediglich eine einfache Multiplikation vor (der Faltungs-Operator geht somit in einen Multiplikations-Operator über).

$$Y(j\omega) = H(j\omega) \cdot U(j\omega) \tag{4-15}$$

Hierbei stellt der Term *H(jω)* die Fouriertransformierte der Impulsantwort (Gewichtsfunktion) dar und entspricht dem Frequenzgang des Systems.

$$H(j\omega) = \mathcal{F}\{h(t)\} \tag{4-16}$$

Es existieren zwei weitere wichtige Integrale im Zeitbereich zur Beschreibung von stochastischen Signalen, zum einen die (Kreuz-)Korrelation, zum anderen die daraus abgeleitete Auto-Korrelation. Die Kreuzkorrelation ist definiert über:

$$R_{xy}(\tau) = \int_{-\infty}^{\infty} x(t) \cdot y(t+\tau) dt = \lim_{T\to\infty} \frac{1}{T} \int_{0}^{T} x(t) \cdot y(t+\tau) dt \tag{4-17}$$

Hiermit lassen sich Signalähnlichkeiten eines beliebigen Signals *x(t)* und *y(t)* bestimmen. Als Sonderfall ergibt sich die sogenannte Auto-Korrelation als Maß einer Signal-Periodizität, sprich einer Signalähnlichkeit mit sich selbst. Sie berechnet sich analog zu (4-17) als:

$$R_{xx}(\tau) = \int_{-\infty}^{\infty} x(t) \cdot x(t+\tau) dt = \lim_{T\to\infty} \frac{1}{T} \int_{0}^{T} x(t) \cdot x(t+\tau) dt \tag{4-18}$$

Zudem ist die Auto-Korrelation entsprechend der Faltung definiert als:

$$R_{xx}(\tau) = x^{*}(\tau) * x(-\tau) \tag{4-19}$$

wobei x^{*} die konjugiert komplexe Funktion darstellt.
Analog zur Faltung ergeben die Rechenregeln der Fourier-Transformation für Korrelation und Auto-Korrelation:

$$\begin{aligned}\mathcal{F}\{R_{xy}(\tau)\} &= X^*(j\omega)\cdot Y(j\omega)\\ \mathcal{F}\{R_{xx}(\tau)\} &= |X(j\omega)|^2\end{aligned} \tag{4-20}$$

Aus obiger Gleichung lässt sich umgekehrt auch die Auto-Korrelation als Inverse Fouriertransformation des Quadrates des Frequenzganges beschreiben:

$$R_{xx}(\tau) = \frac{1}{2\pi}\int_{-\infty}^{\infty}\left|X(j\omega)^2 e^{j\omega\tau}\right| d\omega \tag{4-21}$$

Die Aussage, dass die Fouriertransformierte der Auto-Korrelationsfunktion die Leistungsspektraldichte darstellt, wird allgemein als Wiener-Khintchine-Theorem bezeichnet [Kro11].

$$S_{xx}(\omega) = \int_{-\infty}^{\infty} R_{xx}(\tau) e^{-j\omega\tau} d\tau = \left|X(j\omega)\right|^2 \tag{4-22}$$

Hierdurch wird die spektrale Zusammensetzung über die Frequenz des betrachteten Signals beschrieben.

In Bezug auf Abbildung 16 lässt sich somit final schreiben [Köh05]:

$$S_{yy}(\omega) = \left|H(j\omega)\right|^2 \cdot S_{xx}(\omega) \quad \text{bzw.} \quad \left|Y(j\omega)\right|^2 = \left|H(j\omega)\right|^2 \cdot \left|X(j\omega)\right|^2 \tag{4-23}$$

Die Leistungsverteilung am Ausgang des Systems entspricht der Signalleistung am Eingang multipliziert mit dem Quadrat des Frequenzgangs des durchlaufenen linearen zeitinvarianten Systems. Dieses Quadrat wird in der Literatur oft als sogenannter Formfilter bezeichnet, falls der Eingang weißes Rauschen (sogenanntes „White Noise“) darstellt. Dieses weiße Rauschen liegt dann vor, wenn ein Signal mit konstantem Leistungsdichtespektrum ($S_{xx}(\omega)$ = konstant = σ^2) anliegt. Das bedeutet, alle Frequenzen sind gleich stark an der Signalleistung beteiligt (alle Frequenzen werden gleich gewichtet). Die Namensgebung ist dabei angelehnt an weißes Licht, bei dem alle Frequenzen mit der gleichen Intensität enthalten sind. σ^2 beschreibt hierbei das „Gewicht“ eines Dirac-Impulses bei der Auto-Korrelationsfunktion bzw. die Varianz des Signals. Der Erwartungswert beträgt bei weißem Rauschen stets „0“.

4.5 Kriterienauswahl für ein zukünftiges Kleinflugzeug

Betrachtet man die militärischen Anforderungskataloge, allen voran MIL-HDBK-1797 (vgl. [USD97]), so ordnet selbige die Flugeigenschaftsanforderungen hinsichtlich Flugphasenkategorien („Flight Phase Category - CAT“) und Flugzeugklasse („Class“). Ein zukünftiges reglerunterstütztes Kleinflugzeug fällt dabei in die Klasse I („Small, light aircraft“). Klasse II wären mittelschwere („Medium weight aircraft“), Klasse III Großflugzeuge („Large, heavy aircraft“) und letztendlich enthält die Kategorie IV Kampfflugzeuge („High maneuverability aircraft“). Eine Zuordnungsproblematik entfällt somit. Die Frage der Auswahl der richtigen Flugphase gestaltet sich ungleich schwerer. Grundsätzlich werden drei Kategorien unterschieden. Die erste Kategorie „A“ („CAT A“) beschreibt hierbei sogenannte nicht-terminierte Flugphasen, welche gleichzeitig ein schnelles Manövrieren erfordern. Darunter fallen zum Beispiel Luftkampf, Geländefolge oder Luftbetankung. Der zweiten Kategorie „B“ („CAT B“) gehören alle Manöver an nicht-terminierten Flugphasen an, bei denen nur graduelles, sprich allmählich moderates Manövrieren, vonnöten ist. Dies ist zum Beispiel der Fall beim Steig- und Sinkflug, Reiseflug oder auch bei einer Warteschleife. Die letzte Kategorie „C“ („CAT C“) wiederum enthält alle terminierten Flugphasen, welche graduelles Manövrieren bei gleichzeitiger, präziser Bahnfolge erfordern. Dies sind unter anderem zum Beispiel „Start“, „Endanflug“ oder „Landung“. Betrachtet man die Anforderungen für die einzelnen Kategorien so bestehen die höchsten Anforderungen bei Kategorie „A“, die geringsten bei Kategorie „B“. Kategorie „C“ liegt quantitativ gesehen insgesamt dazwischen.

Bezieht man nun die Unfallhäufigkeiten für Kleinflugzeuge mit ein, wie dies in Abbildung 17 für alle Flugzeuge der Allgemeinen Luftfahrt in den Vereinigen Staaten in den Jahren 2007 - 2010 getan wurde ([Nat11], [Nat12]), so erkennt man, dass Landeanflug und Landung mit zusammen weit über 40% die mit Abstand häufigste Unfallursache darstellen.

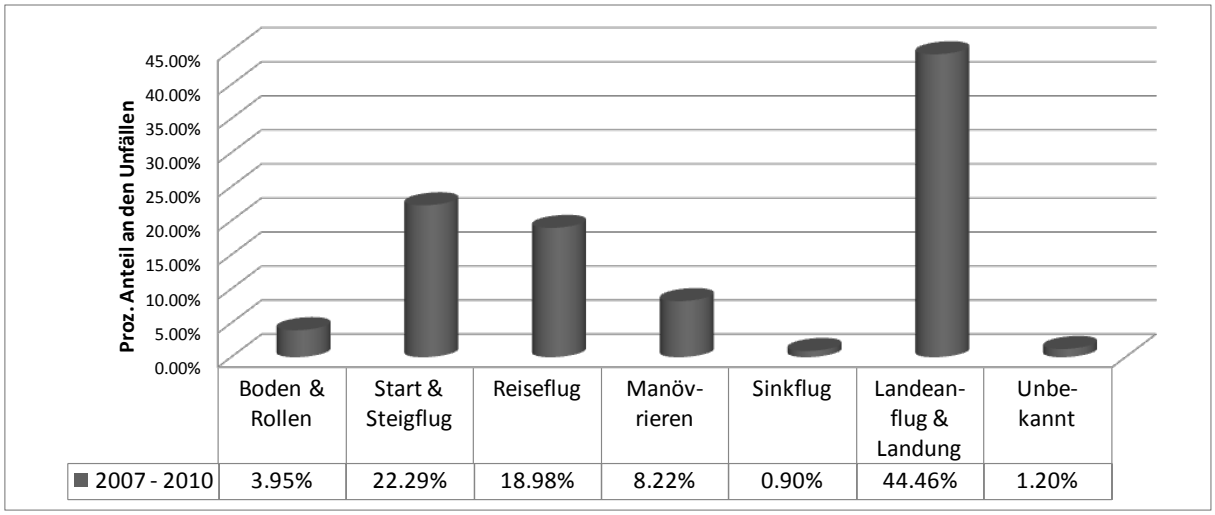


Abbildung 17 Unfallhäufigkeit nach Flugphasen

Aus diesem Grund erfolgt die Auslegung des Regelungssystems auf Basis aller Flugeigenschaftskriterien für Kategorie „C“.

4.6 Flugeigenschaftskriterien bei der Reglersynthese

Die Sammlung der nun folgenden Flugeigenschaftskriterien stellt für den im Rahmen dieser Arbeit präsentierten Regler das Lasten- bzw. Pflichtenheft dar. Ziel der Auslegung ist ein konsistent robustes Design, welches sowohl die Führungsaufgabe als auch alle Flugeigenschaften gleichermaßen erfüllt.

Betrachtet man die Eigenbewegungsformen des Flugzeugs, so ist primär die Anstellwinkelschwingung für die Bewertung des Flugzeugs hinsichtlich seiner Flugeigenschaften maßgeblich. Insgesamt ist vor allem der Schwingungsbereich von 0.1 bis 10 rad/s maßgeblich für das Pilotenempfinden [Fie00]. Die deutlich langsamere und in der Regel von der Anstellwinkelschwingung deutlich separierte Phygoidschwingung kann vom Piloten leicht ausgeglichen werden [Phi04]. Zur Reglersynthese wird in der Regel eine Näherung der Flugzeugdynamik verwendet [Bro11]. Unter Beachtung der Gültigkeitsbereiche und im Hinblick auf die Auslegung der innersten Reglerschleife (Nickratenregelung als Basisregler) kann der Näherungsansatz verwendet werden. Es gelten die Gleichungen (2-8) bis (2-16). Die zwei Eingangs- bzw. Steuergrößen sind der Höhenruderwinkel η und Schubhebelstellung δ_T. Betrachtet man nun die von der Phygoide separierte Anstellwinkelschwingung, so reduziert sich das Gleichungssystem aus (2-8) zu:

$$\begin{bmatrix} \dot{\alpha} \\ \dot{q} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Z_\alpha & 1+Z_q \\ M_\alpha & M_q \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha \\ q \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} Z_\eta \\ M_\eta \end{bmatrix} \cdot \eta \tag{4-24}$$

In obiger Gleichung sind die in Kapitel 2 getroffenen Annahmen der „gestrichenen“ Größen, also die Abhängigkeit der Derivativa von den Zustandsableitungen, mit enthalten, lediglich nicht mehr gesondert über den Strich gekennzeichnet.

Die vereinfachte Nickratenübertragungsfunktion ergibt sich zu [Bai81]:

$$\frac{q(s)}{\eta(s)} = \frac{M_\eta}{T_{\Theta 2}} \cdot \frac{\left(T_{\Theta 2} s + 1\right)}{\left(s^2 + 2 \cdot \zeta_{AS} \cdot \omega_{AS} \cdot s + \omega_{AS}^2\right)} = K_q \cdot \frac{\left(T_{\Theta 2} s + 1\right)}{N_{AS}(s)} \tag{4-25}$$

Hierbei stellt die Zählernullstelle die wichtige Bahn-Lage-Verzögerung $T_{\Theta 2}$ dar.

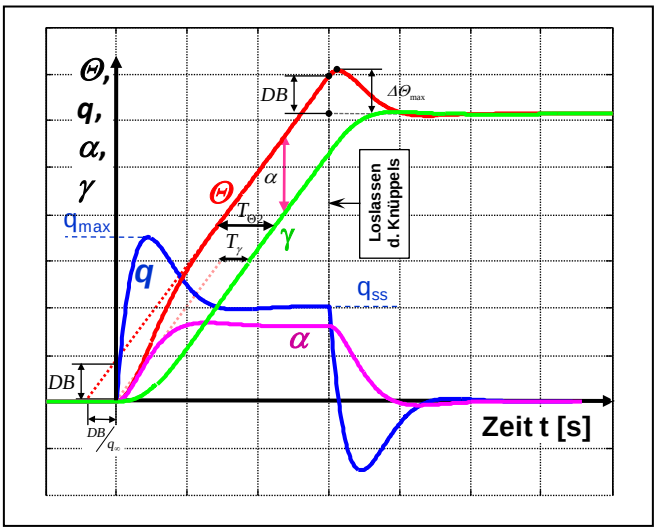


Abbildung 18 Übertragungsverhalten der Längsbewegung (2-Freiheitsgrad- Näherung)

Das Verständnis des Übertragungsverhaltens in der Längsachse sowie die Beziehung der Größen untereinander stellt die Basis für den Umgang mit den Flugeigenschaftskriterien dar. Über die vereinfachte Näherung zwischen Änderung des Bahnwinkels und des Anstellwinkels

$$\dot{\gamma} = -Z_\alpha \alpha = \frac{1}{T_{\Theta 2}} \alpha \tag{4-26}$$

sowie der Beziehung der Winkel bei horizontalem Geradeausflug

$$\begin{aligned} \theta &= \alpha + \gamma \\ \dot{\theta} &= \dot{\alpha} + \dot{\gamma} \end{aligned} \tag{4-27}$$

lässt sich durch Einsetzen von (4-27) der fundamentale Zusammenhang gewinnen:

$$\dot{\theta} = \dot{\alpha} + \frac{1}{T_{\Theta 2}} \alpha \rightarrow \alpha = \frac{s}{s + \frac{1}{T_{\Theta 2}}} \theta = \underbrace{\frac{T_{\Theta 2} s}{T_{\Theta 2} s + 1}}_{D-T_1} \theta = \underbrace{\frac{T_{\Theta 2}}{T_{\Theta 2} s + 1}}_{P-T_1} q \tag{4-28}$$

Setz man dieses Ergebnis in (4-26) ein, so ergibt sich:

$$\gamma = \theta - \alpha = \theta - \frac{T_{\Theta 2} s}{T_{\Theta 2} s + 1} \theta = \underbrace{\frac{1}{T_{\Theta 2} s + 1}}_{P-T_1} \theta = \underbrace{\frac{1}{s} \cdot \frac{1}{T_{\Theta 2} s + 1}}_{I-T_1} q \tag{4-29}$$

Hierdurch wird die Bezeichnung „Bahn-Lage-Verzögerung“ einleuchtend, da diese Variable den Bahnwinkel über eine Tiefpassfilterung (mit der Zeitkonstante $T_{\Theta 2}$) der Nicklage beschreibt. Das genäherte Übertragungsverhalten ist in Abbildung 18 für den Bahn-, Lage- und Anstellwinkel sowie die Nickrate dargestellt, unter der Annahme, dass zu Zeitpunkt T=0s der Steuerknüppel gezogen und später wieder losgelassen wird [Gib99]. Wie bereits beschrieben, gelten alle Annahmen und Näherungen lediglich für den stationären Horizontalflug.

Aus diesem genäherten Übertragungsverhalten leiten sich fundamentale Beziehungen der Flugeigenschaften in der Längsachse ab. Wie bereits gezeigt, beschreibt die Bahn-Lage-Verzögerung $T_{\Theta 2}$ die Verzögerung, mit der der Bahnwinkel der Nicklage folgt. Dazu korrespondierend beschreibt die Bahnverzögerung T_γ den Zeitverzug zwischen dem Bahnwinkel und einer gedachten reinen Integration der stationären Nickrate mit Beginn des Ziehens am Knüppel. Eine der wichtigsten Größen stellt der sogenannte Dropback („DB“ - „Rückgang der Nicklage“) dar. Dieser bezeichnet die Differenz von Nicklage beim Loslassen des Knüppels in Relation zum sich einstellenden Stationärwert von θ. Ist der Lagewinkel beim Loslassen kleiner als der Stationärwert, spricht man dagegen vom sogenannten Overshoot („OS“ - „Überschwingen der Nicklage“, respektive negativer Dropback). Hierbei handelt es sich um einen äußerst unerwünschten Effekt. Man versetze sich dazu in die Situation des Piloten. Wenn trotz Loslassen des Knüppels der Flieger im Falle eines Overshoots den Aufbau der Nicklage beibehält, führt dies zwangsläufig zu einem „Gegendrücken“ von Seiten des Piloten. Somit sind pilotenindizierte Schwingungen (die sogenannten PIOs) unweigerlich vorprogrammiert.

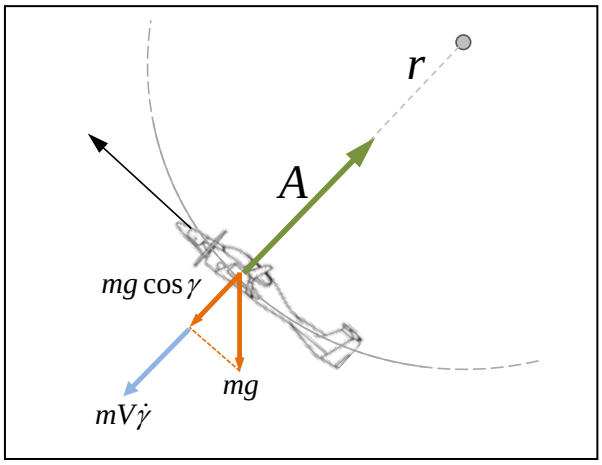


Abbildung 19 Kräftegleichgewicht beim Abfangbogen

Entsprechend dem Kräftegleichgewicht beim Abfangbogen:

$$A = mg\cos\gamma + mV\dot{\gamma} \tag{4-30}$$

lassen sich verschiedene fundamentale Beziehungen ableiten. Zum einen ergibt sich der Lastfaktor n_Z als Quotient von Auftrieb und Gewichtskraft:

$$\frac{A}{mg} = n_Z = \cos\gamma + \underbrace{\frac{V}{g}\dot{\gamma}}_{\Delta n_Z} \tag{4-31}$$

Hieraus lässt sich die stationäre Bahnwinkeländerung berechnen:

$$\dot{\gamma} = \frac{g}{V}\left(n_Z - \cos\gamma\right) \tag{4-32}$$

Im Stationärfall entsprechen sich die Änderungen von Bahn- und Lagewinkel:

$$q_\infty = \dot{\gamma} = \frac{g}{V}\left(n_Z - \cos\gamma\right) \tag{4-33}$$

Die Bahnverzögerung T_γ kann mittels

$$T_\gamma = \frac{2\cdot\zeta_{AS}}{\omega_{AS}} \tag{4-34}$$

beschrieben werden. Der Dropback geteilt durch die stationäre Nickrate kann ausgedrückt werden als:

$$\frac{DB}{q_\infty} = \left(T_{\Theta 2} - T_\gamma\right) = \left(T_{\Theta 2} - \frac{2\cdot\zeta_{AS}}{\omega_{AS}}\right) \tag{4-35}$$

In obiger Formel ist zu erkennen, dass die Werte wie Dropback, respektive Overshoot, nicht von flugzeugspezifischen Parametern (z.B. die Rudereffektivität M_η) abhängen, sondern direkt zu den Werten der Anstellwinkelschwindung korrespondieren. Hier zeigt sich erneut, welchen hohen Stellenwert die Anstellwinkelschwingung hinsichtlich der Empfindung des Flugverhaltens für den Piloten hat.

Im folgenden Kapitel sollen die in dieser Arbeit verwendeten Flugeigenschaftskriterien kurz beschrieben werden. Hierbei handelt es sich um die gängigsten Kriterien der Längsbewegung, welche zum Entwurf einer ganzheitlichen konsistenten Auslegungsmethodik genutzt werden.

Die Kriterien sind in Tabelle 5 aufgeführt, wobei ihre Eignung zur Vorhersage von PIO-Tendenzen zusätzlich gekennzeichnet ist.

HQ-Kriterium	HQ Vorhersage	PIO Vorhersage
Control Anticipation Parameter (CAP)	✓	
C-Stern (C*)	✓	
Neal-Smith	✓	✓
Transient peak ratio (TPR)	✓	
$\omega_{AS}T_{\theta 2}$ vs. ζ_{AS}	✓	
Dropback	✓	
Pitch Rate Sensitivity Criterion	✓	
Updated Dropback		✓
Bandbreitenkriterium („Bandwidth“)	✓	✓
Gibson Phase Rate		✓
Hess Structural Model	✓	✓
Lineare PIO Grenze		✓

Tabelle 5 Liste der verwendeten Flugeigenschaftskriterien

Neben der Ausarbeitung von Kriterien zur reinen Voraussage von piloteninduzierten Schwingungen („PIOs“) wurden etablierte Kriterien vielfach ergänzt und adaptiert, um zusätzlich eine Aussagekraft hinsichtlich PIOs zu gewährleisten. Ein Beispiel dafür ist in Abbildung 20 dargestellt.

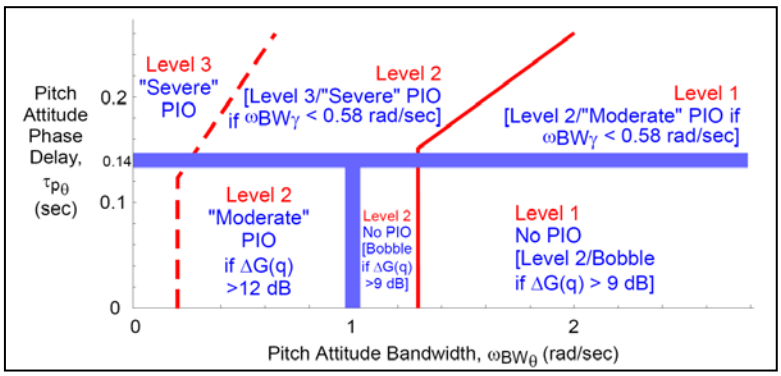


Abbildung 20 Erweitertes Bandbreitenkriterium [Mit03]

Hierbei wurde das sogenannte Bandbreitenkriterium („Bandwidth Criterion“) um zusätzliche PIO-Grenzen erweitert. In der Regel deckt sich der Level 1 Flugeigenschafts-Bereich mit Bereichen, in denen keine PIOs zu vermuten sind. Vielmehr stellt sich gerade in Bereichen, in denen die Flugeigenschaften zu Level 2 bzw. 3 degradieren, die Frage, ob zusätzlich noch derartige Schwingungen zu erwarten sind. Eine ausführliche Dokumentation zu den vorgestellten Flugeigenschaftskriterien findet sich u.a. in [Abz02] [Bal09] [Bro11] [Coo07] [Cot10] [Gib99] [Har84] [Hod99] [McL90] [Mit03] [Ros03] [USD97] und [USN97]. Die primäre Auslegung des Reglers erfolgt aufgrund der „reinen“ Handling-Kriterien. Die wenigen PIO Kriterien sind lediglich als zusätzliche Information gedacht, um quasi-lineare PIOs der „Kategorie I“ möglichst dennoch im Vorfeld ausschließen zu können.

4.6.1 Control Anticipation Parameter (CAP)

Der sogenannte Control Anticipation Parameter (kurz „CAP“) wurde in den 60er Jahren von Bihrle [Bih66] definiert. Er dient als Indikator für eine präzise Bahnfolge des Flugzeugs. Bihrle erkannte, dass der Pilot bei Flugzeugen, bei denen eine gute Bahnfolge möglich ist, dieses Verhalten über unterschiedliche Anzeichen identifizieren und gleichzeitig die Flugzeugreaktion antizipieren kann. Bihrle identifizierte weiter zwei wichtige Parameter, zum einen die Anfangsnickbeschleunigung und zum anderen den stationären Lastfaktor. Eine kurze Beschreibung des Lastfaktors findet sich in Formel (4-31).
Aus diesen Erkenntnissen formulierte er den sogenannten Control Anticipation Parameter – kurz „CAP“ – als Quotient aus Initial(dreh)beschleunigung und stationärem Lastfaktor.

$$CAP \stackrel{!}{=} \frac{\dot{q}(0)}{\lim\limits_{t\to\infty} n_z(t)} = \frac{\dot{q}_0}{n_{z\infty}} \tag{4-36}$$

Für den stationären (Delta-)Lastfaktor (das Delta wird im weiteren Verlauf weggelassen) gilt der folgende Zusammenhang:

$$(\Delta) n_Z = \frac{V_0}{g}\dot{\gamma} \tag{4-37}$$

Kombiniert man die Gleichung (4-27) bis (4-29), so erhält man:

$$\alpha = T_{\Theta 2}\cdot s\cdot\gamma = T_{\Theta 2}\cdot\dot{\gamma} \;\rightarrow\; \dot{\gamma} = \frac{1}{T_{\Theta 2}}\cdot\alpha \tag{4-38}$$

Setzt man nun Gleichung (4-25) und (4-28) ein, ergibt sich:

$$\begin{aligned} n_Z(s) &= \frac{V_0}{g}\frac{1}{T_{\Theta 2}}\cdot\alpha = \frac{V_0}{g}\frac{1}{T_{\Theta 2}}\frac{T_{\Theta 2}s}{T_{\Theta 2}s+1}\frac{M_\eta}{T_{\Theta 2}}\cdot\frac{(T_{\Theta 2}s+1)}{\left(s^2+2\cdot\zeta_{AS}\cdot\omega_{AS}\cdot s+\omega_{AS}^2\right)}\cdot\frac{1}{s}\eta(s) \\ &= \frac{V_0}{g}\frac{M_\eta}{T_{\Theta 2}}\cdot\frac{1}{\left(s^2+2\cdot\zeta_{AS}\cdot\omega_{AS}\cdot s+\omega_{AS}^2\right)}\cdot\eta(s) \end{aligned} \tag{4-39}$$

Die Übertragungsfunktion der Nickratenbeschleunigung ergibt sich zu:

$$\dot{q}(s) = \frac{M_\eta}{T_{\Theta 2}}\cdot\frac{(T_{\Theta 2}s+1)\cdot s}{\left(s^2+2\cdot\zeta_{AS}\cdot\omega_{AS}\cdot s+\omega_{AS}^2\right)}\eta(s) \tag{4-40}$$

Nun müssen nur die Grenzübergänge durchgeführt werden:

$$\begin{aligned} \lim_{t\to 0}\dot{q}(t) &= \lim_{s\to\infty}\dot{q}(s) = \frac{M_\eta}{T_{\Theta 2}}\cdot\frac{T_{\Theta 2}}{1}\eta_0 = M_\eta\eta_0 \\ \lim_{t\to\infty} n_z(t) &= \lim_{s\to 0} n_z(s) = \frac{V_0}{g}\frac{M_\eta}{T_{\Theta 2}}\cdot\frac{1}{\omega_{AS}^2}\cdot\eta_\infty \end{aligned} \tag{4-41}$$

Somit ergibt sich für den finalen CAP (bei einer Sprungeingabe gilt $\eta_0 = \eta_\infty$):

$$CAP = \frac{\dot{q}_0}{n_{z\infty}} = \frac{M_\eta \eta_0}{\frac{V_0}{g}\frac{M_\eta}{T_{\Theta 2}} \cdot \frac{1}{\omega_{AS}^2} \cdot \eta_\infty} = \frac{g \cdot T_{\Theta 2}}{V_0} \cdot \omega_{AS}^2 = \frac{\omega_{AS}^2}{n_{za}} \qquad (4\text{-}42)$$

Man erkennt, dass der CAP sowohl vom Flugzustand (V_0) und der Bahn-Lage-Verzögerung ($T_{\Theta 2}$) als auch von der Frequenz der Anstellwinkelschwingung abhängt.

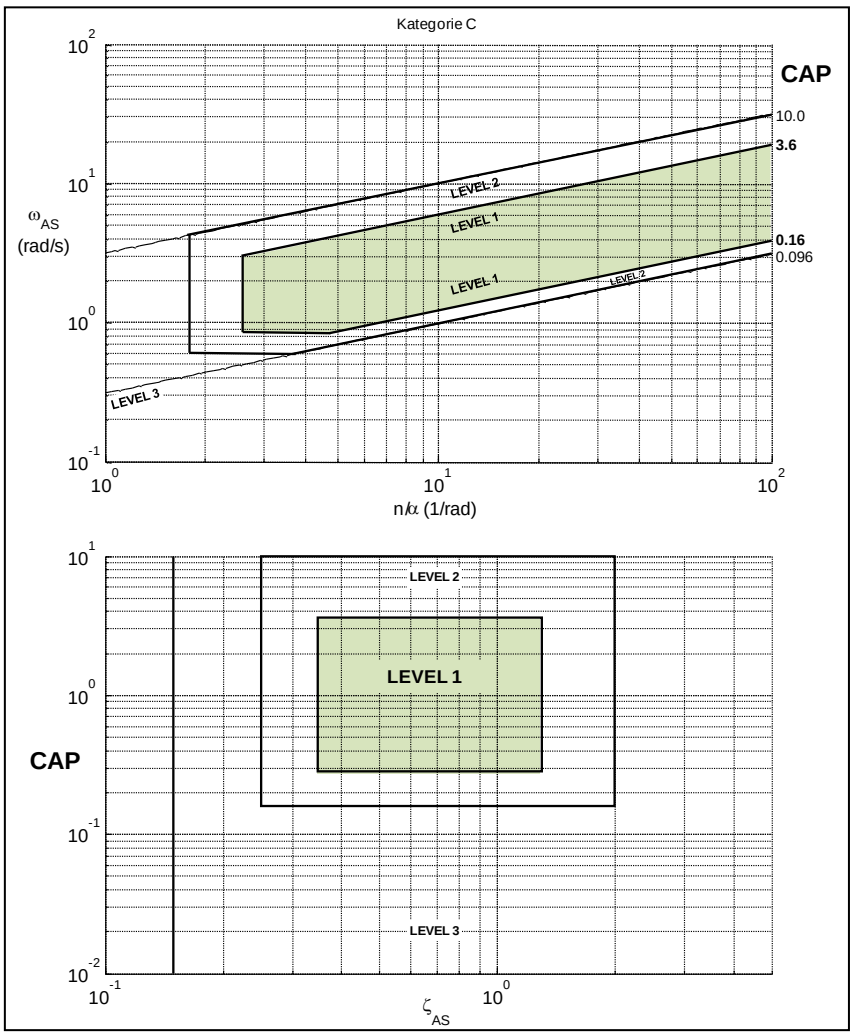


Abbildung 21 CAP-Grenzen für Kleinflugzeuge entsprechend [USD97]

Die Grenzen für Kleinflugzeuge (Klasse 1) und Kategorie „C“ (Start, Landung etc.) gemäß [USD97] sind in Abbildung 21 dargestellt. Im unteren Teil wird zusätzlich zu den entsprechenden Werten des *Control Anticipation Parameters* dieser in Relation zu Dämpfung der Anstellwinkelschwingung gesetzt.

Bei nicht-reglerunterstützten Flugzeugen entfällt jede weitere Unterscheidung des CAPs. Bei hochgradig-reglergestützten Konfigurationen jedoch kann zwischen Pilotenkommando und Störverhalten unterschieden werden.

In Analogie lässt sich der sogenannte „Disturbance-CAP“, also das Verhalten hinsichtlich Störunterdrückung (zum Beispiel bei einem Regler im Rückführzweig), mittels

$$DCAP = \tilde{\omega}_{AS}^2 / (\frac{V_0}{g}\frac{1}{T_{\theta 2}}) = \frac{\tilde{\omega}_{AS}^2}{n_{z\alpha}} = \frac{\tilde{\omega}_{AS}^2}{\omega_{AS}^2} \cdot CAP_{(OL)} \tag{4-43}$$

bestimmen. Hierbei beschreibt die Tilde („~“) die vom Regler „aufgeprägte“ modifizierte Anstellwinkelfrequenz. Das vom Piloten gefühlte Verhalten des gesamten geschlossenen Kreises („Closed-Loop“) ergibt sich analog zu:

$$GCAP = \frac{\dot{q}(0)_{CL}}{n_Z(\infty)_{CL}} \tag{4-44}$$

4.6.2 C-Stern (C*)

In der selben Zeit wie der Control Anticipation Parameter wurde das sogenannte C*-Kriterium („C-Stern“) entwickelt [Tob66]. Ausgangspunkt bei der Entwicklung war die Feststellung, dass die Pilotenbewertung je nach Geschwindigkeitsbereich sowohl nach der Nickraten- als auch der Lastfaktorreaktion erfolgt. Im niedrigen Geschwindigkeitsbereich wird für den Piloten eher die Nickratenreaktion von Bedeutung sein, im höheren Geschwindigkeitsbereich eher der Lastfaktor. Ausgegangen wird hierbei vom Lastvielfachen am Pilotensitz – bei großen Transportmaschinen kann sich dieses signifikant vom Lastfaktor am Schwerpunkt unterscheiden. Im Fall eines Kleinflugzeugs ist dieses jedoch mit der Schwerpunktsbeschleunigung gleichzusetzen.

Die sogenannte C*-Größe wird daher definiert als:

$$C^* = \frac{1}{g}\left(a_{Z,P} + V_{CO} \cdot q\right) = \frac{1}{g}\left(-a_{Z,CG} + \dot{q}\left(x_P - x_{CG}\right) + V_{CO} \cdot q\right) \tag{4-45}$$

Zur Separierung von Nickgeschwindigkeit bzw. Lastfaktor als den für die Pilotenbewertung relevanten Parameter wird die sogenannte Crossover- oder auch mittlere Geschwindigkeit verwendet. Sie ist das geometrische Mittel der Maximal- und Minimalgeschwindigkeit des Flugzeugs.

$$V_{CO} = \frac{V_{\min} + V_{\max}}{2} \tag{4-46}$$

Für Transportflugzeuge wird i.d.R. eine Crossover-Geschwindigkeit von 122 Metern pro Sekunde (400 Fuß/Sekunde bzw. 240 Knoten) verwendet [Bro11].

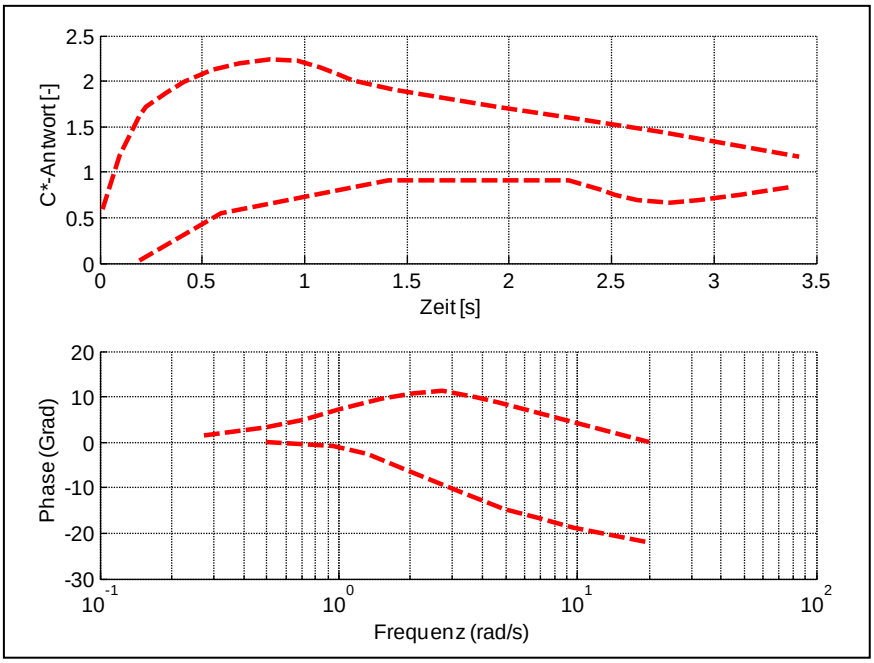


Abbildung 22 Grenzen der C*-Kriteriums für den Landefall

Im Fall der DA42 ist allerdings die Crossover-Geschwindigkeit mit ca. 56 m/s angesetzt. Zur Auswertung des C*-Kriteriums werden die Grenzen entsprechend Abbildung 22 genutzt. Das C*-Kriterium gibt sowohl Grenzen im Zeit- als auch im Frequenzbereich. Die hier zur Anwendung kommenden Grenzen sind diejenigen für den Landefall.

4.6.3 Bandbreitenkriterium

Das sogenannte Bandbreiten-Kriterium („Bandwidth. Criterion“) wurde ursprünglich Anfang der 80er Jahre von Hoh, Mitchell und Hodgkinson entwickelt ([Hod99], [Gib99]).
Das Bestreben bestand darin, ein Kriterium zu entwickeln, welches sich auf die damals neuartigen Fly-by-Wire-Konfigurationen mit ihren neuartigen Kommandosystemen und Übertragungsverhalten höherer Ordnung anwenden ließ. Die zugrunde liegende Herangehensweise bezog sich zudem auf regelungstechnische Anforderungen des offenen Regelkreises hinsichtlich der Stabilität.

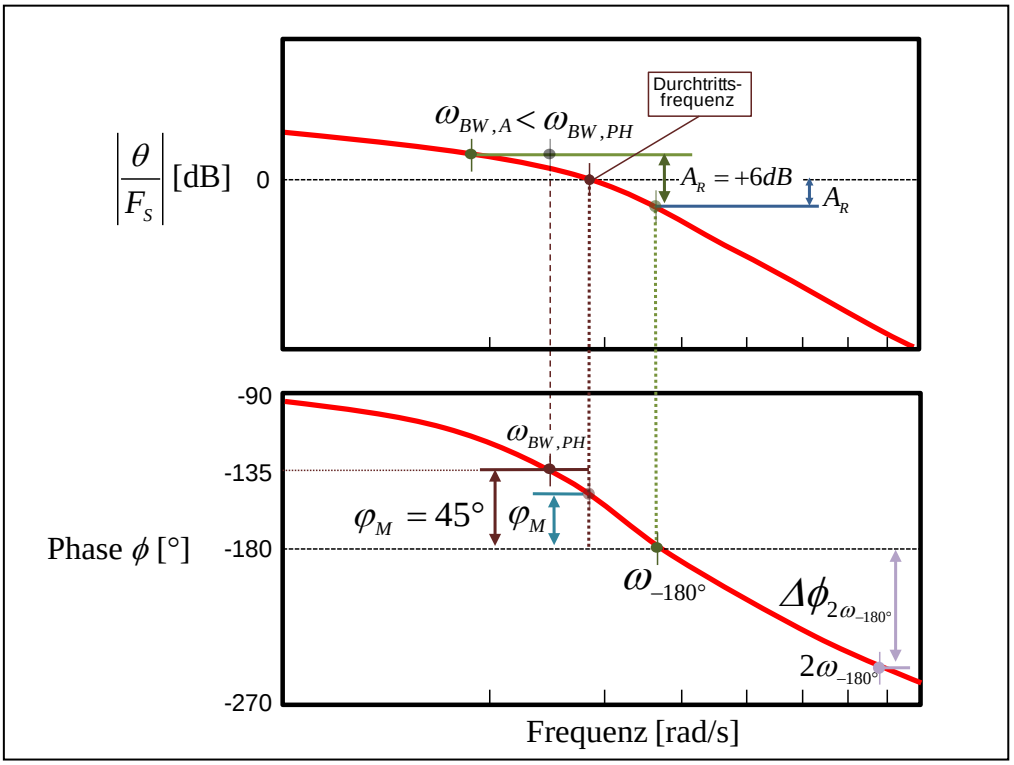


Abbildung 23 Bandbreitendefinition

Die normalerweise bei regelungstechnischen Anwendungen bzw. der Beschreibung von Übertragungsgliedern zur Anwendung kommende Bandbreite beschreibt diejenige Frequenz $\omega_{B,}$ bei der die Amplitude gegenüber dem Ausgangssignal (respektive der horizontalen Ausgangsamplitude) auf das 0.707-Fache abgefallen ist [Unb08]. Dies entspricht einem logarithmischen Abfall von exakt 3 Dezibel (dB).

Im Gegensatz dazu nutzt Hoh eine andere Definition. Ausgehend von der Übertragungsfunktion der Steuerkraft F_S auf die Nicklage (somit wäre das Steuerkraftsystem eigentlich im Regelkreis, die militärischen Zulassungen schließen dies allerdings aus, siehe [USD97]), beschreibt die Bandbreite ω_{BW} die kleinere der beiden Frequenzen, durch welche eine Amplitudenreserve von mindestens 6 Dezibel oder eine Phasenreserve von +45° sichergestellt wird. Dies ist anschaulich in Abbildung 23 dargestellt, für den Fall, dass die Amplitudenreserve ausschlaggebend ist (also $\omega_{BW,A}<\omega_{BW,PH}$).

$$\omega_{BW} = \min\left(\omega_{BW,A}\ ,\ \omega_{BW,PH}\right)\ [\text{rad/s}] \qquad (4\text{-}47)$$

Durch diese Definition ist sichergestellt, dass beim geschlossenen Regelkreis ausreichende Stabilität vorhanden ist. Der Pilot kann das Flugzeug bis zur Bandbreitenfrequenz zufriedenstellend steuern.

Es hat sich jedoch gezeigt, dass zur Beschreibung bzw. Bewertung der Flugeigenschaften diese reine Bandbreitendefinition nicht ausreicht. Dies gilt ganz besonders für die Beschreibung für Schwingungen mit dem Piloten im Regelkreis (PIOs). Gerade der Phasenabfall bei -180° (sogenannter „high-frequency phase-rolloff“) wird mit als eine der Ursachen für solche Schwingungen gewertet. Aus diesem Grund wurde eine zweite Beschreibungsgröße eingeführt, und zwar der Steigungsabfall zwischen der Frequenz bei -180° (ω_{-180}) Phasenverzug sowie dem Doppelten dieser Frequenz ($2\omega_{-180}$).

$$\tau_p = \frac{\Delta\phi_{2\omega_{-180}}\,[°]}{2\omega_{-180}\cdot(180/\pi)}\,[s] = \frac{\left|\phi(2\omega_{-180})\right| - 180°}{2\omega_{-180}\cdot(180/\pi)}\,[s] \qquad (4\text{-}48)$$

Wie (4-48) andeutet, lässt sich der berechnete Phasenabfall bzw. die Phasenrate entsprechend einer äquivalenten Totzeit interpretieren. Hierbei korrespondiert ein schneller Phasenabfall mit einer großen Totzeit und ein langsamer Phasenabfall mit einer kleinen Totzeit.

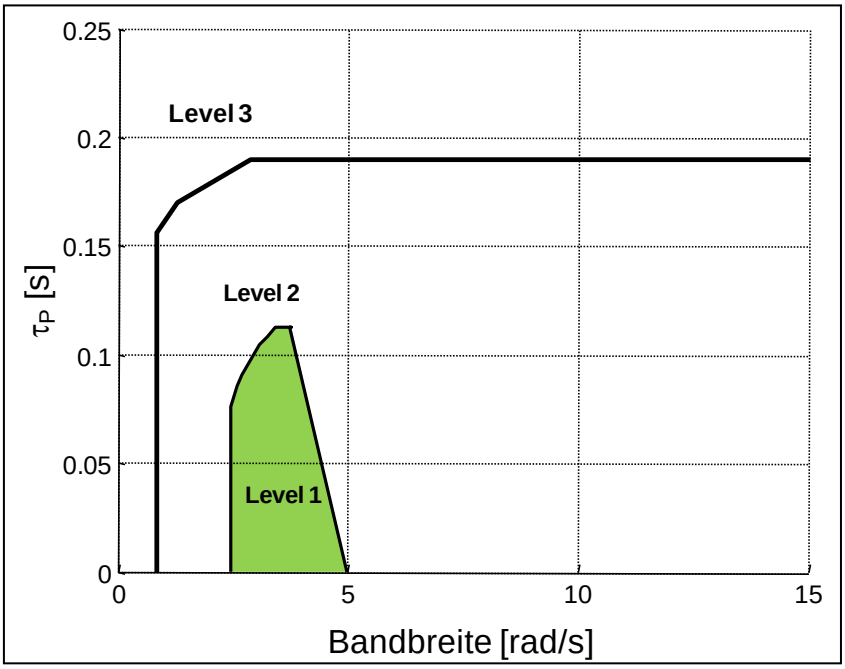


Abbildung 24 Auswertungsdiagramm des Bandbreiten-Kriteriums

Die Bandbreite sowie die äquivalente Totzeit werden schließlich in einem Auswertungsdiagramm entsprechend Abbildung 24 zusammengefasst. Hier ist – wie auch in den letzten Kapiteln – der Fall von Flugphase Kategorie „C“ dargestellt. Hinsichtlich der Grenzen zwischen Level 2 und Level 3 bestehen Unterschiede in der Literatur. In dieser Arbeit wurde konsequent ein konservativer Ansatz vertreten, bei dem eine horizontale Obergrenze entsprechend Abbildung 24 festgelegt ist.

Abbildung 20 zeigt die Erweiterung des Bandbreitenkriteriums ganz speziell im Hinblick auf piloteninduzierte Schwingungen.

4.6.4 Dropback

Das von Gibson entwickelte “Dropback“-Kriterium (vgl. [Adv82], [Gib99]) ist ein Zeitbereichskriterium, welches die maximale Nickrate („Pitch rate overshoot“) in Relation zum sogenannten „Dropback“ setzt.
Das dem Dropback zugrunde liegende dynamische Verhalten bzw. Übertragungsverhalten der Längsbewegung wurde bereits in Abbildung 18 detailliert beschrieben. Der Dropback berechnet sich dabei in Abhängigkeit der Bahn-Lage-Verzögerung und Bahnverzögerung entsprechend der bereits beschriebenen Formeln (4-34) und (4-35) zu:

$$\frac{DB}{q_{ss}} = \left(T_{\Theta 2} - T_{\gamma}\right) = \left(T_{\Theta 2} - \frac{2 \cdot \zeta_{AS}}{\omega_{AS}}\right) \quad \text{und} \quad T_{\gamma} = \frac{2 \cdot \zeta_{AS}}{\omega_{AS}} \tag{4-49}$$

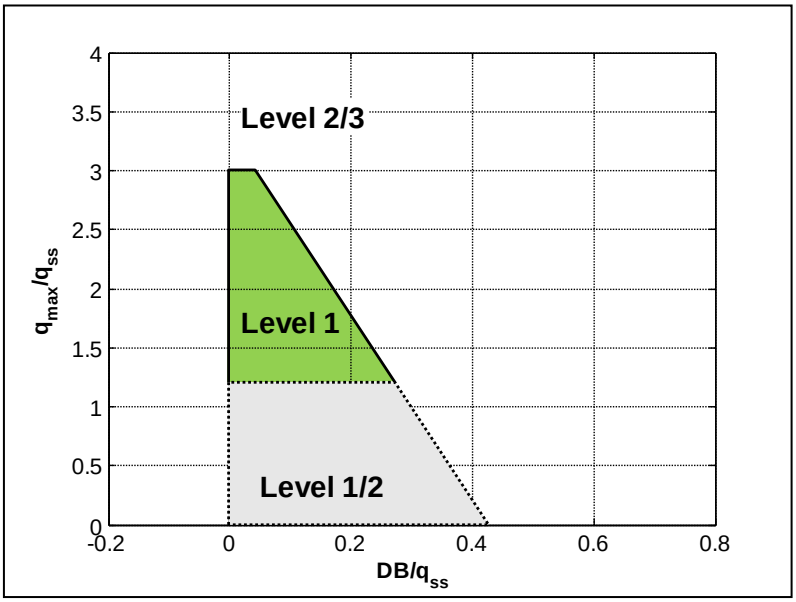


Abbildung 25 Dropback-Auswertungsdiagramm

Grundsätzlich wird durch den Dropback die Charakteristik der Nicklage des Flugzeugs beim Loslassen der Knüppeleingabe beschrieben. Der Dropback stellt hierbei das Verhältnis von Nicklage beim Loslassen zur stationären (End-)Nicklage dar. Ein positiver Dropback kennzeichnet sich dadurch, dass die stationäre Nicklage kleiner als die beim Loslassen ist. Das heißt, nach dem Ziehen lässt der Pilot den Knüppel los, danach nimmt das Flugzeug die Nase (nach einer sehr kurzen, weiteren Nicklagevergrößerung) nach unten.

Ein negativer Dropback, der sogenannte Overshoot, ist dabei zu vermeiden. Im Gegensatz zum Dropback geht hierbei der Anstieg der Nicklage kontinuierlich weiter (bis zum Stationärwert). Für den Piloten stellt allerdings dieses länger andauernde Aufnicken ein unvorhersehbares und unberechenbares Verhalten des Flugzeugs dar. Dies ist neben dem trägen und schwerfälligen Verhalten einer solchen Overshoot-Konfiguration der Grund, warum ein Overshoot in jedem Fall vermieden werden sollte. Zur Bewertung der Flugeigenschaften wird neben dem reinen Dropback zusätzlich die maximal auftretende Nickrate entsprechend Abbildung 25 bewertet. Das hierbei markierte „Level 1“ Gebiet beschreibt eine zur Feinjustierung der Flugzeugnase bestmögliche Flugzeugdynamik.

Ergibt sich im Zusammenhang mit einem (positiven) Overshoot eine zu hohe maximale Nickrate, so kann diese zu oszillatorischen Bewegungen sowie einer abrupten Flugzeugdynamik führen.
Die in den militärischen Anforderungskatalogen festgelegten Bereiche von zulässigem Dropback (in Relation zu q_{max}) unterscheiden jedoch nicht wie üblich zwischen Level 1, 2 und 3. Lediglich ein gewünschter Bereich ist gekennzeichnet. Dieser ist in Abbildung 25 als „Level 1“ gekennzeichnet. Die anderen Bereiche wurden deshalb, wie öfter zu finden, im Sinne eines fließenderen Übergangs mit 1/2, sowie 2/3 bezeichnet.

4.6.5 „Updated“ Dropback-Kriterium

Das von Gibson entwickelte Dropback-Kriterium wurde von Mitchel et al. erweitert zur reinen Beschreibung möglicher PIO-Kritikalitäten [Mit94]. Dabei wird jedoch im Unterschied zum allgemeinen Dropback die Differenz der Nicklagewinkel $\Delta\theta_{max}$ verwendet (siehe Abbildung 18). Hierdurch wird das Kriterium – im Unterschied zum Original – zum Beispiel weniger sensibel für Totzeiten.

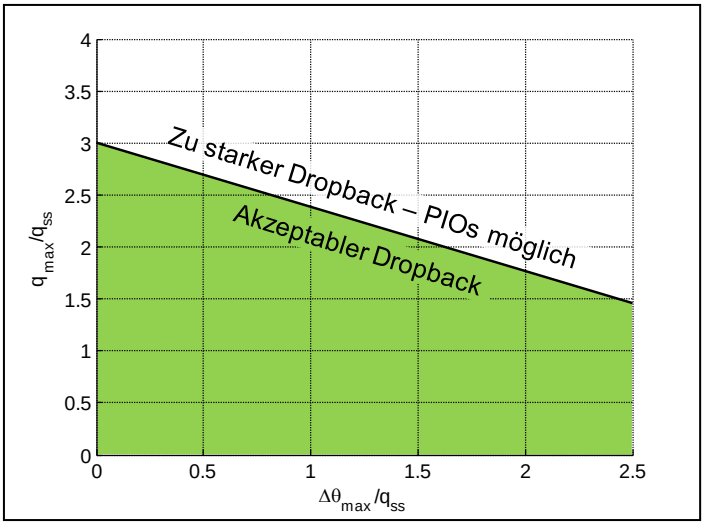


Abbildung 26 Auswertungsdiagramm des „Updated Dropback“-Kriteriums

Hierbei werden entsprechend Abbildung 26 nur zwei Kategorien unterschieden, zum einen, ob ein akzeptabler Dropback vorliegt (grün), zum anderen ob es potenziell zu PIOs kommen kann.

4.6.6 Transient peak ratio

Das „Transient peak ratio“-Kriterium, kurz TPR, ist ein Zeitbereichskriterium, welches das Überschwingverhalten bei einer Nickratenantwort charakterisiert. Hierbei werden unter anderem die Über- und Unterschwinger (daher „Peak Ratio“) bei einer Sprungantwort in Relation gesetzt. Dieses Kriterium, dessen Definition in Abbildung 27 bildlich dargestellt ist, ist ganz speziell für Nickratenkommandosysteme geeignet [Mit94].

Betrachtet man die Nickratenantwort in Abbildung 27, so ist als charakteristischer Parameter die stationäre Nickrate als horizontale Linie bei $q_{ss} = q_{\infty}$ eingezeichnet.

Zusätzlich werden noch zwei wichtige Zeiten benötigt, t_1 und t_2. Diese ergeben sich über das Anlegen einer Tangente an die Nickratenfunktion im Wendepunkt, respektive bei $\dot{q}_{max}$. Der Schnittpunkt dieser Tangente mit der Abszisse ergibt t_1, wobei diese Totzeit auch als äquivalente Totzeit bezeichnet wird.
Die Zeit t_2 wird per Definition am Schnittpunkt der Nickratenantwort mit der horizontalen Linie der stationären Nickrate erreicht. Beide Zeiten, sowie die zugrunde liegende geometrische Konstruktion, sind in Abbildung 27 dargestellt.
Die für die Namensgebung des Kriteriums relevanten Verhältnisse des ersten Über- und Unterschwingers Δq_1 und Δq_2 ergeben sich durch Differenzbildung der Extrema mit dem Stationärwert q_{ss}. Die Differenz Δt aus t_1 und t_2 wird als Anstiegszeit („Rise time“) bezeichnet.

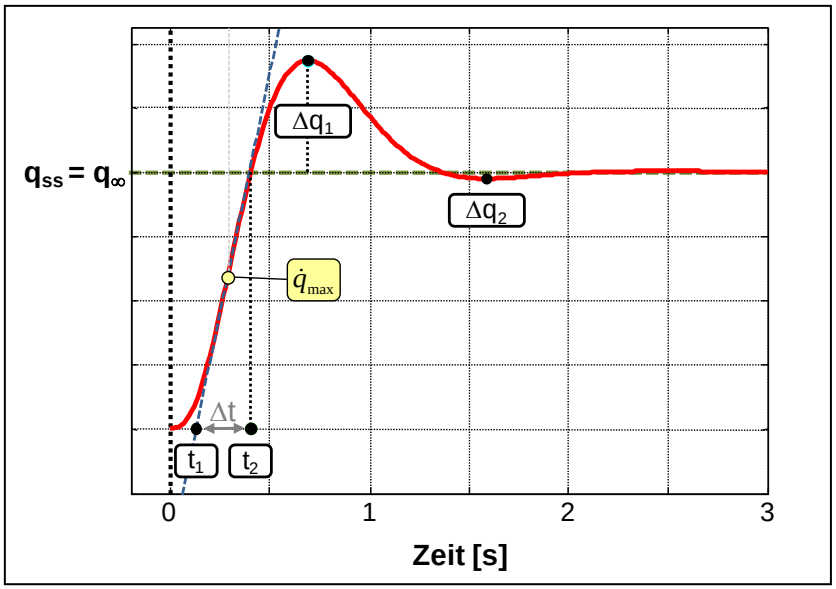


Abbildung 27 Definition des „Transient peak ratio“

Die Militärspezifikation gibt jeweils die numerischen Grenzen für die einzelnen Handling Qualities Level entsprechend Tabelle 6 an:

Level	t_1	max($\Delta q_1/\Delta q_1$)	min(Δt)	max(Δt)
1	≤ 0.12 s	≤ 0.30	$9/V_T$	$200/V_T$
2	≤ 0.17 s	≤ 0.60	$3.2/V_T$	$645/V_T$
3	≤ 0.21 s	≤ 0.85	-	-

Tabelle 6 Grenzen des TPR-Kriteriums (V_T in Fuß/s)

Die Anforderungen hinsichtlich der äquivalenten Totzeit sowie der transienten Überschwinger sind zusammen in Abbildung 28 dargestellt.
Die Werte für die Anstiegszeit, bei denen keine Spezifikation für Flugeigenschaften „Level 3“ besteht, leiten sich in Analogie zum Control Anticipation Parameter her.

$$CAP = \frac{\dot{q}_0}{n_{z\infty}} \overset{TPR}{=} \frac{q_{ss}/\Delta t}{\frac{V_0}{g} q_{ss}} = \frac{g}{V_0 \Delta t} \tag{4-50}$$

Zieht man die Grenzen für CAP („Flugphase Kategorie C“) aus Abbildung 21 (CAP_{min} = 0.16, CAP_{max} = 3.6) in Gleichung (4-50), so erhält man:

$$\frac{g}{3.6 \cdot V_0} \le \Delta t \le \frac{g}{0.16 \cdot V_0} = \frac{2.72}{V_0\,[\mathrm{m/s}]} \le \Delta t \le \frac{61.29}{V_0\,[\mathrm{m/s}]} = \frac{8.94}{V_0\,[\mathrm{ft}]} \le \Delta t \le \frac{201.09}{V_0\,[\mathrm{ft}]} \qquad (4\text{-}51)$$

Durch entsprechende Rundung ergeben sich somit die Werte aus Tabelle 6.

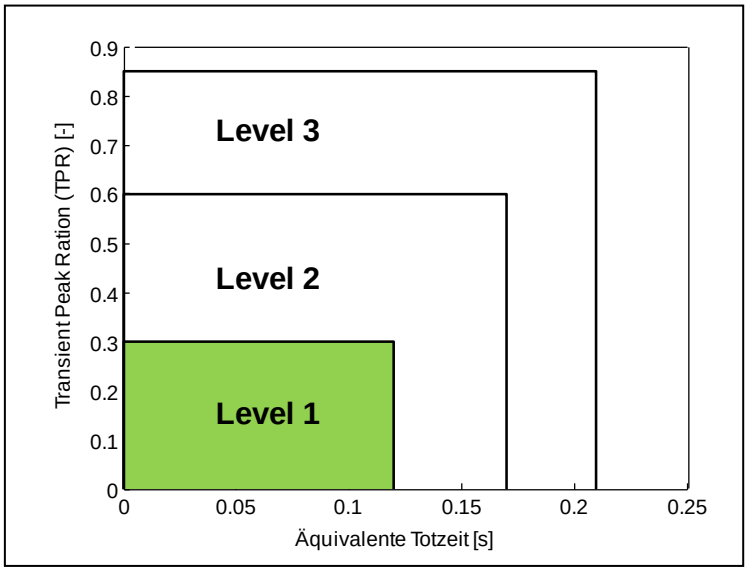


Abbildung 28 Auswertungsdiagramm des „Transient peak ratio“-Kriteriums

4.6.7 $\omega_{AS} \cdot T_{\theta 2}$ vs. ζ_{AS}

Ein sehr einfaches Kriterium stellt die Vorgabe des Produktes aus Anstellwinkelfrequenz ω_{AS} und Bahn-Lage-Verzögerung $T_{\Theta 2}$ in Abhängigkeit der Dämpfung (der Anstellwinkelschwingung) ζ_{AS} dar. Hier haben sich bereits gute Übereinstimmungen mit verschiedenen Datenbasen gezeigt (vgl. [USD97]).

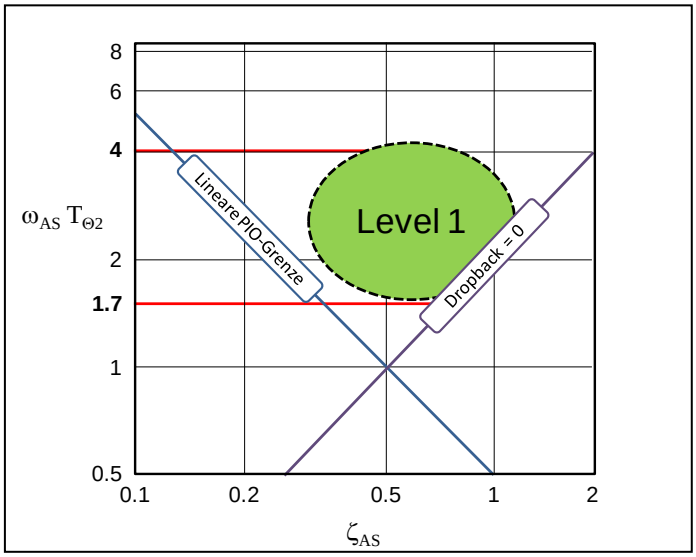


Abbildung 29 Definition zusätzlicher Grenzen (vgl. [Gib99])

Eine Darstellung der Grenzen findet sich im linken Teil von Abbildung 48 im Zusammenhang mit der Regler-Synthetisierung. Entsprechend verschiedener Verbesserungen (z.B. der Hinzunahme der linearen PIO-Grenzen, bzw. der Grenze für Dropback = 0) wurden die bestehenden

Grenzen angepasst. Der militärische Anforderungskatalog [USD97] rät daher eine Anhebung des ursprünglichen Kriteriums auf $\omega_{AS} \cdot T_{\Theta 2} \geq 1.85$ für Flugphase Kategorie „A“ (unter anderem also für Luftkampf, Luftbetankung, Geländefolge usw.). Für Kategorie „C“ finden sich allerdings keine Vorgaben. Dennoch wurden in Anlehnung an die Daten von Gibson entsprechend Abbildung 29 zwei Grenzen definiert:

$$1.7 \leq \omega_{AS} \cdot T_{\Theta 2} \leq 4.0 \qquad (4\text{-}52)$$

Diese Grenzen liegen unter den „MIL“-Anforderungen hinsichtlich Kategorie „A“. Da, wie beschrieben, Kategorie „A“ grundsätzlich die höchsten Anforderungen stellt, deckt sich dies sinnvoll mit den anderen Kriterien. Zudem erkennt man eine gute Übereinstimmung mit den ältesten Flugeigenschaftskriterien überhaupt, dem sogenannten „Flugeigenschafts-Fingerabdruck“ („Thumb print criterion“). Der Name leitet sich dabei aus der charakteristischen Form mit ihren Linien ab, welche an einen Fingerabdruck erinnern (siehe Abbildung 30). Hierbei wird für ein gegebenes $T_{\Theta 2}$ die Anstellwinkeldämpfung auf der Abszisse und die Frequenz auf der Ordinate eingetragen. Über die Konturlinien werden die unterschiedlichen Flugeigenschaften gekennzeichnet. Je nach Darstellungsform wird oft eine halblogarithmische Darstellung (mit logarithmischer x-Achse) verwendet, wodurch sich entsprechend die Konturen verzerren. In Abbildung 30 wurde eine nicht-logarithmische Darstellung gewählt.

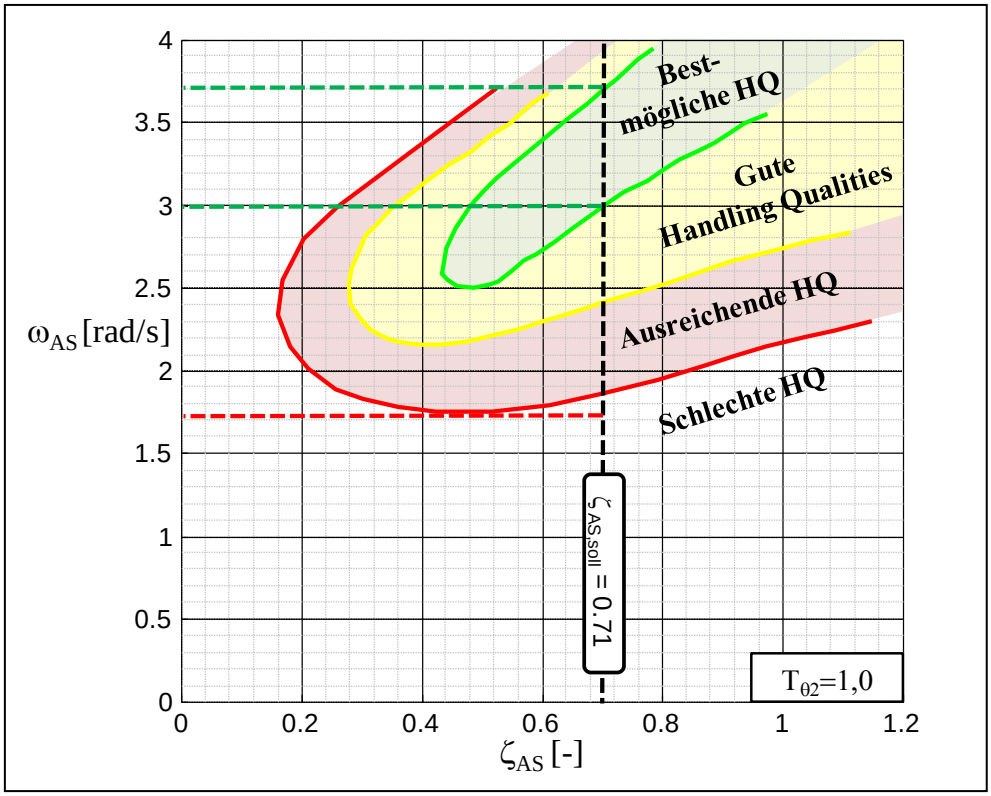


Abbildung 30 Sogenannte Pilotenbewertungs-Kontur (u.a. [Bro11], [Coo07], [Har55])

Wie man sieht, deckt sich für $T_{\Theta 2} = 1$ die minimale Grenze gerade noch „ausreichender“ Flugeigenschaften mit $\omega_{AS,min} \sim 1.7$. Die obere Grenze aus Gleichung (4-52) deckt sich mit dem Maximalwert $\omega_{AS,max} \sim 4$ bei der Dämpfung 0.71. Dies ist der hier angenommene optimale Dämpfungswert bei der Reglerauslegung $\zeta_{AS,soll}$.

4.6.8 Gibson Phase Rate (Average Phase Rate)

Ein weiteres Kriterium zur linearen PIO Vorhersage ist das sogenannte „Gibson Phase Rate“- bzw. „Average Phase Rate“-Kriterium. Wie einige andere Kriterien wurde es von Gibson [Gib99] entwickelt zur Bewertung des Phasenabfalls bei der Nicklageübertragungsfunktion im Bereich von $\omega_{-180°}$ bis $2\cdot\omega_{-180°}$. Die Berechnung erfolgt dabei in Analogie zur äquivalenten Totzeit des Bandbreitenkriteriums aus Kapitel 4.6.3.

$$APR = \left(\frac{\Delta\phi}{\Delta\omega}\right)_{\omega(-180°)} = \frac{\phi(\omega_{-180°}) - \phi(2\omega_{-180°})}{\omega_{-180°}} \; [\frac{°}{\text{Hz}}] \;] \qquad (4\text{-}53)$$

Das Diagramm zur Auswertung des „Gibson Phase Rate“-Kriteriums unterscheidet sich jedoch deutlich von der beim Bandbreitenkriterium (vgl. Abbildung 31). Während man die gleiche äquivalente Totzeit prinzipiell durch verschiedene Zähler- und Nenner-Werte erreichen kann, nutzt Gibson bei seiner Auswertung zusätzlich die Frequenz selbst, bei der -180° Phasenverzug auftritt, da diese sich als wichtig bei der Voraussage von PIOs herausgestellt hat [Gib99].

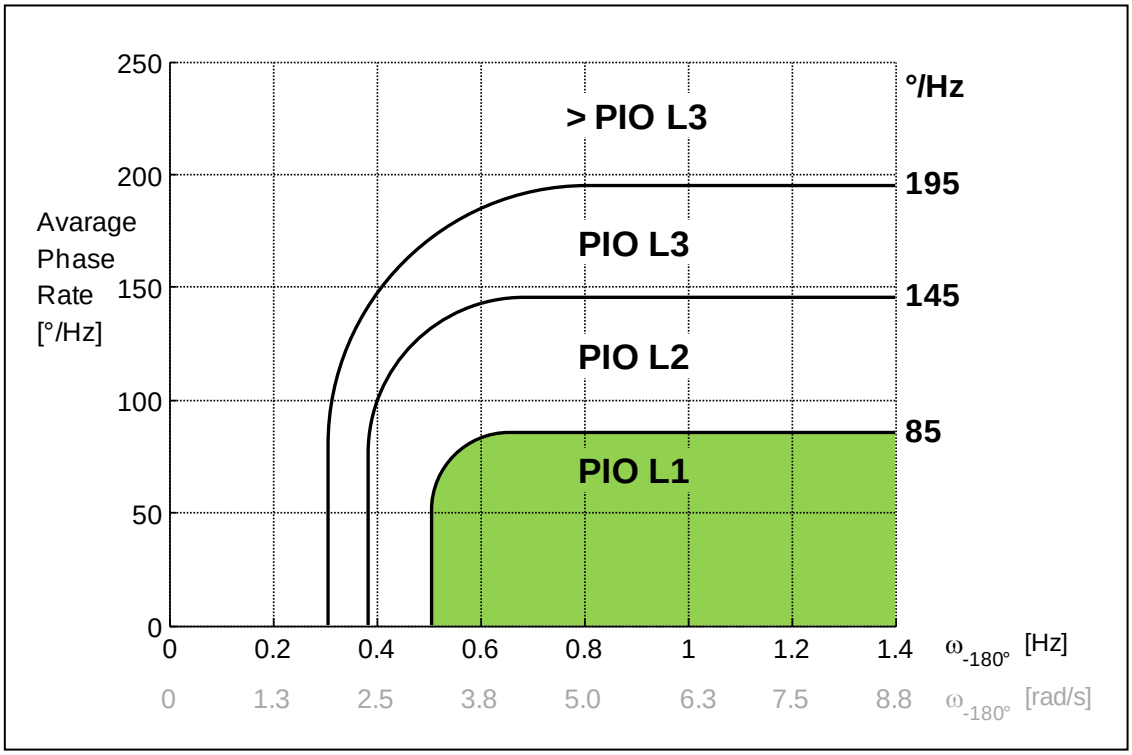


Abbildung 31 Auswertungsdiagramm des „Gibson Phase Rate“-Kriteriums

Zur Veranschaulichung sind zusätzlich zur „normalen“ Darstellung der Frequenz bei 180° Phasenverzug (welche normalerweise in Hertz auf der Abszisse angegeben wird) in Grau die entsprechenden Werte in rad/s eingezeichnet.

4.6.9 Lineare PIO Grenze

Als letztes Kriterium für PIOs soll die lineare PIO Grenze erläutert werden. Diese Grenze wird vielfach innerhalb von Flugeigenschaftskriterien dargestellt, da sich hier sehr anschaulich der Zusammenhang der unterschiedlichen Flugeigenschaftsparameter darstellen lässt und sehr fundamentale Grundsätze ableiten lassen (vgl. Abbildung 29 und Abbildung 48).
Die lineare PIO Grenze berechnet sich laut Gibson [Gib99] entsprechend:

$$2 \cdot \zeta_{AS} \cdot \omega_{AS} = \frac{1}{T_{\Theta 2}} \tag{4-54}$$

Ausgangsbasis für die Herleitung dieses Kriteriums ist der geschlossene Piloten-Flugzeug-Regelkreis aus Abbildung 32. Hier ist der Pilot als Proportional- und Neal-Smith-Modell dargestellt. Die farbliche Darstellung erläutert, dass das Neal-Smith-Modell (rot) ein Proportionalelement (blau) in Kombination mit einem Vorhalt-/Verzögerungselement plus Totzeit, somit quasi eine Erweiterung, darstellt. Der Vollständigkeit halber sind die zwei Möglichkeiten angegeben, dass der Pilot ein Kraftsignal (Stickkraft F_S) oder eine Stickposition (δ_S) als Ausgang besitzt.

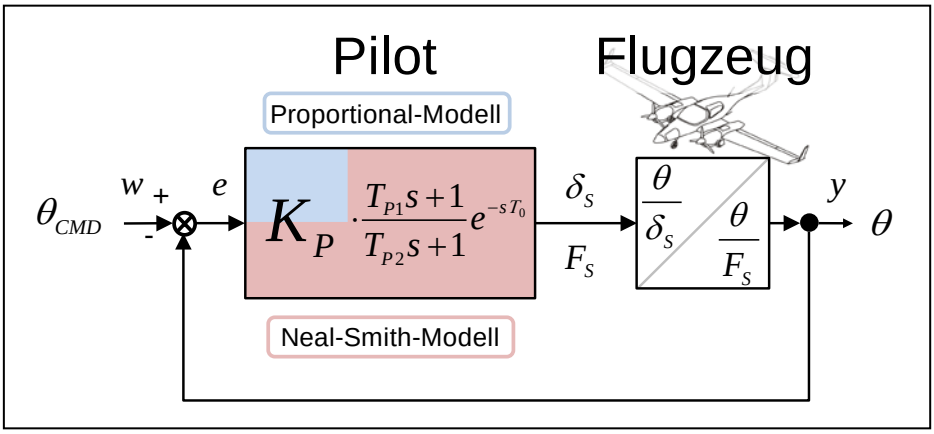


Abbildung 32 Gesamtsystem Pilot-Flugzeug

Für die folgenden Überlegungen soll der Pilot als reines Proportionalelement modelliert werden und weiter davon ausgegangen werden, dass das Ausgangssignal des Piloten die Stickposition ist. Unter Zuhilfenahme der Standard-Nicklagen-Übertragungsfunktion als Integration aus (4-25) ergibt sich die Übertragungsfunktion der offenen Kette (Pilot mal Flugzeug) zu:

$$F_0 = \frac{K_q \left(T_{\Theta 2} s + 1\right) \cdot K_P}{s\left(s^2 + 2\zeta_{AS}\omega_{AS} s + \omega_{AS}^2\right)} \tag{4-55}$$

Für das Nennerpolynom des geschlossenen Kreises ergibt sich:

$$F_{GRK} = \left(s^2 + 2\tilde{\zeta}_{AS}\tilde{\omega}_{AS} s + \tilde{\omega}_{AS}^2\right) \cdot \left(s + 1/\tilde{T}\right) \tag{4-56}$$

Die Tilde („~“) steht für die Werte des geschlossenen Piloten-Flugzeug-Kreises. Durch Koffezientenvergleich erhält man die Gleichung für die Dämpfung des GRK:

$$2\tilde{\zeta}_{AS}\tilde{\omega}_{AS} + 1/\tilde{T} = 2\zeta_{AS}\omega_{AS} \tag{4-57}$$

Beim Schließen des Kreises wandert die Integrator-Nullstelle schon für kleine Verstärkungen nach „links“ Richtung $T_{\Theta 2}$. Unter der Annahme, dass der GRK Dämpfung 0 hat (also instabil wird) und $\tilde{T} = T_{\Theta 2}$ ist, erhält man die obige Gleichung (4-54).

5 Quantitative Feedback Theorie

5.1 Einführung

Bei der Quantativen Feedback Theorie (sogenannten QFT) handelt es sich um ein Verfahren der Robusten Regelung, welches vor ca. 50 Jahren von Horowitz zur Regelung von Strecken mit Unsicherheiten entwickelt wurde ([Hor63], [Gar06]). Ziel war es, den Kompromiss zwischen notwendiger Rückführungsverstärkung, Reglerstruktur und -effizienz, zu erleichtern. Gleichzeitig sollten alle vorhandenen Unsicherheiten betrachtet und mit einbezogen werden. Hieraus leitet sich auch der Begriff „Quantitativ“ bei der QFT ab, denn erklärtes Ziel ist es, einen Regler zu entwerfen, welcher die gewünschten Anforderungen mit minimaler Regler-Verstärkung erfüllt, um damit maximale Robustheit und Stabilität zu gewährleisten. Ein detaillierter historischer Abriss zur Quantitativen Feedback Theorie findet sich zum Beispiel in [Gar06]. Des Weiteren haben sich [Yan99] und [Hou06] als Standardwerke etabliert.

Obwohl die QFT Methode primär als mathematisch regelungstechnischer Ansatz entwickelt wurde, hat sie sich auch im Luftfahrtbereich etabliert, gerade wegen ihrer Transparenz und der Verwendung des Nichols-Diagramms (des sogenannten „Nichols Charts“). Denn gerade im Luftfahrtbereich hat sich das Nichols-Diagramm weit verbreitet und gehört zum Handwerkszeug jedes Flugregelungsingenieurs. Im Sinne der klassischen Regelungstechnik wird es jedoch allzu oft nicht behandelt. Aus diesem Grund werden nochmals die wichtigsten Aspekte und Formeln im folgenden Kapitel kurz zusammengefasst.

Der gesamte Reglerentwurf erfolgt bei der QFT-Methode im Frequenzbereich, wobei sichergestellt werden soll, dass die vorher definierten Frequenzbereichsgrenzen trotz aller im System befindlichen Parameterunsicherheiten und unbekannter Störungen nicht verletzt werden. Die Nutzung des Nichols-Diagramms erleichtert zudem die Betrachtung und Bewertung von Totzeiten enorm. Daneben erlauben entsprechende Erweiterungen der QFT Methode die Betrachtung und Auslegung von SISO („single-input / single-output“), MISO („multiple-input / single-output“) und MIMO-Systemen („multiple-input / multiple-output“).

Das prinzipielle Vorgehen bei jedem QFT-Entwurf lautet wie folgt:

- Streckenmodellierung (mit Unsicherheiten)
- Ermittlung des Wunschübertragungsverhaltens
- Erzeugung der Parameterunsicherheitsflächen (sogenannten Templates)
- Berechnung der Grenzen sowohl für Führungsverhalten als auch Stabilität und Störungsverhalten (sofern gewünscht) und der resultierenden Gesamtgrenze
- Reglerentwurf (sog. „Loop Shaping“)
- Vorfilterentwurf (sog. „Pre-Filter Shaping“)
- Simulation und Validierung der Ergebnisse

5.2 Nichols-Diagramm

Das Nichols-Diagramm (oftmals auch Amplituden-Phasendiagramm) ist eine spezielle Frequenzgangdarstellung, bei der die logarithmisch dargestellte Amplitude (in Dezibel) auf der Ordinate gegenüber dem Phasenwinkel in Grad auf der Abszisse dargestellt wird. Die entstehende Ortskurve als Funktion der Frequenz ω wird als Nichols-Ortskurve bezeichnet. Die Achsenwerte als Nichols-Koordinaten. Der große Vorteil – in Analogie zum Bodediagramm – ergibt sich aus der (halb) logarithmischen Darstellung, bei der eine Verstärkung zu einer Parallelverschiebung in y-Richtung führt. Entsprechend führt eine Betragsinversion zu einer Spiegelung an der x-Achse (0 dB Linie). Gleichzeitig lassen sich bei der beschriebenen Darstellung, in Anlehnung an das Nyquist-Diagramm, Stabilitätsprobleme sehr anschaulich erkennen und interpretieren. Ein Nachteil besteht in der Parametrierung nach der Frequenz. Im Gegensatz zur Darstellung im Bodediagramm geht hierbei die Frequenzinformation verloren. Der jedoch größte Vorteil liegt in der Möglichkeit, Werte konstanter Amplitude und Phase des geschlossenen Kreises („Closed Loop“) mit einzuzeichnen und in direkte Beziehung zum Frequenzgang der offenen Kette zu setzen. Die zugrundeliegenden Beziehungen sollen hier kurz erläutert werden. Betrachtet man die Führungsübertragungsfunktion des geschlossenen Regelkreises und dessen Inverse

$$F_w(s)=\frac{F_0(s)}{1+F_0(s)} \;\rightarrow\; F_w^{-1}(s)=1+F_O^{-1}(s) \tag{5-1}$$

so erhält man nach Übergang auf Polarkoordinaten

$$\frac{1}{M}e^{-j\phi_M}=1+\left|F_O(j\omega)\right|^{-1}e^{-j\phi_0} \;\text{ mit }\; M=:\left|F_w(j\omega)\right| \tag{5-2}$$

Hierbei beschreibt *M* den Betrag des geschlossenen Kreises. Man erhält somit eine Kreisschar um den Ursprung (Radius = 1/*M*) auf der linken Seite und auf der rechten Seite einen um „1“ auf der reellen Achse verschobenen Zeiger.

$$F_O^{-1}(j\omega)=\left|F_O(j\omega)\right|^{-1}e^{-j\varphi_0} \;\rightarrow\; \left|F_O^{-1}\right|_{dB}=-\left|F_O\right|_{dB} \;\text{ und }\; \varphi\left(F_O^{-1}\right)=\varphi\left(F_O\right) \tag{5-3}$$

Ganz allgemein lässt sich formulieren:

$$\left|F_O(j\omega)\right|_{dB}=-\left|\frac{1}{\left|F_w(j\omega)\right|}e^{-j\arg(F_w)}-1\right|_{dB} \;\text{ und }\; \varphi\left(F_0(j\omega)\right)=-\arg\left(\frac{1}{\left|F_w(j\omega)\right|}e^{-j\arg(F_w)}-1\right) \tag{5-4}$$

Aus dem inversen Frequenzgang ergibt sich sowohl ein inverser Betrag als auch ein negativer Phasenwinkel. Nach den Logarithmus-Rechenregeln entspricht dies einer Spiegelung an der „0-dB“ Linie und für die Phase an der „φ=0°“-Linie. Wendet man Gleichung (5-3) auf (5-2) an, so kann man für konstantes M schreiben:

$$\left|\hat{F}_O\right|_{dB}=-\left|\frac{1}{M}e^{j\varphi_M}-1\right|_{dB} \;,\; \varphi\left(\hat{F}_O\right)=-\arg\left(\frac{1}{M}e^{j\varphi_M}-1\right) \tag{5-5}$$

Die daraus entstehenden Kurven nennt man Nichols-*M*-Kreise („*M*-Circles“). Analog erhält man für konstantes φ die sogenannten Nichols-φ_M-Kurven:

$$\left|\tilde{F}_O\right|_{dB}=-\left|\frac{1}{M}e^{j\varphi_M}-1\right|_{dB} \;,\; \varphi\left(\tilde{F}_O\right)=-\arg\left(\frac{1}{M}e^{j\varphi_M}-1\right) \tag{5-6}$$

Das Dach- „^“ und Tildezeichen „~“ stehen hier jeweils für konstant gehaltene Phasenwinkel und Verstärkungen des geschlossenen Regelkreises. Das Einzeichnen von Nichols-*M*-Kreisen und Nichols-φ_M-Kurven ergibt letztendlich das Nichols-Diagramm („Nichols Chart“).
An den Schnittpunkten der offenen Kette mit den Nichols-*M*-Kreisen und Nichols-φ_M-Kurven ergibt sich sofort der Frequenzganz des geschlossenen Kreises. Bei eingezeichneter Frequenz können die Werte direkt in ein Bodediagramm übertragen werden und somit der geschlossene Regelkreis (GRK) dargestellt werden. Dies ist exemplarisch in Abbildung 33 dargestellt. Die farbliche Darstellung erleichtert hierbei die Zuordnung zwischen den Werten der offenen Kette („Open Loop“) und des geschlossenen Kreises („Closed Loop“).

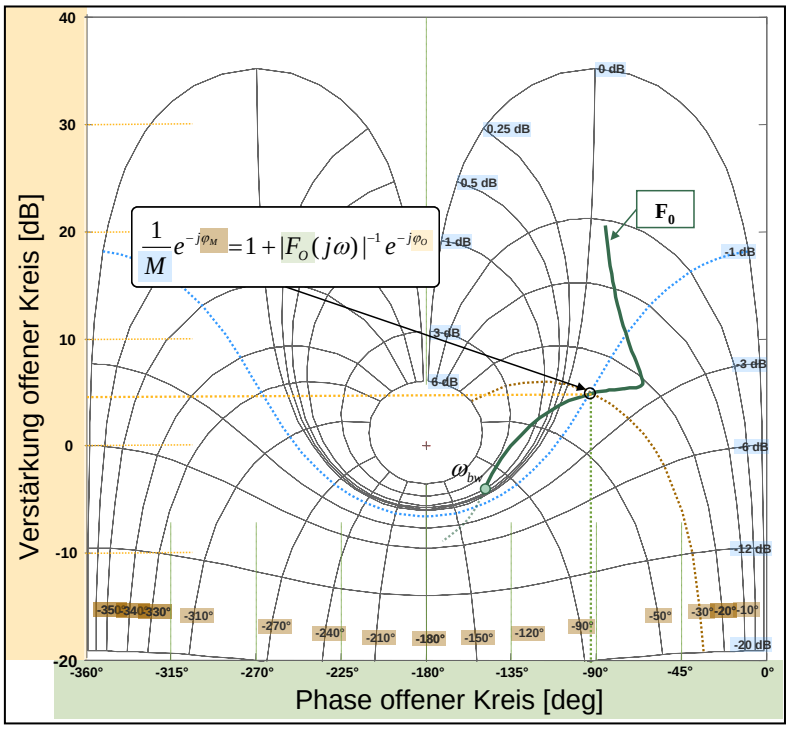


Abbildung 33 Nichols-Diagramm mit M-φ_M-Kurven

5.2.1 Stabilitätsradius / Nichols-Diamant

Ein typisches Maß für Robustheit sind sowohl Phasen- als auch Amplitudenrand. Betrachtet man jedoch den kritischen Punkt z.B. im Nyquist-Diagramm, so erkennt man, dass beide nur dazu dienen, einen Abstand zum kritischen Punkt „-1“ zu garantieren. Ein sogenanntes Stabilitätsgebiet stellt in jedem Fall den sichersten Weg dar (gerade bei kompliziert verlaufenden Ortskurven), die notwendige Stabilität zu garantieren und zu überprüfen.

Geht man von einem Radius r_S zum kritischen Punkt aus, so entspricht dieser einem an der „0-dB“-Linie gespiegelten Nichols-*M*-Kreis (siehe linke Seite in Abbildung 34). Wie man unschwer erkennt (analog in Bezug auf *M*-Kreise konstanter Verstärkung des GRK), sind die resultierenden Ellipsen unsymmetrisch. Nach oben und nach unten ergeben sich somit unterschiedliche Amplitudenreserven. Gerade in der Flugregelung mit zum Teil instabilen Strecken ist dies nicht zweckdienlich. Um dies zu kompensieren, wurde ein modifiziertes Kreisgebiet festgelegt, das eine symmetrische obere und untere Amplitudenreserve garantiert.

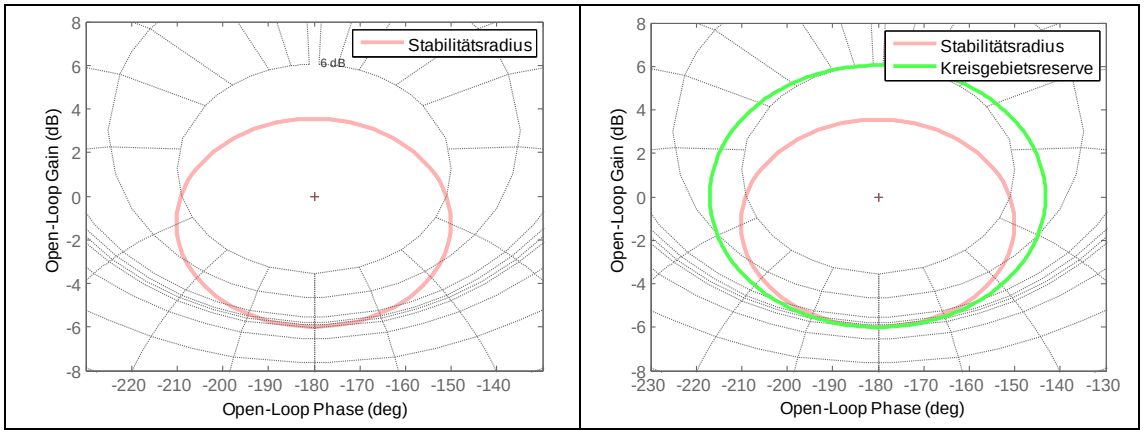


Abbildung 34 Stabilitätsradien in Nichols-Koordinaten

Der sogenannte Nichols-Diamant, welcher in der Luftfahrt sehr gebräuchlich ist, approximiert das symmetrische Stabilitätsgebiet mittels Geraden (siehe Abbildung 35). Er garantiert eine Amplitudenreserve von 6 dB (~2) bei -180° Phase und darüber hinaus eine kombinierte Phasen-/Amplitudenreserve von A_R = 3dB und φ_R = 35°.

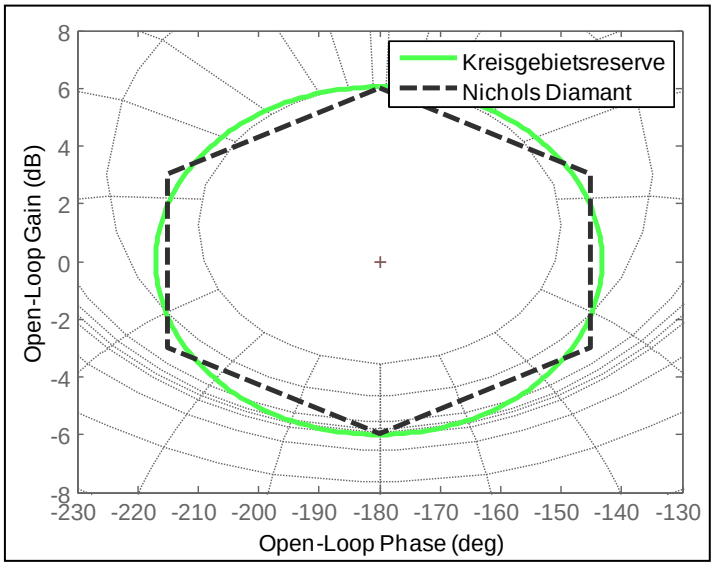


Abbildung 35 Nichols Diamant

Möchte man nun in einer Vielzahl von Trimmpunkten, respektive Betriebspunkten, eine geregelte Strecke untersuchen, so hat sich der sogenannte Stabilitätsradius ρ_{SR} etabliert. Hierbei wird jeweils pro Betriebspunkt ein Nichols-Diamant gezeichnet, der die zu untersuchende Ortskurve jeweils genau an einer Stelle berührt (entweder an den Flanken oder den Eckpunkten). Aus den Größenverhältnissen von neuem Diamant zu Referenzdiamant lässt sich die Stabilitätsanalyse auf eine Zahl reduzieren. Ein Stabilitätsradius kleiner „1“ bedeutet, dass die Stabilitätskriterien verletzt wurden. Somit wird für ausreichende Stabilitätsreserven gefordert, dass der Stabilitätsradius stets größer gleich „1“ ist:

$$\rho_{SR} \geq 1 \tag{5-7}$$

5.3 QFT Grundlagen

Wie bereits angesprochen, dient die QFT Methode als Verfahren zur robusten Reglerauslegung für unsicherheitsbehaftete Strecken. Grundsätzlich unterscheidet man bei der Einordnung von Modellunsicherheiten parametrische (sogenannte strukturierte) Unsicherheiten und dynamische (sogenannte unstrukturierte) Unsicherheiten. Bei strukturierten Unsicherheiten kann man davon ausgehen, dass die Ordnung und Struktur der Strecke jeweils bekannt ist, lediglich die darin befindlichen Parameter unterschiedliche Werte annehmen. Im Gegensatz dazu sind dynamische Unsicherheiten davon geprägt, dass nicht berücksichtige Dynamik zu frequenzabhängigen Fehlern führt. Modelle sind grundsätzlich mit dynamischen Unsicherheiten behaftet, da sie jeweils nur ein Abbild der realen Wirklichkeit darstellen und der Detaillierungsgrad der Modellierung nur ausreichend hoch, aber nie perfekt sein kann. Dennoch ist es das Ziel jeglicher Systemmodellierung, den sinnvollen Kompromiss zwischen Modellierungsgrad, respektive Modellierungstiefe, also akzeptablem Aufwand und tolerierbarem Fehler, zu finden.

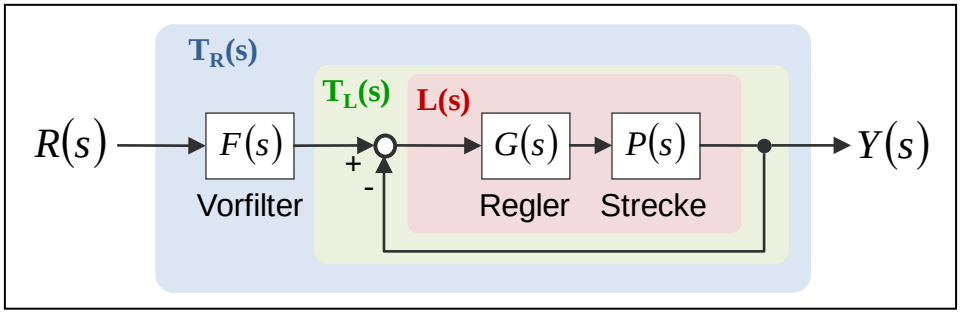


Abbildung 36 QFT SISO Struktur

Das grundsätzliche QFT-Verfahren soll hier kurz skizziert werden, um ein besseres Verständnis für die Detailanpassungen und Adaptionen hinsichtlich der Anforderungen für den Einsatz als Flugregelungssystem zu bekommen. Eine ausführliche Beschreibung der Quantitativen Feedback Theorie findet sich unter anderem in [Hou06] und [Yan99].

Eine QFT Auslegungsprozedur umfasst grundsätzlich folgende Schritte (vgl. [Hou06]):

1. Festlegung der zulässigen Grenzen hinsichtlich des Führungs- bzw. Folgeverhaltens
2. Festlegung der Streckenmodelle inklusive zugehöriger Unsicherheiten
3. Extrahierung der parametrischen Unsicherheitsgebiete an den jeweiligen gewünschten Auslegungsfrequenzen
4. Auswahl der Nominal- bzw. Referenzstrecke
5. Bestimmung der Stabilitätsgrenzen (U-Kontur) im Nichols-Diagramm
6. Erzeugung der finalen Auslegungsgrenzen hinsichtlich Folgeverhalten und Verschneidung aller Grenzen zur finalen Gesamtauslegungsgrenze
7. Synthetisierung eines Reglers, welcher die Anforderungen an die innere Regelschleife erfüllt
8. Synthetisierung eines Vorfilters zur Erfüllung der Gesamtanforderung
9. Lineare und nichtlineare Simulation

Die vorgestellte Auslegungsprozedur bezieht sich auf den im Weiteren vorgestellten Regelungsalgorithmus und weicht deshalb möglicherweise von einem Standardvorgehen ab. Ziel dieser Arbeit ist es nicht, Veränderungen am bestehenden Algorithmus zu entwickeln, vielmehr dient selbiger lediglich als „Mittel zum Zweck“. Kern der Arbeit stellt die methodische und konsistente Auswahl des für Kleinflugzeuge sinnvollen Folgeverhaltens und der Stabilitätsgrenzen dar und daraus resultierende notwendige Anpassungen bzw. Adaptionen. Die Quantitative Feedback Theorie bietet sich hier besonders an, da es Grundlage aller Flugeigenschaftskriterien ist, stets zulässige (wie auch immer geartete) Bereiche vorzugeben, in denen die Flugeigenschaften durchweg als exzellent, akzeptabel oder auch unannehmbar gekennzeichnet werden. Im Umkehrschluss daraus ist der Ansatz der vorliegenden Arbeit, eine Reglerentwicklung anzustreben, welche die Einhaltung eben dieser Bereiche gewährleistet, ohne auf eine punktuelle Auslegung zu bestehen. Das heißt, der hier demonstrierte Regelungsansatz stellt sicher, dass sich die Flugeigenschaften über die gesamte Enveloppe stets im exzellenten Bereich befinden. Welche Werte jedoch jeweils im Einzelfall erreicht werden, ist von Flugzustand zu Flugzustand unterschiedlich und im Vorfeld nicht absehbar. Des Weiteren garantiert die QFT-Methode, dass die festgesetzten Grenzen mit minimaler Regler-Verstärkung erreicht werden, bei gleichzeitiger Einhaltung der gewünschten Stabilitätseigenschaften. Zu dem gewünschten Ergebnis kann man natürlich auch auf anderem Weg ohne den QFT Ansatz gelangen, jedoch liefert die QFT-Auslegungsmethodik für den Flugregelungsingenieur ein Höchstmaß an Transparenz und Nachvollziehbarkeit, welches zum Beispiel mittels reiner Optimierung in keinster Weise zu erreichen ist.

In der verfügbaren Fachliteratur wird jedoch der QFT Ansatz sehr häufig aus rein regelungstechnischer Sicht angewendet, oftmals auch bei der Regelung von Flugzeugen. In diesen Fällen wurde versucht, Erfahrungen aus anderen Anwendungsgebieten eins-zu-eins in die Luftfahrt zu portieren. Allerdings, gerade im Hinblick auf die Gewährleistung exzellenter Flugeigenschaften, muss dieser Ansatz bzw. das Vorgehen allgemein entsprechend modifiziert und angepasst werden. Exemplarisch sei die Verwendung der gewünschten Auslegungsfrequenzen angeführt. Oftmals wurden für den gesamten Reglerentwurf nur eine Hand voll Frequenzen zur Auslegung genutzt. Es hat sich jedoch in dieser Arbeit gezeigt, dass gerade die Region bis 10 rad/s ausschlaggebend für den Erfolg des Reglerdesigns, respektive der Flugeigenschaftserfüllung, ist.

Frequ.	**0.1**	**0.2**	**0.3**	**0.4**	**0.5**	**0.6**	**0.7**				$\omega < 1$ rad/s
ω	**1**	**1.5**	**2**	**3**	**4**	**5**	**6**	**7**	**8**	**9**	$1 \leq \omega < 10$ rad/s
(rad/s)	**10**	**14**	**20**	**25**	**30**	**40**	**60**	**90**			$\omega \geq 10$ rad/s

Tabelle 7 Auslegungsfrequenzen zur Reglersynthese

Nur durch eine genügend große Zahl von Auslegungsfrequenzen lassen sich gewünschte Dynamikcharakteristika widerspiegeln und entsprechendes Sollverhalten aufprägen. Aus diesem Grund wurden in dieser Arbeit insgesamt 17 Frequenzen kleiner gleich 10 rad/s gewählt, um diesem Problem entgegenzuwirken.

5.3.1 Festlegung der zulässigen Führungsgrenzen

Die Festleung der Grenzen ist, wie bereits angedeutet, ein ganz grundlegender Teil dieser Arbeit und wird aus diesem Grund in einem eigenen Kapitel detailliert beschrieben.

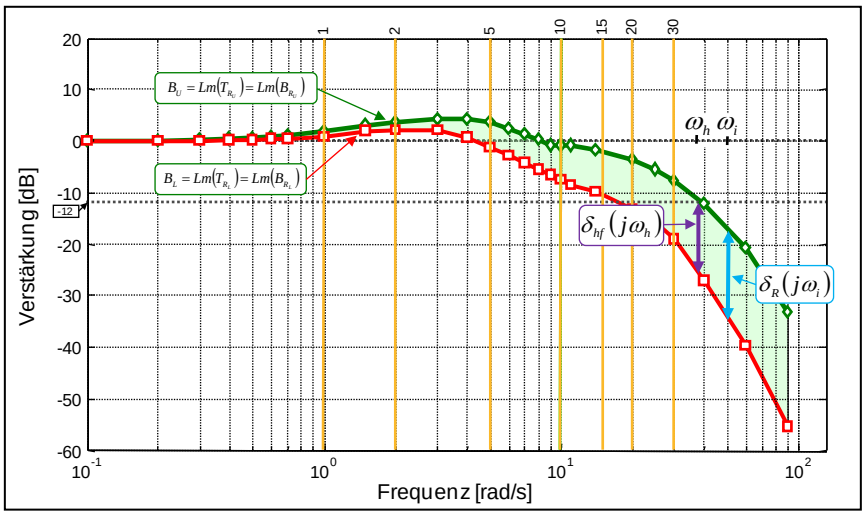


Abbildung 37 Führungsgrenzen im Frequenzbereich

Hier soll lediglich, wie in Abbildung 37 dargestellt, von einer zulässigen oberen und unteren Grenze im Frequenzbereich ausgegangen werden.

Die im Folgenden oft gebrauchte Bezeichnung *Lm* stellt den sogenannten logarithmischen Betrag – engl. „log magnitude“, also $log_{10}|G(s)|$ – dar. Die in Abbildung 37 dargestellten Grenzen, die obere Übertragungsgrenze wird hierbei als $B_U(j\omega)$ („upper boundary“) und die untere als $B_L(j\omega)$ („lower boundary“) bezeichnet, ergeben sich aus der flugeigenschaftszentrierten Auslegungsmethode. Darüber hinaus stellt das QFT Verfahren bestimmte Anforderungen: Ab der Durchtrittsfrequenz ω_C, also dem Durchgang durch die „0“-dB-Linie, muss die Amplitudendifferenz zwischen oberer und unterer Grenze stetig zunehmen. Ab der sogenannten Hochfrequenz-Grenze, welche sich durch Schnittpunkt der oberen Schranke mit der -12dB-Linie ergibt, muss die Differenz zwischen oberer und unterer Grenzen größer sein als die Variation in der Streckendynamik. In der Abbildung oben ist beispielhaft die Amplitudendifferenz $\delta_R(j\omega_i)$ an einer beliebigen Frequenz ω_i dargestellt.

Im Rahmen der vorliegenden Arbeit hat sich jedoch gezeigt, dass die Grenzen des gewünschten Führungsverhaltens möglichst eng zu stecken sind, denn dadurch ist garantiert, dass auch bei minimaler Verletzung dennoch eine akzeptable Flugzeugreaktion zu erwarten ist. Es muss jedoch eine Abwägung erfolgen, da eine zu eng gesteckte Anforderung einen erfolgreichen Reglerentwurf aufwändig, wenn nicht sogar unmöglich macht.

Es muss im Laufe des Auslegungsprozesses sichergestellt sein, dass die Übertragungsfunktionen des geschlossenen Regelkreises $T_R(j\omega)$ innerhalb der festgelegten Grenzen verbleiben:

$$|B_L(j\omega_i)|_{dB} \le |T_R(j\omega_i)|_{dB} \le |B_U(j\omega_i)|_{dB}$$

$$|B_L(j\omega_i)|_{dB} \le \left|\frac{F(j\omega_i)\cdot G(j\omega_i)\cdot P_n(j\omega_i)}{1+G(j\omega_i)\cdot P_n(j\omega_i)}\right|_{dB} \le |B_U(j\omega_i)|_{dB} \tag{5-8}$$

Da es sich hierbei um Frequenzbereichsgrenzen handelt, muss die Einhaltung gewünschter Zeitbereichsanforderungen nach dem Reglerentwurf jeweils neu überprüft werden.

5.3.2 Festlegung der Streckenmodelle inklusive zugehöriger Unsicherheiten

In der vorliegenden Arbeit kommen zur Reglerauslegung nur parametrisch strukturierte Unsicherheiten zur Anwendung. Das heißt, die Modellstruktur ist bekannt, jedoch variieren die darin befindlichen Parameter. Zur Erläuterung und allgemeinen Darstellung des Auslegungsprozesses soll exemplarisch die lineare, zeitinvariante Übertragungsfunktion eines *I-T₁*-Elementes mit den Parameter K und a entsprechend

$$P(s) = \frac{K \cdot a}{s(s+a)} \quad \text{mit} \quad K \in (K_{\min}, K_{\max}) \ , \ a \in (a_{\min}, a_{\max}) \tag{5-9}$$

untersucht werden (vgl. [Hou06]). In Abbildung 38 ist im rechten Teil beispielhaft die zweidimensionale Parameterunsicherheitsfläche für K und a dargestellt.

Wählt man exemplarisch a_{min} = 1 und a_{max} = 10 und K_{min} = 1 und K_{max} = 10, so erhält man für die in Abbildung 38 abgebildeten Parameterkombinationen (dargestellt als „A“ bis „D“) jeweils vier unterschiedliche Strecken-Übertragungsfunktionen. Für alle vier Strecken ergibt sich ein unterschiedlicher Amplituden- und Phasenverlauf. Ziel des Reglers ist es, für alle diese Streckenvariationen, bei gleichzeitiger Einhaltung aller Stabilitätsforderungen, ein vorgegebenes Führungsverhalten zu erreichen. Die Standard QFT SISO Regelungsstruktur ist in Abbildung 36 dargestellt. Sie besteht aus einem Regler im Vorwärtszweig G(s), ergänzt um einen Vorfilter F(s). Zeichnet man nun den sich ergebenden Frequenzgang für die oben beschriebenen Strecken für ausgewählte Frequenzen in das Nicholsdiagramm ein, so erhält man die im linken Bereich von Abbildung 38 dargestellte Fläche (in diesem Fall für die Frequenz „1“ rad/s). Diese Flächen werden im Rahmen der QFT-Theorie als Frequenzschablonen („Frequency Templates“) bezeichnet. Die Eckpunkte korrespondieren dabei direkt mit den in der Parameterfläche eingezeichneten Punkten. Die Kanten entsprechen in diesem Beispiel jeweils einem extremalen Parameter bei Variation des anderen. Eine nicht-extremale Kombination der beiden Parameter führt zu Punkten, die innerhalb der Fläche liegen.

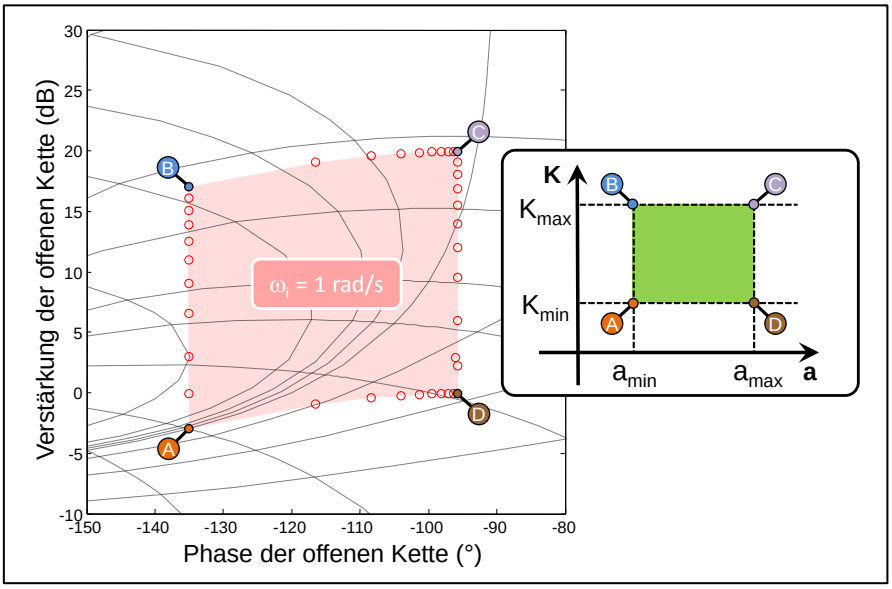


Abbildung 38 Unsicherheitsgebiet und Frequenzschablone ([Hou05], [Hou06])

Im Falle der vorliegenden Arbeit ist die Streckendynamik durch eine Zwei-Freiheitsgrad-Näherung der Anstellwinkelschwingung und daraus abgeleiteter Übertragungsfunktion der Nickrate gegeben. Selbige ergibt sich zu:

$$\frac{q(s)}{\eta(s)} = \frac{M_\eta}{T_{\Theta 2}} \cdot \frac{\left(T_{\Theta 2} \cdot s + 1\right)}{\left(s^2 + 2 \cdot \zeta_{AS} \cdot \omega_{AS} \cdot s + \omega_{AS}^2\right)} \tag{5-10}$$

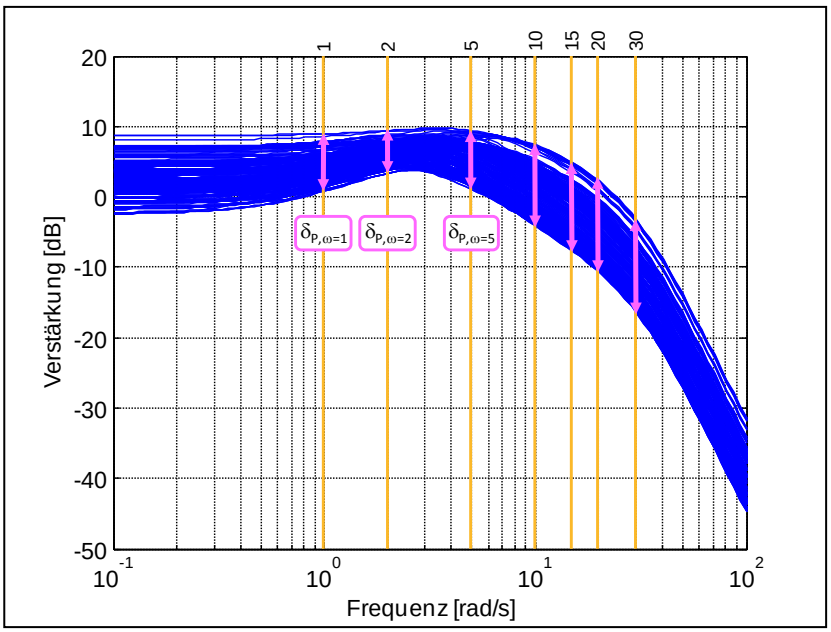


Abbildung 39 Bode-Diagramme der Streckenübertragungsfunktionen

Die Variationen der einzelnen Parameter resultieren physikalisch aus den verschiedenen Flugzuständen, Konfigurationen (Fahrwerk aus/ein, Klappenstellungen) und der veränderlichen Schwerpunktlage.

Die Werte der einzelnen Parameter erhält man entsprechend durch Trimmung und anschließende Linearisierung. In Abbildung 39 sind die Nickraten-Übertragungsfunktionen aller Strecken gezeichnet. Darüber hinaus wurden beispielhaft für verschiedene Frequenzen (1,2,5,10,15,20 und 30 rad/s) die Amplitudendifferenzen δ_{Pi} der Strecken eingezeichnet.

Zeichnet man nun die Frequenzantworten im Nicholsdiagramm für die gewünschten Auslegungsfrequenzen und verbindet die äußersten Datenpunkte zu einer geschlossenen Randkontur, so stellt diese Randkontur die eben beschriebenen Frequenzschablonen („Frequency Template“) dar. Für das Beispiel der *I*-T_1-Übertragungsfunktion bei der Frequenz ω =1 rad/s ist dies im linken Teil von Abbildung 38 gezeigt. Die Randkontur muss dabei so gehalten sein, dass sie alle möglichen Strecken für eine Frequenz einschließt. Die Wahl der Randkontur ist im dargestellten Beispiel für die Extremwerte („A“ - „D“) einfach und überschaubar.

Bei der Wahl vieler Punkte befindet sich jedoch ein Großteil der Punkte innerhalb der Randkontur. Bei der Auswahl der Randkontur ist jeweils ein sinnvoller Kompromiss zu wählen zwischen Rechenaufwand und Konservativität des Reglerentwurfs. Darüber hinaus hat sich gezeigt, dass die Auswahl der Frequenzen, an denen die Frequenzschablonen erzeugt werden sollen, ausschlaggebend für den Erfolg der Auslegung ist. Dies gilt ganz besonders im Hinblick auf die Einhaltung von Flugeigenschaftskriterien.

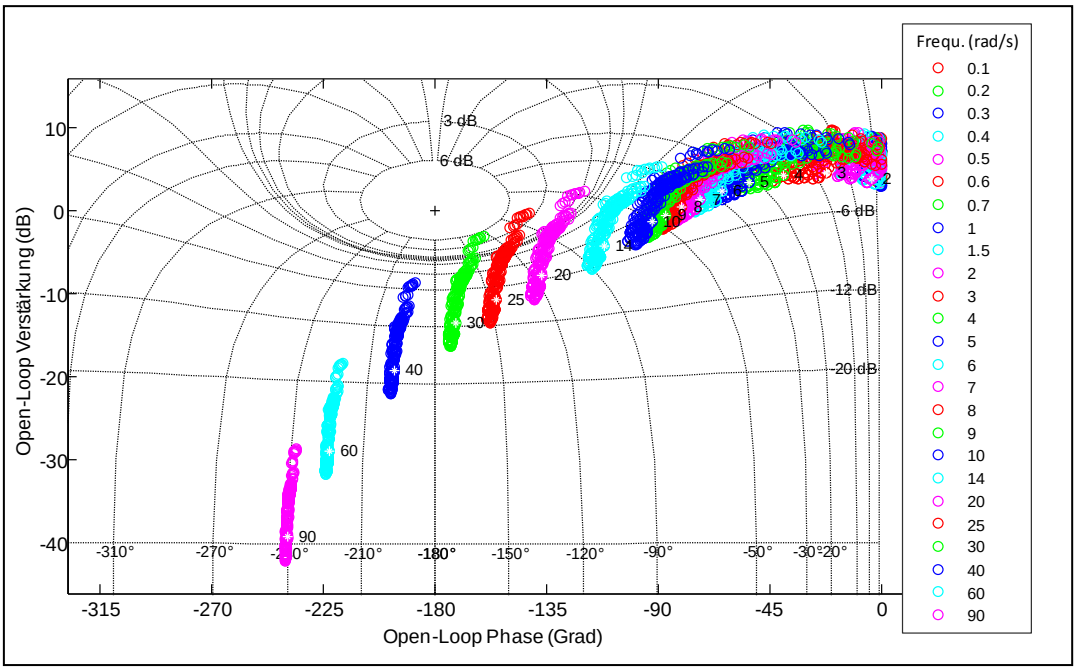


Abbildung 40 Frequenzschablonen für die Reglerauslegung

In Abbildung 40 sind die Frequenzschablonen für den aktuellen Reglerentwurf dargestellt. Dabei wird jeweils eine Schablone für jede Auslegungsfrequenz (vgl. Tabelle 7) gezeichnet und entsprechend farblich unterschieden. Wie man erkennen kann, verformt sich die Frequenzschablone mit steigender Frequenz zu einem vertikalen Strich. Dies ist leicht nachvollziehbar, da sich beim Grenzübergang von $\omega \to \infty$ die Übertragungsfunktion folgendem Wert nähert

$$\lim_{\omega \to 0} \frac{q(j\omega)}{\eta(j\omega)} = \frac{K}{\omega} \tag{5-11}$$

und somit lediglich eine Verstärkungsvariation resultiert.

5.3.3 Auswahl der Nominal- bzw. Referenzstrecke

Der weitere Auslegungsprozess der QFT-Methode benötigt die Wahl einer Nominal- bzw. Referenzstrecke. Aufbauend auf dieser Strecke werden alle weiteren Grenzen hinsichtlich des Folgeverhaltens oder auch der Stabilität ausgelegt. Der Wahl der Nominalstrecke kommt insofern hauptsächlich die Bedeutung zu, als dass selbige stets beibehalten werden muss und im weiteren Verlauf nicht mehr verändert, respektive gewechselt, werden darf. Die Wahl der Referenzstrecke aus der Summe der zu regelnden Strecken darf willkürlich erfolgen.

Zur Verdeutlichung der Nominalstreckenauswahl seien kurz einige grundlegende Eigenschaften dargestellt. Betrachtet man die Übertragungsfunktion „Open Loop“ von Regler und Referenzstrecke L_0 (vgl. Abbildung 36), so ergibt sich:

$$Lm(L_0) = Lm(G \cdot P_0) = Lm(G) + Lm(P_0) \tag{5-12}$$

Für alle anderen Strecken lautet die Übertragungsfunktion entsprechend:

$$Lm(L) = Lm(G \cdot P) = Lm(G) + Lm(P) \tag{5-13}$$

Setzt man die Ergebnisse aus (5-12) und (5-13) in die Berechnung des Amplitudendifferenz $\delta_P(j\omega_i)$ in Bezug zur Referenzstrecke ein, so erhält man:

$$\delta_P(j\omega_i) = Lm(L(j\omega_i)) - Lm(L_0(j\omega_i)) = Lm(P(j\omega_i)) - Lm(P_0(j\omega_i)) \qquad (5\text{-}14)$$

Analog ergibt sich die Phase zu:

$$\angle\Delta P(j\omega_i) = \angle L - \angle L_0 = (\angle G + \angle P) - (\angle G + \angle P_0) = \angle P - \angle P_0 \qquad (5\text{-}15)$$

Verknüpft man die vorangegangenen Gleichungen, so erhält man für die „innere“ Open-Loop-Übertragungsfunktion $L(j\omega)$:

$$Lm(L(j\omega_i)) = Lm(G(j\omega_i)) + Lm(P_0(j\omega_0)) + \delta_P(j\omega_i) \qquad (5\text{-}16)$$

Hier erkennt man, dass zur Betrachtung aller Streckenübertragungsfunktionen lediglich der Regler plus die Amplitudenvariationen an den jeweiligen Auslegungsfrequenzen und die gewählte Referenzstrecke ausreichend ist. Bei einmal gewählter Nominalstrecke hängt das Übertragungsverhalten nur noch vom Regler und der Streckenparametervariation (relativ zur Nominalstrecke) ab.

5.3.4 Bestimmung der Stabilitätsgrenzen (U-Kontur) im Nichols-Diagramm

Die Möglichkeit der direkten Stabilitätsvorgabe stellt einen klaren Vorzug der QFT-Methode gegenüber anderen Verfahren dar. Gerade in der Flugregelung ist Stabilität eine der zentralsten Anforderungen bei der Zulassung eines fliegenden Systems. Nur durch ausreichende Stabilität kann die Reglerfunktionalität auch bei Modellierungsunsicherheiten und auftretenden Störungen gewährleistet sein. Grundlegende Stabilitätsanforderungen hinsichtlich Amplituden- und Phasenrand sind seit mehr als 60 Jahren gebräuchlich.

Betrachtet man zum Beispiel die Militäranforderung für Flugregelungssysteme MIL-F-9490E (vgl. [USD08]), so wird für den relevanten Flugbereich eine Amplitudenreserve A_R von mindestens 2 (6.0 dB) und eine Phasenreserve φ_R von mindestens 45° gefordert. Diese Anforderungen sind auch beim hier dargestellten Regler einzuhalten. Wie bereits in Kapitel 5.2.1 bei der Erläuterung des Stabilitätsradius bzw. Nichols-Diamant angesprochen, stellt die Definition des Stabilitätsradius eine viel allgemeinere und konsistentere Definition für Stabilitätsanforderungen dar. Dies macht sich auch die QFT-Methode zu Nutze, da zur Definition der Stabilität jeweils der einzuhaltende Radius um den kritischen Punkt („-1“) definiert wird.

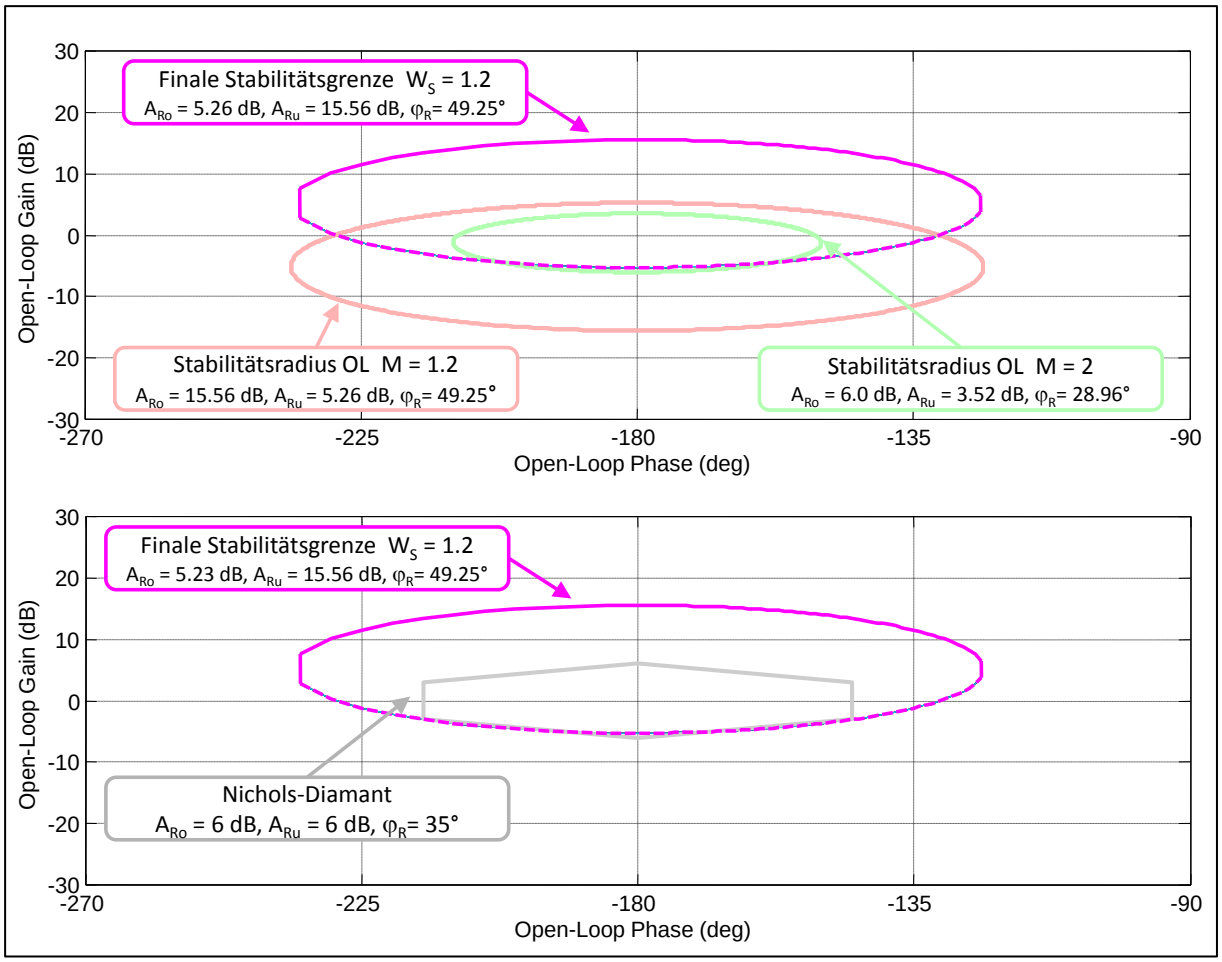


Abbildung 41 QFT-Stabilitätsgrenze, Stabilitätsradien und Nichols-Diamant

Im Unterschied zum konventionellen Stabilitätsradius, welcher ja direkt zu einem Radius um den kritischen Punk korrespondiert, dient die QFT-Stabilitätsgrenze (Bezeichnung W_S) einer Grenze, welche Stabilitätseigenschaften für den geschlossenen Regelkreis garantieren soll. Auch hier kommt dem Flugregelungsingenieur die Darstellung im Nichols-Diagramm bei der Auslegungsprozedur entgegen. Entsprechend der Formeln aus Kapitel 5.2 wird deutlich, dass man von einem Wert des geschlossenen Regelkreises $F_W(j\omega)$ durch doppelte Spiegelung an der „0-dB“-Linie und der „φ=0°“-Linie zu den Koordinaten für die Phase und Verstärkung der offenen Kette gelangt. Da die Stabilitätsradien in Nichols-Koordinaten quasi zu Stabilitäts-Ellipsen entarten, welche jedoch y-achsensymmetrisch sind, erfolgt eine Spiegelung um die „0-dB“-Linie. Das ist beispielhaft im oberen Teil von Abbildung 41 dargestellt.

Hier erkennt man, dass die Ellipsen für $W_S = M = 1.2$ von der Form identisch sind, sich jedoch um die Spiegelung unterscheiden. Dementsprechend unterscheiden sich auch die Amplitudenreserven (betrachtet man einen konventionellen Stabilitätsradius, so wird die untere zur oberen Amplitudenreserve und umgekehrt). Die Phasenreserve bleibt jeweils gleich. Die als solche in Abbildung 41 beschriebene Stabilitätsgrenze stellt jedoch im eigentlichen Sinn nicht die Stabilitätsgrenze selbst dar, sondern die Stabilitätskontur, an welcher die Frequenzschablonen verschoben werden müssen, um die finale Stabilitätsgrenze zu erhalten. Eine rein elliptische Stabilitätsgrenze ergäbe sich lediglich durch identische Strecken ohne Amplituden und Phasenvariationen.

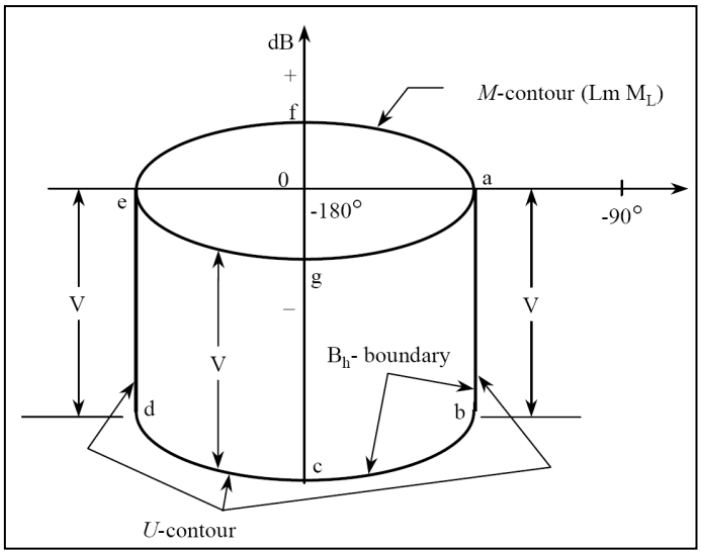


Abbildung 42 UHFB-Kontur (vgl. [Hou06])

In der QFT-Literatur (vgl. [Hou06]) wird die resultierende Stabilitätsgrenze, bzw. -kontur, als U-Kontur oder „Universal High-Frequency-Boundary“ (UHFB) bezeichnet. Hier spielt die Tatsache eine Rolle, dass die Stabilität i.d.R. nur für höhere Frequenzen bedeutsam wird. Eine Form entsprechend Abbildung 42 ergibt sich jedoch nur, wenn sich für $\omega \to \infty$ die unterschiedlichen Strecken nur durch eine Variation hinsichtlich der Verstärkung unterscheiden. Ansonsten resultieren durchaus komplexe Formen.
Die Methode zur graphischen Bestimmung der Grenzen ist identisch für die Gewinnung der Stabilitätsgrenze wie auch der Grenzen des Folgeverhaltens. Im nächsten Kapitel wird dieser graphische Algorithmus im Detail besprochen.

Wie bereits beschrieben, gibt der militärische Anforderungskatalog Stabilitätsgrenzen mit $A_R \geq 6.0$ dB und $\varphi_R \geq 45°$ vor. Im unteren Teil von Abbildung 41 ist zusätzlich ein Nichols-Diamant (Stabilitäts-Radius ρ_S=1) mit seinen charakteristischen Werten dargestellt (A_R = 6.0 dB, φ_R = 35°). Eine Übersicht über die zu einer Stabilitätsgrenze W_S korrespondierenden Phasen- und Amplitudenreserven ist in Tabelle 8 dargestellt.

Stabilitätsgrenze W_S	**φ_R [°]**	**A_R [-]**	**A_R [dB]**
1.0	60.00	2.00	6.00
1.2	49.25	1.83	5.26
1.5	38.94	1.66	4.44
2.0	28.96	1.50	3.52
3.0	19.19	1.33	2.50

Tabelle 8 Stabilitätsgrenze und zugehörige Reserven

In der vorliegenden Arbeit wurde eine Stabilitätsgrenze von 1.2 gewählt, da diese die gewünschten Reserven bestmöglich approximiert (vor allem φ_R=49.25° erfüllt die Anforderung bestens). Dennoch ist die Amplitudenreserve minimal zu klein, was durch zusätzlichen Abstand zur Stabilitätsgrenze während der Auslegung ausgeglichen werden soll.

5.3.5 Erzeugung der finalen Auslegungsgrenzen

Die Grenzen hinsichtlich des Folgeverhaltens stellen einen elementaren Teil der Reglerauslegung dar. Hinsichtlich der Flugeigenschaftsanforderungen wurde die Annahme getroffen, dass gute Störunterdrückung durch Einhaltung des Folgeverhaltens gewährleistet ist. Somit wurden keine zusätzlichen Anforderungen an das Störverhalten beim QFT-Design mit eingebracht.

In Abbildung 36 ist die Übertragungsfunktion von Regler und Strecke mit Einheitsrückführung als $T_L(s)$ und der gesamte geschlossene Regelkreis als $T_R(s)$ bezeichnet. Dies trägt der QFT Auslegungsphilosophie Rechnung: Hierbei stellt der Regler sicher, dass die Amplitudendifferenzen $\delta_{R,i}$ an den gewählten Auslegungs-Frequenzen ω_i innerhalb der zulässigen Amplitudendifferenzen aus den vorher definierten Grenzen B_U und B_L bleiben (er sorgt noch nicht für die Absolutpositionierung entlang der Ordinate).

$$\delta_L(j\omega_i)_{dB} = \Delta Lm(T_R(j\omega_i)) \leq \delta_R(j\omega_i)_{dB} \tag{5-17}$$

Der Vorfilter F(s) stellt dann das finale Übertragungsverhalten entsprechend Gleichung (5-8) so ein, dass sich Frequenzantworten des geschlossenen Kreises dann, absolut gesehen, zwischen den zulässigen Grenzen befinden.

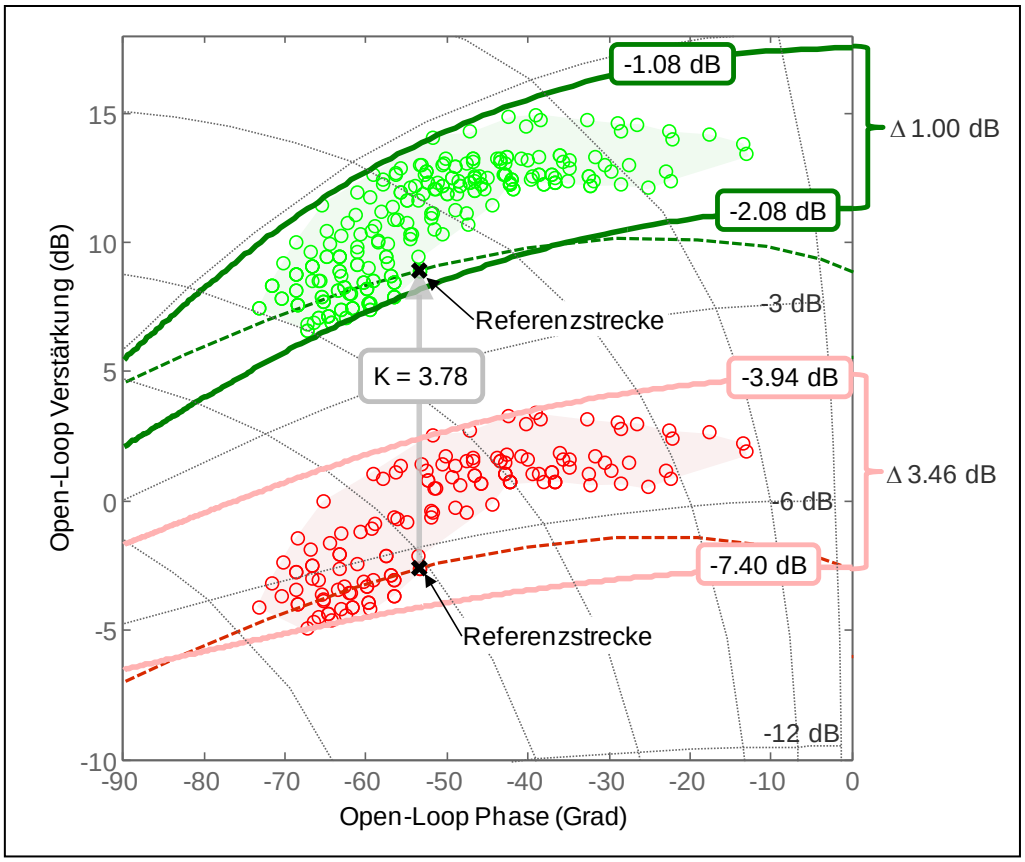


Abbildung 43 Bestimmung der sog. „Tracking Boundaries“

Zur Gewährleistung des Folgeverhaltens wird folgender Algorithmus verwendet, welcher auf der Wahl einer Nominalstrecke entsprechend Kapitel 5.3.3 beruht: Für eine beliebige Auslegungsfrequenz ω_i wird die zu dieser Auslegungsfrequenz korrespondierende Frequenzschab-

lone so lange vertikal verschoben, bis genau zwei Nichols-M-Kreise tangiert werden, deren Amplitudendifferenz gleich δ_R ist – siehe Gleichung (5-8). Ist dies erreicht, so markiert der Punkt der Nominalstrecke einen Punkt der sogenannten Tracking-Grenzen (also des Folgeverhaltens).
Dies wird für ausreichend viele Phasenwerte und entsprechend für alle Auslegungsfrequenzen durchgeführt. Verbindet man alle so gefundenen Punkte für eine Auslegungsfrequenz, so erhält man die Grenze $B_R(j\omega_i)$.

In Abbildung 43 ist dieses Verfahren visualisiert. Man stelle sich eine fiktive Frequenzschablone für eine beliebige Frequenz vor. Im dargestellten Fall entspricht die Frequenzschablone tatsächlich der DA42 bei ω = 5 rad/s, allerdings wurde sie zur Veranschaulichung ein wenig nach unten verschoben. Erzeugt man nun die tangierenden Nichols-M-Kreise, sieht man, dass diese die „Closed-Loop"-Verstärkungen -7.40 dB (untere Grenze) und -3.94 dB (obere Grenze) tangieren. Dementsprechend ergibt sich eine „Closed-Loop"-Amplitudendifferenz von 3.46 dB (-3,94 dB minus -7.40 dB). Unter der Annahme, dass die zulässige Amplitudendifferenz für ω = 5 rad/s $\delta_R(j\omega_{5rad/s})$ = 1 dB beträgt, würde eine Verstärkungserhöhung um 3.78 dazu führen, dass die Nichols-M-Kreise von -1.08 dB (obere Grenze) und -2.08 dB (untere Grenze) tangiert würden und sich eine Amplitudendifferenz des geschlossenen Kreises von 1 dB (also = -1.08 dB minus -2.08 dB) einstellt. Dies entspricht genau der (willkürlich gewählten) Vorgabe von 1 dB und der Koordinatenpunkt der Nominalstrecke würde als Teil der Grenzen des Führungsverhaltens abgespeichert und das Verfahren für eine andere Phase wiederholt.

Hierbei wird nochmals die Intention der QFT Methode sowie der Bezug zum Begriff „Quantitativ" deutlich: Der Regler soll genau so ausgelegt sein, dass er exakt die Begrenzung δ_R an den Auslegungsfrequenzen erfüllt. Ein Regler mit beliebig großer Verstärkung würde die Einhaltung jeder beliebig kleinen Begrenzung ermöglichen. Da jedoch jede Überdimensionierung zu vermeiden ist, ist es erklärtes Ziel, dass die Auslegung so erfolgt, dass die Begrenzung gerade erfüllt wird:

$$\delta_L(j\omega_i) = \max\left(\left|\frac{G(j\omega_i)\cdot P_n(j\omega_i)}{1+G(j\omega_i)\cdot P_n(j\omega_i)}\right|_{dB}\right) \le \left|B_U(j\omega_i)\right|_{dB} - \left|B_L(j\omega_i)\right|_{dB} \qquad (5\text{-}18)$$

Das beschriebene Verfahren wird analog für die Stabilitätsgrenzen durchgeführt. Hierbei ist jedoch für alle Auslegungsfrequenzen und Phasen darauf zu achten, dass kein Punkt der Frequenzschablone innerhalb des definierten Closed-Loop-Stabilitätsradius liegt.

Sowohl für die Führungs- als auch für die Stabilitätsgrenzen ist ersichtlich, wie maßgeblich die Randkontur für das Ergebnis ist. Da nur jeweils die Kanten der Frequenzschablone ausschlaggebend sind bei der Ermittlung der Grenzen (Führungs- und Stabilitätsgrenzen), kann man Verfahren anwenden, (geschlossene) Randkonturen zu finden bzw. zu extrahieren, was jedoch sehr aufwändig sein kann. Je gröber die Randstruktur gewählt wird, desto unpräziser wird die gesamte Auslegung.

5.3.6 Vorfilterauslegung („Pre-filter Shaping“)

Dem Vorfilter kommt im Rahmen der QFT-Auslegung die Aufgabe der Absolutpositionierung der Übertragungsfunktionen des geschlossenen Regelkreises entlang der Ordinate zu. Betrachtet man die Gesamtübertragungsfunktion entsprechend Abbildung 36, so ergibt sich für den inneren Kreis:

$$T_L(j\omega) = \frac{L(j\omega)}{1+L(j\omega)} \tag{5-19}$$

Für den geschlossenen Kreis ergibt sich unter Berücksichtigung des Vorfilters:

$$T_R(j\omega) = \frac{F(j\omega)\cdot L(j\omega)}{1+L(j\omega)} \tag{5-20}$$

Betrachtet man nun lediglich den logarithmischen Amplitudenverlauf, so kann man schreiben:

$$Lm(T_R(j\omega)) = F(j\omega) + Lm\left(\frac{L(j\omega)}{1+L(j\omega)}\right) \tag{5-21}$$

Unter Nutzung von Gleichung (5-19) erhält man:

$$Lm(T_R(j\omega)) = Lm(F(j\omega)) + Lm(T_L(j\omega)) \tag{5-22}$$

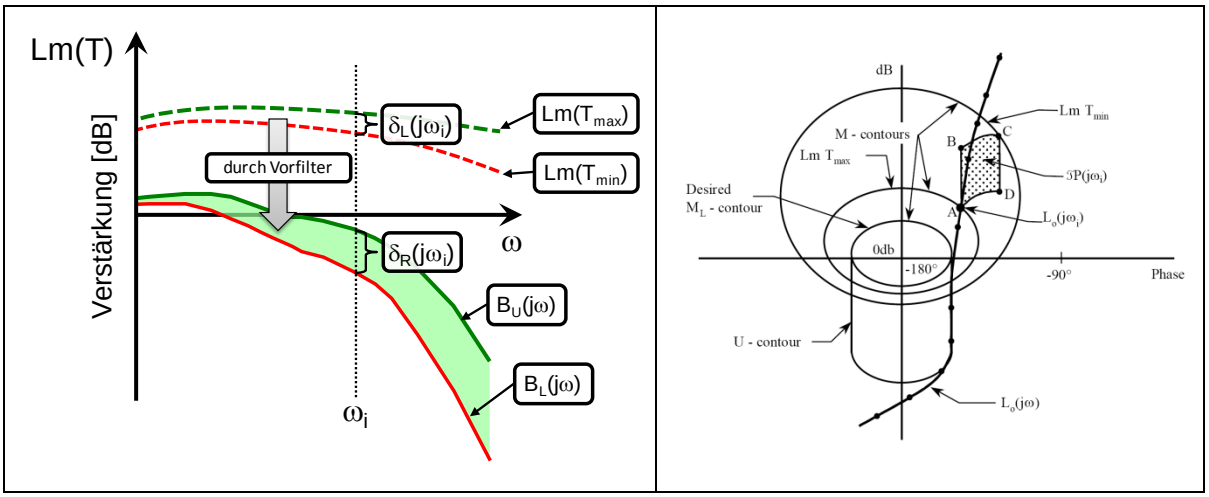


Abbildung 44 Anforderungen an den Vorfilter [Hou06]

In Abbildung 44 sind nochmals die grundsätzlichen Anforderungen an den Vorfilter entsprechend [Hou06] gezeichnet. An der jeweiligen Auslegungsfrequenz ω_i kann das Ergebnis des Vorfilters leicht graphisch ermittelt werden. Hierzu müssen nur die Maximal- und Minimalwerte pro Frequenz ermittelt werden (als Ergebnis des oben gezeigten „Abfahrens“ von L_0 mit der jeweiligen Frequenzschablone im rechten Teil von Abbildung 44). Diesen Werten werden entsprechend Gleichung (5-20) nur noch die Werte basierend auf dem Vorfilter hinzuaddiert.

Sowohl Regler- als auch Vorfilter-Übertragungsfunktion werden zur Umsetzung in Regelungsnormalform überführt ([Unb07], [Bra05], [Ste10]) und implementiert.

6 Reglerauslegung

6.1 Reglersynthese („Loop Shaping“)

Wie bereits beschrieben, ist die QFT Methode auf Basis ihrer Systematik geradezu prädestiniert zur robusten Regelung von unsicherheitsbehafteten Strecken. Im Kern der Auslegung kommt sie dabei einem flugeigenschaftszentrierten Ansatz sehr entgegen. Die Definition zulässiger Dynamiken innerhalb eines Gebietes (nach oben durch $B_U(s)$ und nach unten durch $B_L(s)$ beschränkt) im Frequenzbereich entspricht vom Grundsatz her der Definition der Flugeigenschaften. Grundsätzlich werden hier Level 1 („gute“ - „sehr gute“ Flugeigenschaften → nur minimale Pilotenkompensation notwendig), Level 2 („akzeptable, mittelmäßige“ Flugeigenschaften → der Pilot kann seine Aufgabe noch erfüllen, wird aber signifikant gefordert) und Level 3 („unzulängliche“ Flugeigenschaften → der Pilot kann das Flugzeug zwar in der Luft halten, ist jedoch nicht in der Lage, eine Mission zufriedenstellend auszuführen) unterschieden. Je nach Kriterium werden jeweils Gebiete der kennzeichnenden Parameter definiert (z.B. Vorhalt/Verzögerung, Verstärkung, Phasenabfall, Totzeiten usw.), in denen die Flugeigenschaften Level 1, 2 und 3 gelten. Somit ergeben sich auch hier Bereiche, in denen bestmögliche Flugeigenschaften erfüllt werden. Häufig werden innerhalb eines „Level 1“-Bereichs, also dem anzustrebenden Bereich sehr guter Flugeigenschaften, nochmals Teilgebiete oder sogar nur einzelne Punkte definiert und als Level 1^* (Level 1 - Stern) bezeichnet. In der vorliegenden Arbeit soll jedoch von der allgemeinen Form der Flugeigenschaftskriterien ausgegangen werden, wie sie in den militärischen Anforderungskatalogen zu finden sind.

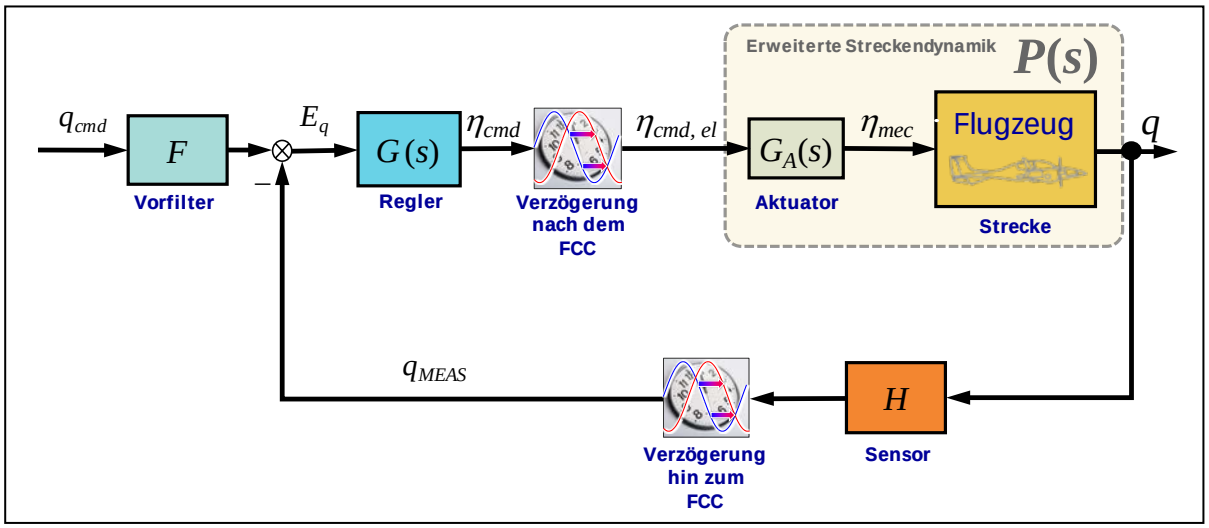


Abbildung 45 QFT SISO Reglerstruktur des RCAH-Systems

Wie bereits beschrieben, soll die Reglerstruktur als Nickraten-Kommandosystem („Pitch Rate Command System“ - PRCS) realisiert werden. Dies liefert für den Piloten den großen Vorteil, dass beim Loslassen der Steuerorgane jeweils eine Nickrate von „0“ kommandiert wird und somit das Flugzeug die aktuelle Nicklage beibehält.

Etwaige Nickraten-Störungen werden hierbei vom Flugregelungssystem aktiv „bekämpft“, wobei – im Gegensatz zu einem Nicklagekommandosystem – nicht sichergestellt ist, dass die jeweils letzte Nicklage wieder exakt eingenommen wird, sondern der Regler lediglich der Ratenstörung entgegen wirkt. In Abbildung 45 ist die finale lineare QFT Implementierung für den Nickraten-Regler dargestellt. Hierbei wurden zusätzlich jeweils vor und nach dem Regler repräsentative Totzeiten eingezeichnet sowie eine repräsentative Aktuatordynamik angenommen. Darüber hinaus wird die Knüppelposition gemessen und über einen Verstärkungsfaktor in eine Sollnickrate umgerechnet. Die PRCS-Struktur erlaubt zudem die einfache Integration von zusätzlichen Funktionen wie Kurvenkompensation als auch von Sicherheitsfunktionen wie Lagewinkelbegrenzungen.

Ziel der Auslegung ist es, den präsentierten Regler auf einem echten, fliegenden System zu testen und zu bewerten. Hierzu entsprechen die angenommenen Totzeiten oder auch Verzögerungen durch die Aktuatorik jeweils repräsentativen, realistisch und eher konservativ angenommenen Werten. Die Auslegung soll durch die QFT Methode in der Art erfolgen, dass innerhalb der gesamten Enveloppe (hinsichtlich Höhe und Geschwindigkeit), beliebiger Schwerpunktlage im zulässigen Bereich und allen Flugzeugkonfigurationen (im Sinne von Fahrwerk und Klappenstellungen) der Flugregler mit einem festen Satz von Verstärkungsfaktoren operiert werden kann.

Der im Flieger verbaute Aktuator der Firma Wittenstein wird bei der Reglerauslegung durch ein Verzögerungsglied zweiter Ordnung *P*-T_2-Element (siehe [Bro11]) mit einer Dämpfung von 0.7 und einer Eigenfrequenz von 30 rad/s approximiert.

$$G_A(s) = \frac{30^2}{s^2 + 2 \cdot 0.7 \cdot 30 \cdot s + 30^2} \tag{6-1}$$

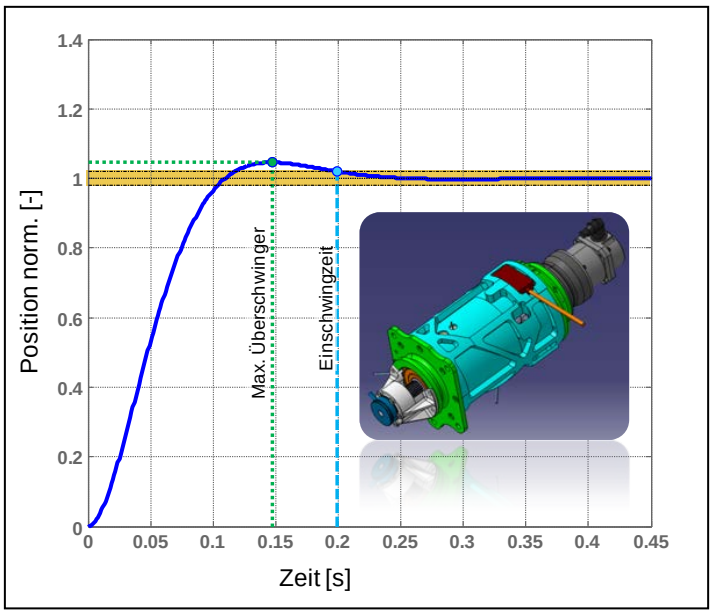


Abbildung 46 Normierte Aktuator-Sprungantwort

Die resultierende Sprungantwort ist Abbildung 46 dargestellt.

6.1.1 Regleranforderungen

Wie bereits in Kapitel 4.5 beschrieben, erfolgt die Auswahl der zu erfüllenden Flugeigenschaftskriterien auf Basis eines Flugzeugs der Klasse I und der Flugphasenkategorie „C“. Gerade der Wunsch nach einer präzisen Bahnfolge, wie auch die Unfallstatistiken, ist ausschlaggebend für die Wahl dieser Kategorie.

Die grundsätzliche Idee hinter dem (im Weiteren) dargestellten Vorgehen beruht auf der Sinnhaftigkeit aller allgemein anerkannten Flugeigenschaftskriterien. So gibt es für fast alle Kriterien sogenannte Datenbasen. In diesen wurden neben den Flugzustandsparametern, den aufgezeichneten Daten, die Pilotenbewertungen sowie zusätzliche Kommentare abgelegt (manche Kriterien wurden aus den Datenbasen anderer Kriterien entwickelt). Anschließend wurde versucht, Kriterien zu definieren, welche mathematische Modelle zur Reproduktion der Pilotenbewertungen darstellten. Es liegt auf der Hand, dass in der Regel jeweils andere Manöver mit unterschiedlichen Flugzeugen von unterschiedlichen Piloten geflogen wurden, wobei die Anzahl der Piloten leider oft nicht ausreichend für statistische Betrachtungen war. Dennoch kann man, zumindest bei den allgemein anerkannten, gebräuchlichen und in den militärischen Anforderungskatalogen veröffentlichten und vorgeschriebenen Kriterien, davon ausgehen, dass eine Sinnhaftigkeit jedes einzelnen Kriteriums ohne Zweifel vorliegt. Nichtsdestotrotz gibt es für fast alle Kriterien Bereiche, in denen die Kriterien widersprüchliche Aussagen treffen und unterschiedliche Ergebnisse, respektive Bewertungen, liefern. Aus Sicht dieser Arbeit sollte dennoch nicht der Versuch darin bestehen, zu argumentieren, warum welches Kriterium im besagten Fall recht hat und ein anders nicht, sondern es wäre wünschenswert, möglichst allen Kriterien – sofern möglich – gerecht zu werden. Dieser Ansatz eines in sich konsistenten Auslegungsverfahrens wurde im Folgenden umgesetzt (vgl. auch [Sch13]). Hier kommt einem die Auslegungsmethode der Quantitativen Feedback Theorie entgegen. Wird zum Beispiel ein Regelungsansatz verwendet, in dem die Eigenvektoren präzise vorgegeben werden müssen (also eine punktuelle Auslegung), so stellt sich schon bei der geringsten Notwendigkeit einer Änderung der Sollvorgaben – z.B. in einem erneuten Iterationszyklus – die schwer zu beantwortende Frage, wie der neue Soll-Eigenvektor definiert werden muss. Im Fall der robusten Regelung mittels der Quantitativen Feedback Theorie kann stets nach Modifikation der Grenzen im Frequenzbereich eine direkte und zielgerichtete Modifikation der Regelungsparameter oder auch -struktur erfolgen.

Ziel der Reglersynthese ist es, mittels des Reglers (sprich Regler plus Vorfilter) eine Menge von Übertragungsfunktionen des geschlossenen Regelkreises zu erhalten (also für die gesamte Enveloppe und alle Konfigurationen), welche hinsichtlich der zu untersuchenden Flugeigenschaftskriterien ausschließlich „Level 1“ (also bestmögliche) Flugeigenschaften besitzen. Hierzu sind zunächst die Führungsgrenzen (sog. „Tracking Bounds“) für die Auslegung zu definieren. Darauf aufbauend erfolgt die Auswahl einer geeigneten Reglerstruktur und das Feintuning bzw. die Optimierung der Reglerparameter. Anschließend wird der Vorfilter so ausgelegt, dass die zuvor gesteckten Grenzen eingehalten werden.

6.1.2 Erzeugung zulässiger Übertragungsfunktionen

Die Idee bei der Definition der Frequenzbereichs-Führungsgrenzen besteht darin, diese aufgrund von ausschließlich zu „Level 1“ gehörenden Übertragungsfunktionen (der kommandierten auf die reale Nickrate) abzuleiten. Dazu wird wie folgt vorgegangen:

Wie bereits beschrieben, ist in der Längsbewegung die Anstellwinkelschwingung ausschlaggebend für die vom Piloten empfundenen Flugeigenschaften. Die Höhenruder-Übertragungsfunktion auf die Nickrate unter Annahme der Zwei-Freiheitsgrad-Näherung wird beschrieben mittels:

$$\frac{q(s)}{\eta(s)} = \frac{M_\eta}{T_{\Theta 2}} \cdot \frac{(T_{\Theta 2} s + 1)}{N_{AS}(s)} = K_q \cdot \frac{(T_{\Theta 2} s + 1)}{N_{AS}(s)} \text{ mit } N_{AS}(s) = s^2 + 2 \cdot \zeta_{AS} \cdot \omega_{AS} \cdot s + \omega_{AS}^2 \qquad (6\text{-}2)$$

Analog ergibt sich die gewünschte Übertragungsfunktion von kommandierter Nickrate zu resultierender Nickrate:

$$\frac{q(s)}{q_{CMD}(s)} = K_q^* \cdot \frac{(T_{\Theta 2} s + 1)}{s^2 + 2 \cdot \zeta_{AS} \cdot \omega_{AS} \cdot s + \omega_{AS}^2} \;,\; \frac{q_\infty}{q_{CMD,\infty}} = 1 \qquad (6\text{-}3)$$

Wählt man nun die Dämpfung ζ_{AS} zu konstant $\frac{1}{2} \cdot \sqrt{2} \approx 0.71$, stellt das einen allgemein als besonders sinnvoll erachteten Wert dar, da dies zu einer schnellen Systemreaktion mit nur minimalem Überschwinger führt. Somit bleiben in obiger Formel sowohl die Bahn-Lage-Verzögerung $T_{\Theta 2}$ als auch die Frequenz der Anstellwinkelschwindung ω_{AS} als freie Parameter. Das weitere Vorgehen ist hierbei leicht nachvollziehbar: Über die zwei verbliebenen Parameter wird ein zweidimensionales Gitter aufgespannt, wobei jede Parameterkombination in Gleichung (6-3) eingesetzt und mittels aller beschriebener Flugeigenschaftskriterien überprüft wird. Einige der Flugeigenschaftskriterien, z.B. der sogenannte „Control Anticipation Parameter - CAP“, hängen zusätzlich noch von der aktuellen Geschwindigkeit ab.

$$CAP = \frac{\dot{q}_0(0)}{\lim_{t \to \infty} n_Z(t)} = \frac{\dot{q}_0}{n_{Z,\infty}} = \frac{\omega_{AS}^2}{n_{Z\alpha}} = \frac{\omega_{AS}^2}{\frac{V_0}{g \cdot T_{\Theta 2}}} = \frac{\omega_{AS}^2 \cdot g \cdot T_{\Theta 2}}{V_0} \qquad (6\text{-}4)$$

Deshalb muss für einen $T_{\Theta 2}$-ω_{AS} -(Gitter-)Punkt zusätzlich noch ein gewisser Geschwindigkeitsbereich überprüft werden. Dieser wurde innerhalb dieser Arbeit sehr konservativ gehandhabt. Hierbei wurde der Geschwindigkeitsbereich von ca. 30 bis 100 m/s zusätzlich untersucht.

Zusätzlich wurde die repräsentative additive Totzeit τ_{add} mit eingebracht. Diese repräsentiert die zwei Totzeiten aus Abbildung 45 sowie andere Effekte höherer Ordnung. Zum Zweck der Auslegung wurden insgesamt 40 ms angenommen (10 ms mehr als bei der Analyse, welche sich auf insgesamt 30 ms addiert – 10 ms nach dem Regler und 20 ms davor). Dies dient lediglich dazu, von eher konservativ angenommenen Werten auszugehen. Praktisch alle Flugeigenschaftskriterien reagieren höchst sensibel auf die Einbringung von Totzeiten, da diese gerade (sofern sie ein gewisses Minimum überschritten haben) aus Sicht des Piloten die Bewertung signifikant degradieren.

Darüber hinaus wird zusätzlich die Aktuator-Übertragungsfunktion aus Gleichung (6-1) und Abbildung 46 mit eingebracht.
Es ergibt sich die finale Übertragungsfunktion zu:

$$G_{q,q_{cmd}}(s) = \frac{q(s)}{q_{cmd}(s)} = K_q \frac{(T_{\Theta 2}s+1)}{s^2 + 2\zeta_{AS}\,\omega_{AS}\,s + \omega_{AS}^2} \cdot G_A(s) \cdot e^{-\tau_{add}\cdot s} \qquad (6\text{-}5)$$

Man erkennt jedoch sofort, dass die Übertragungsfunktion (6-5) nicht mehr mit der Ursprungsnäherung der Anstellwinkelschwingung übereinstimmt. Der Aktuator als *P*-T_2-Element induziert zum Beispiel ein zusätzliches konjugiert-komplexes Polpaar. Dieses Problem wird heutzutage über die Anwendung von Ersatzsystemen niederer Ordnung gelöst. Dieses Konzept ist bereits Teil des militärischen Anforderungskatalogs (vgl. [USD97]). Bei der Erzeugung von solchen Ersatzsystemen wird versucht, das System höherer Ordnung („High Order System - HOS“) über ein System niederer Ordnung („Low Order Equivalent System - LOES“) zu approximieren. Bei der durchzuführenden Systemreduktion soll der Frequenzgang möglichst genau wiedergegeben werden und hochfrequente Pole und Nullstellen, sogenannte „High Order Effects“, werden über die Einbringung einer äquivalenten Totzeit realisiert.

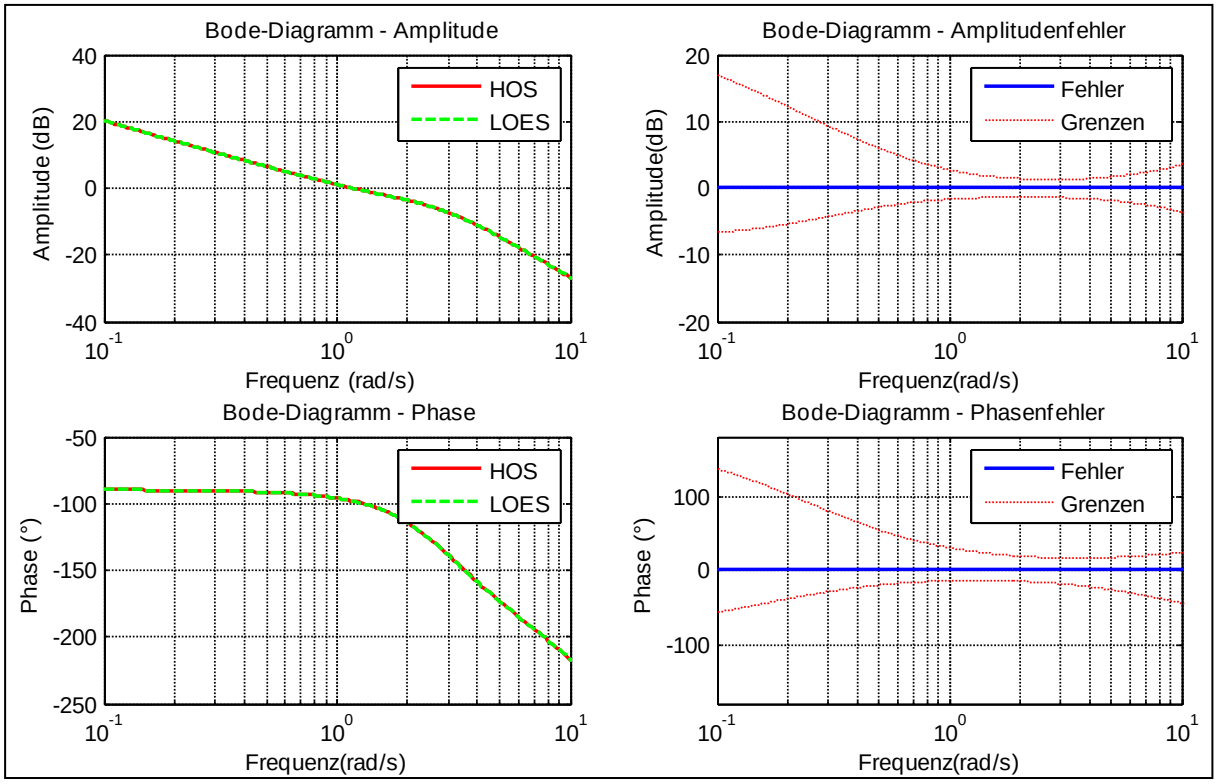


Abbildung 47 Erzeugung von Ersatzsystemen niederer Ordnung

Die Reduzierung auf eine „klassische“ Übertragungsfunktion führt über die Minimierung einer Kostenfunktion der Form:

$$J = \sum_{i=1}^{m} \left(20\log_{10}\left|G_{HOS}\right| - 20\log_{10}\left|G_{LOES}\right|\right)^2 + K\left(\angle\{G_{HOS}\} - \angle\{G_{LOES}\}\right)^2 \quad , \quad K \approx 0.0175 \qquad (6\text{-}6)$$

Die Anzahl der dazu benutzten Frequenzen ist gewöhnlich 50 (vgl. [Mor03] und [Abz02]).

Das sich ergebende Ersatzsystem hat eine Übertragungsfunktion, welche direkt zu der aus Gleichung (6-2) korrespondiert:

$$G_{LOES}(s) = K_{LOES} \frac{(T_{\Theta 2,LOES}\, s + 1)}{s^2 + 2\zeta_{AS,LOES}\, \omega_{AS,LOES}\, s + \omega_{AS,LOES}^2} \cdot e^{-\tau_{equiv.} \cdot s} \qquad (6\text{-}7)$$

Die resultierende äquivalente Totzeit τ_{equ} aus Gleichung (6-7) stellt einen wichtigen Parameter dar, da er alle Verzögerungen im hochfrequenten Bereich repräsentiert.

In Abbildung 47 ist beispielhaft die Erzeugung eines Ersatzsystems dargestellt. Ausgangspunkt ist hierbei eine klassische Nickratenübertragungsfunktion mit einer Bahn-Lage-Verzögerung $T_{\Theta 2}$ von 0.5s und einer Eigenfrequenz ω_{AS} von 3 rad/s. Hinzu kommen noch der vorher beschriebene Aktuator aus Gleichung (6-1) und eine additive Totzeit τ_{add} von 40 ms. Nach Durchführung der Optimierung ergibt sich:

$$G_{LOES}(s) = K_{LOES} \frac{(\frac{1}{2.008} s + 1)}{s^2 + 2 \cdot 0.709 \cdot 3.01 s + 3.01^2} \cdot e^{-0.088 \cdot s} \qquad (6\text{-}8)$$

Man erkennt, dass sich die Pole und Nullstellen durch Einbringen des Aktuators nur minimal verschieben, jedoch insgesamt fast 50 ms an zusätzlicher äquivalenter Zeitkonstante hinzugefügt wurde.
Wie man im linken Teil des Bildes für die Amplitude und Phase der Frequenzantwort erkennen kann, liegen das originale System höherer Ordnung („HOS“) und das äquivalente Ersatzsystem („LOES“) praktisch deckungsgleich übereinander. Hinsichtlich des Algorithmus werden keine Vorgaben von Seiten der militärischen Anforderungskataloge gemacht. Es werden lediglich Fehler-Grenzen für den Amplituden- und Phasenfehler vorgegeben, welche nicht überschritten werden dürfen. Diese sind im rechten Teil von Abbildung 47 gezeichnet. Auch hier sieht man, dass die Fehlergrenzen in keinster Weise verletzt sind. Ist dies der Fall, kann die Approximation als valide bezeichnet werden und darf zur Flugeigenschaftsbewertung herangezogen werden.

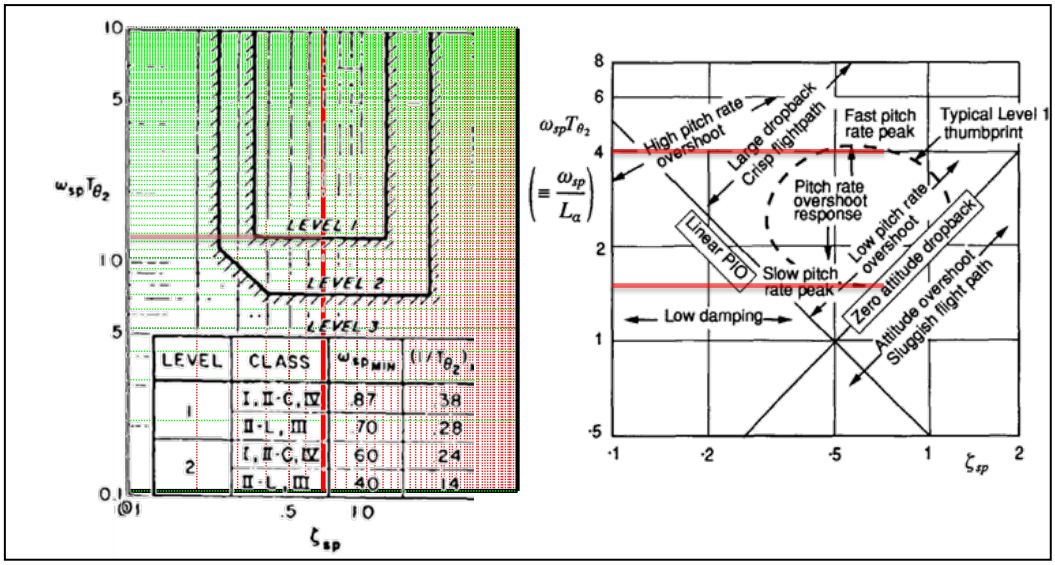


Abbildung 48 Festlegung des „ω_{AS}-$T_{\Theta 2}$ vs ζ_{AS}“-Kriteriums (vgl. [Gib99])

Schlussendlich werden die resultierenden Übertragungsfunktionen hinsichtlich ihrer Flugeigenschaften entsprechend der Kriterien aus Kapitel 4.6 untersucht. Das Ergebnis ist in Abbildung 49 für ausgewählte Kriterien dargestellt. Hierbei sind die Regionen, in denen „Level 1“ Flugeigenschaften erreicht werden, in Grün dargestellt, „Level 2“ in Orange und (schlussendlich) „Level 3“ in Rot.

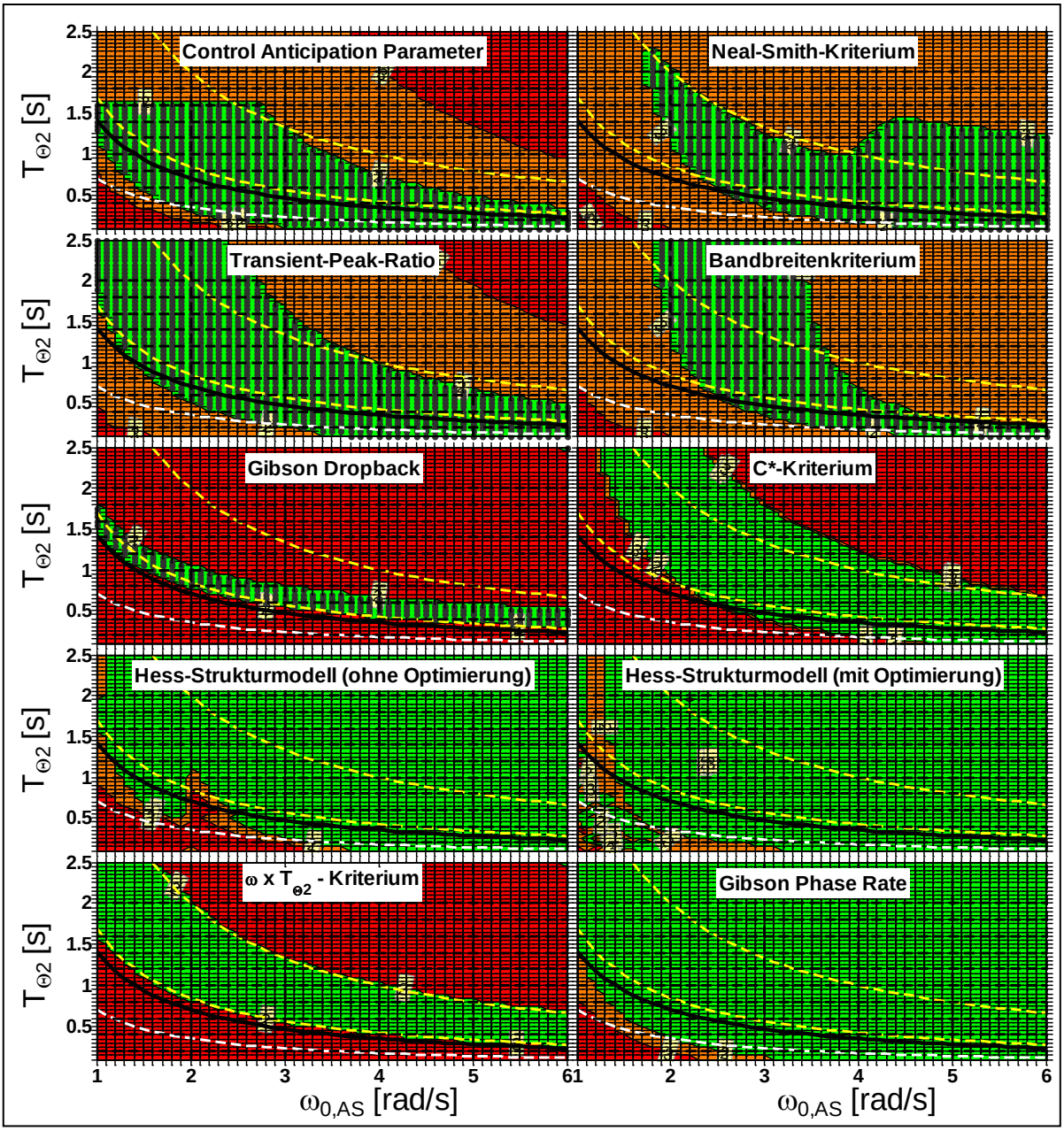


Abbildung 49 Ergebnisse der Flugeigenschaftsanalyse für unterschiedliche Kriterien

Darüber hinaus wurden eine Ober- und Untergrenze für $T_{\Theta 2}$ als Funktionen der Eigenfrequenz ω_{AS} eingezeichnet (gelb). Hier wurden die Grenzen von [USD97] entsprechend [Gib99] noch erweitert, beziehungsweise „verschärft“, zu $(\omega_{AS} \cdot T_{\Theta 2})_{min} = 1.7$ und $(\omega_{AS} \cdot T_{\Theta 2})_{max} = 4.0$.
Wie man sieht, ergeben sich dadurch mit vielen Kriterien in vielen Bereichen sehr gute Übereinstimmungen.
Zusätzlich ist in Weiß die lineare PIO-Grenze und in Schwarz die „Null-Dropback“-Grenze eingezeichnet. Eine detaillierte Beschreibung findet sich in Kapitel 4.6.

Basierend auf den einzelnen Flugeigenschaftsbewertungen werden alle „Level 1“-Bereiche zu einem finalen Überschneidungsgebiet vereint. Dies entspricht pro Gitterpunkt einer logischen „UND-Verknüpfung“ (vgl. Abbildung 50). Das heißt, ein Gitterpunkt im finalen Überschneidungsgebiet hat genau dann sehr gute Flugeigenschaften (also „Level 1“), wenn diese $T_{\Theta 2}$-ω_{AS}-Parameterkombination hinsichtlich aller Flugeigenschaftskriterien „Level 1“-Flugeigenschaften besitzt.

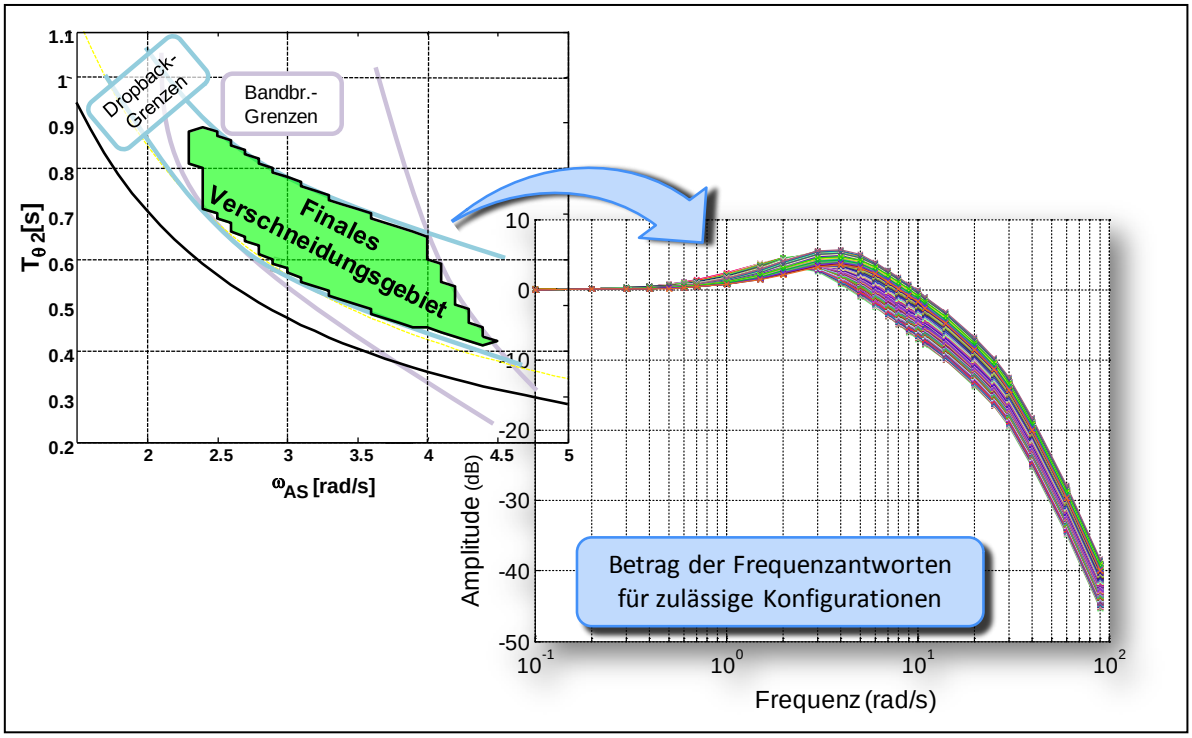


Abbildung 50 Erzeugung des finalen Überschneidungsgebietes

Betrachtet man die Ergebnisse der Flugeigenschaftsbewertungen für alle $T_{\Theta 2}$-ω_{AS}-Gitter-Punkte, so erkennt man, dass im vorliegenden Fall primär das Dropback-Kriterium sowie das Bandwidth-Kriterium die begrenzenden Faktoren bei der Bewertung der jeweiligen Übertragungsfunktion darstellen. Dies deckt sich auch mit den Empfehlungen von Mitchell et al. [Mit94]. Das aus Bandwidth und Dropback erzeugte Verschneidungsgebiet ist eine Teilmenge aller anderen Gebiete.

Alle dem finalen Überschneidungsgebiet zugrunde liegenden Übertragungsfunktionen für einen $T_{\Theta 2}$-ω_{AS} -Gitterpunkt lassen sich nun als Basis der Übertragungsgrenzen heranziehen. Der in Abbildung 50 dargestellte Amplitudenverlauf stellt die Grundlage für die Frequenzbereichs-Übertragungsgrenzen dar.

Hinsichtlich der QFT-Theorie sind jedoch noch verschiedene Merkmale zu erfüllen. So muss aber zum einen ab der Durchtrittsfrequenz (sog. „Crossover-Frequenz“) der oberen Führungsgrenze die Amplitudendifferenz der Führungsgrenzen monoton wachsen. Zum anderen muss oberhalb der sogenannten Hochfrequenzgrenze die Amplitudendifferenz δ_R der Führungsgrenzen größer sein als die Amplitudendifferenz der Streckendynamiken δ_P.

Darüber hinaus sind noch einzelne Modifikationen an den Führungsgrenzen zu tätigen, welche der Sicherstellung der gewünschten Flugeigenschaften dienen.

6.1.3 Finale Modifikation der Führungsgrenzen

Die Analyse der Streckenübertragungsfunktionen basiert auf linearisierten Systemmodellen. Die Erzeugung von zeitinvarianten linearisierten Systemen beruht auf der Annahme von quasi-stationären Flugzuständen. Der für die Längsbewegung maßgebliche (zu linearisierende) Flugzustand ist ein stationärer Geradeausflug. Das nichtlineare System (hier umgesetzt als Sechs-Freiheitsgrad-Modell in *Matlab/Simulink*) mit seinen nichtlinearen, impliziten Differentialgleichungen wird dazu um einen Referenzpunkt (bzw. Trimmpunkt) mittels einer Taylor-Reihe entwickelt. Dieser Trimmpunkt stellt sinnvollerweise einen Punkt dar, in dem die Zustandsableitungen (im Fall des stationären Horizontalflugs z.B. die Ableitungen von Geschwindigkeit, aerodyn. Winkeln, Raten etc.) gleich „0“ sind.

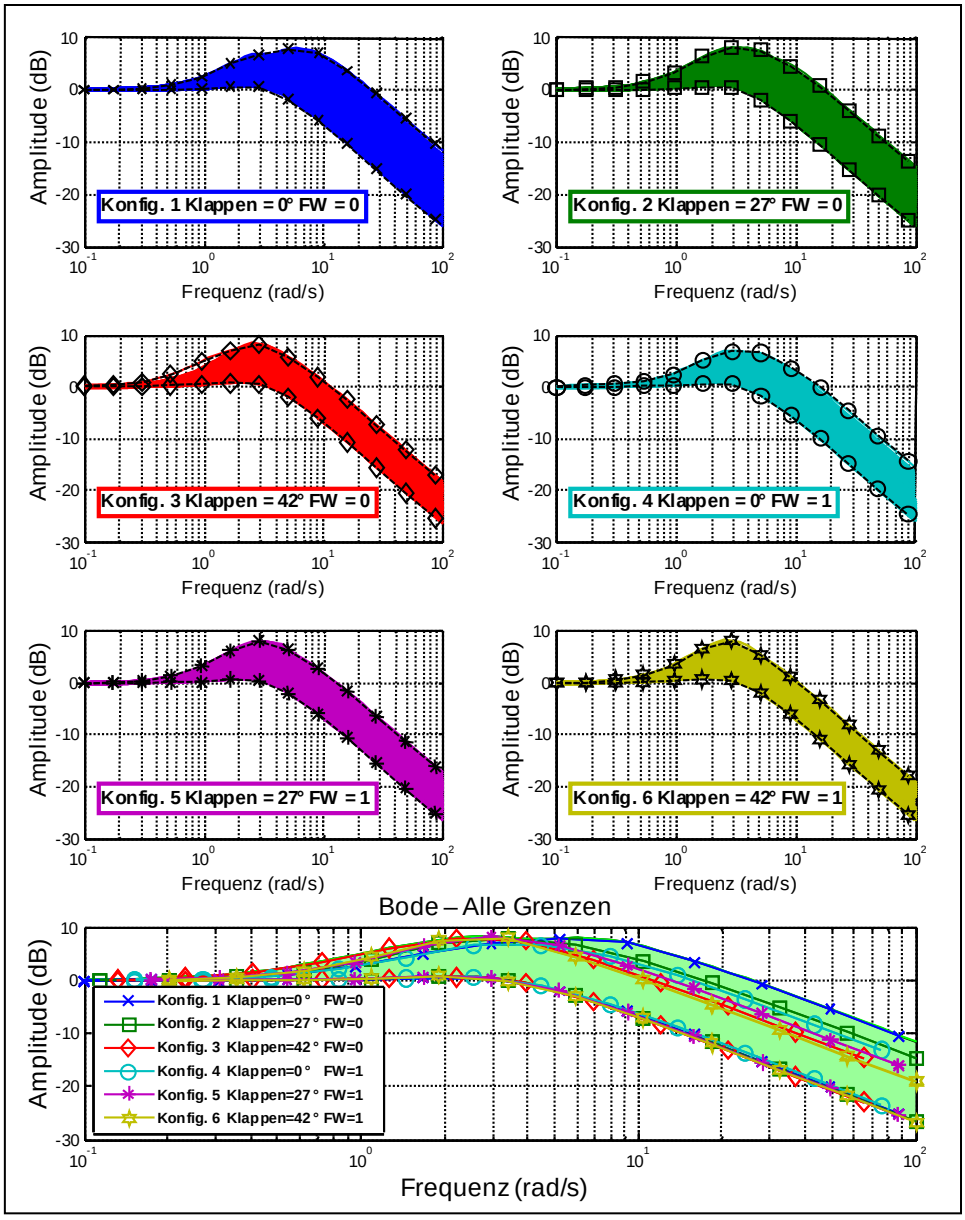


Abbildung 51 Amplitudenverlauf der OL-Nickraten-Übertragungsfunktionen

Die aus der Trimmung und Linearisierung gewonnenen Ergebnisse hinsichtlich der Übertragungsfunktion von Höhenruder auf Nickrate (für die Zwei-Freiheitsgrad-Näherung der Anstellwinkelschwingung) sind in Abbildung 51 normiert dargestellt.

Alle aus der Flugenveloppe resultierenden Parametervariationen sind für alle sechs Konfigurationen dargestellt (drei Klappenstellungen („Klappen“) und Fahrwerk („FW“) aus- bzw. eingefahren). Im unteren Teil von Abbildung 51 sind diese Konfigurationen zu einem Gesamt-Amplitudenverlauf vereint, welcher insgesamt die Menge an zu regelnden Strecken repräsentiert.

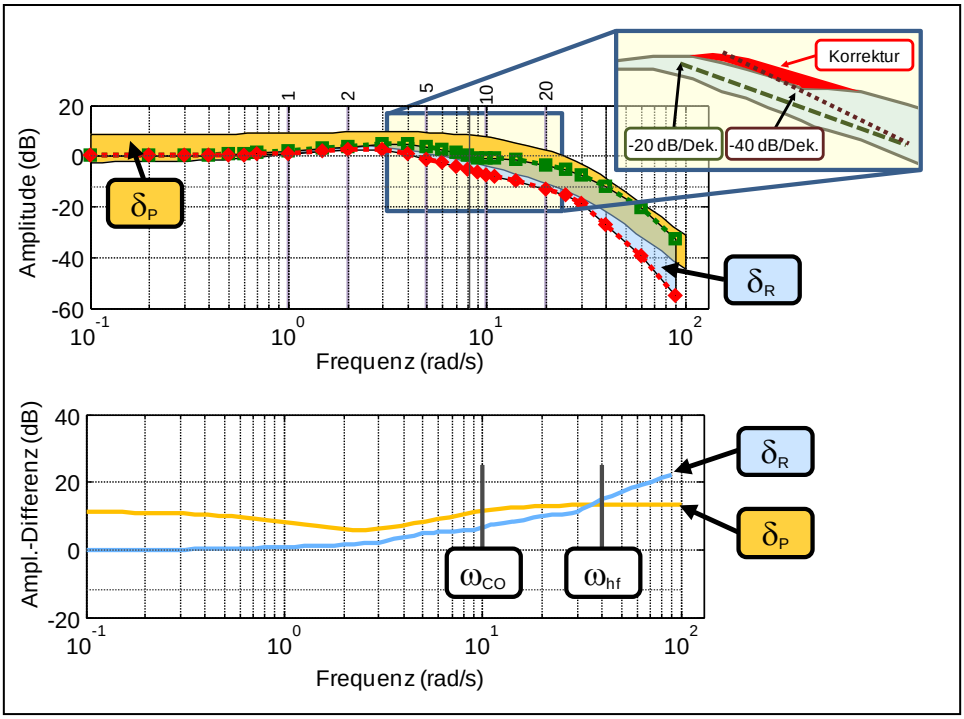


Abbildung 52 Finale Führungsgrenzen

In oberen Teil von Abbildung 52 sind die finalen Führungsgrenzen dargestellt, die untere Grenze $B_L(j\omega)$ in Rot und die obere Grenze $B_U(j\omega)$ in Grün. Die Amplitudendifferenz δ_R zwischen den Führungsgrenzen ist dabei blau schattiert. Im Hintergrund ist die (in diesem Fall nicht normierte) Parametervariation aus den Open-Loop-Übertragungsfunktionen der gesamten linearisierten Flugzeugdynamik gezeichnet. Deren Amplitudendifferenz δ_P ist jeweils orange markiert. In Analogie dazu sind im unteren Teil jeweils die Amplitudendifferenzen als Funktion der Frequenz aufgetragen. Zusätzlich sind die Durchtrittsfrequenz der oberen Führungsgrenze (also deren Durchgang durch die „0-dB-Linie“) und die Hochfrequenzgrenze (als der Schnittpunkt mit der „-12-dB-Linie“) eingezeichnet. Man erkennt, dass die in Kapitel 6.1.2 formulierte Anforderung des monotonen Anstiegs von δ_R ab der Durchtrittsfrequenz gewährleistet ist. Die weitere Anforderung, dass oberhalb der Hochfrequenzgrenze die Amplitudendifferenz δ_R der Führungsgrenzen größer sein muss als die Amplitudendifferenz der Streckendynamiken δ_P, ist ebenfalls erfüllt.

Im oberen Teil von Abbildung 52 ist zusätzlich eine Korrektur eingezeichnet, durch die exzellente Flugleistungen sichergestellt werden. Eine Anforderung im Hinblick auf die Crossover-Modell-Theorie ist der Wunsch, dass die zu regelnde Strecke im Bereich der Crossover-Frequenz einfach-integrierendes Verhalten mit einer Steigung von -20 Dezibel pro Dekade (dargestellt als dunkelgrüne gestrichelte Linie), aufweist. Dies ist bei einer konventionellen Flugzeugdynamik für die Nickrate stets gewährleistet. Der robuste Regelungsansatz unter

Nutzung der QFT-Methodik gewährleistet jedoch lediglich, dass für alle gewählten Streckendynamiken die resultierenden Übertragungsfunktionen des geschlossenen Regelkreises innerhalb der Führungsgrenzen bleiben. Wie sich jedoch im Laufe der Untersuchungen gezeigt hat, führt eine Nicht-Anpassung der Frequenzbereichsgrenzen dazu, dass Funktionen des geschlossenen Kreises zwar innerhalb der Grenzen verbleiben, dort jedoch durchaus eine Steigung von -40 Dezibel pro Dekade entwickeln können (doppelt-integrierendes Übertragungsverhalten, dargestellt als dunkelrote gepunktete Linie). Dass kommt gerade dann zu Stande, wenn die zulässigen Grenzen im Bereich von ca. 4-8 rad/s sehr weit auseinander liegen. Aus diesem Grund wurde der in Rot dargestellte Bereich aus Abbildung 52 (bezeichnet mit „Korrektur“) als zulässiger Bereich der Führungsgrenzen ausgeschlossen. Damit ist sichergestellt, dass sich intern (praktisch) kein doppelt-integrierendes Übertragungsverhalten einstellen kann.

6.1.4 Finales „Loop Shaping“

Mit den im letzten Kapitel beschriebenen finalen Führungsgrenzen erfolgt die finale Reglerauslegung mittels der QFT-Toolbox (vgl. [Bor03]). Abbildung 53 zeigt ein Entwurfs-Nichols-Diagramm inklusive des fertigen Reglers. Es wurden die Grenzen für die Referenzstrecke von -360° bis 0° („Offene Kette“) berechnet, wobei der Phasenabstand jeweils variiert wurde. Zwischen -180° bis -65° betrug der Phasen-Abstand zur Grenzberechnung nur ein Grad. Insgesamt wurden 25 Auslegungsfrequenzen zwischen 0.1 bis 90 rad/s genutzt (vgl. Tabelle 7).

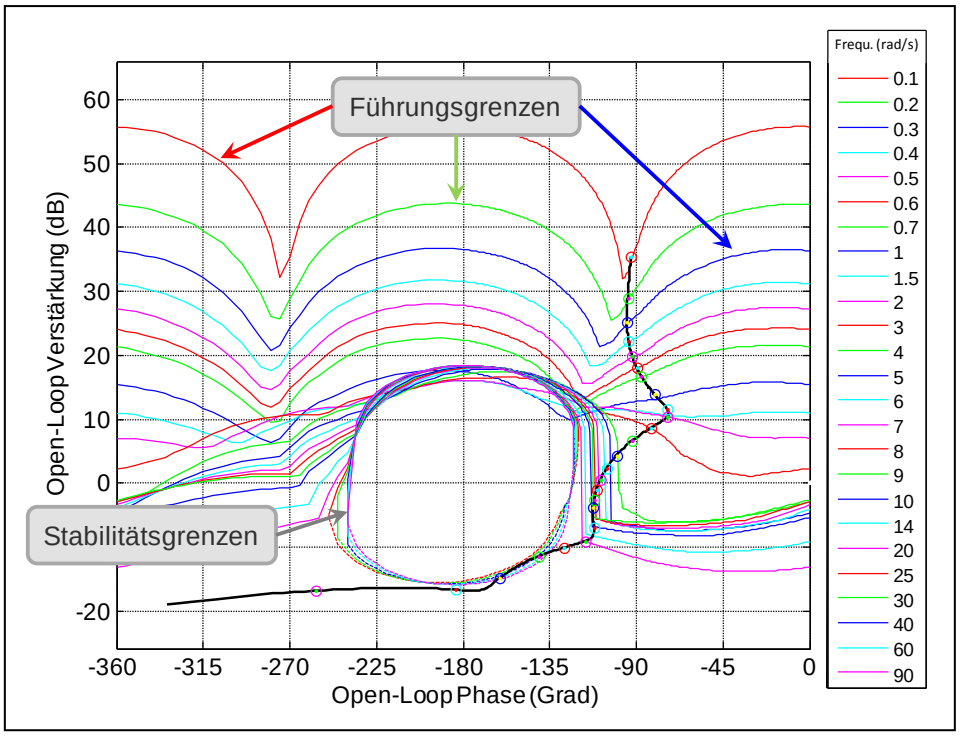


Abbildung 53 Ergebnis des finalen „Loop Shapings“

Die Auswahl an Frequenzen und Phasen-Evaluierungspunkten im Zusammenhang mit den zu regelnden Strecken bestimmt die Dauer für die Berechnung der Grenzen. Der der Toolbox zugrunde liegende Algorithmus wurde bereits in Kapitel 5.3.5 beschrieben.

Wie bereits erläutert, sind lediglich die Randkonturen der Frequenzschablonen für den Prozess der Grenzberechnung von Nöten. Je mehr Punkte ohne zusätzlichen Informationsgehalt, sprich Punkte innerhalb einer Frequenzschablone, zur Berechnung mit einbezogen werden, desto aufwändiger und zeitraubender wird jedoch die Berechnung. Es existieren bereits Ansätze zur Erzeugung der Randkonturen, in der vorliegenden Arbeit wurde hingegen ein anderer, auf der Flugphysik basierender Weg beschritten. Bei der Evaluierung des Flugzeugs über die gesamten Enveloppe, ist wie bei fast allen flugmechanischen Untersuchungen die Geschwindigkeit mitunter der wichtigste Parameter. Aus diesem Grund wurden zur Erzeugung der Auslegungsgrenzen jeweils pro Höhen-, Schwerpunkt- und Konfigurationswert nur die Übertragungsfunktionen basierend auf der niedrigsten und höchsten trimmbaren Geschwindigkeit genutzt und ein Wert genau dazwischen. Damit konnte die Anzahl der zu untersuchenden Strecken signifikant reduziert werden, um einen Iterationszyklus hinsichtlich der Auslegung in einer vertretbaren Zeit zu gewährleisten.

Bei der Generierung der Stabilitätsgrenzen wurde auf die Einhaltung einer „Closed-Loop"-Stabilitätsgrenze mit A_R = 5.26 dB und φ_R = 49.25° geachtet. Wie bereits beschrieben und in Abbildung 53 erkennbar, wurde der Ausgleich an notwendiger Amplitudenreserve durch nachträgliche Optimierung erreicht.

Schlussendlich ergibt sich der Regler (nach der Optimierung) zu:

$$G(s) = K_G \frac{(s+0.89)(s+1.61)(s+9.09)\left[s^2+2\cdot 0.62\cdot 16.4s+16.4^2\right]\left[s^2+2\cdot 0.35\cdot 47.7s+47.7^2\right]}{s(s+0.45)(s+2.99)(s+60.56)(s+95.59)(s+109.2)(s+120.0)} \quad (6\text{-}9)$$

Der Regler besteht hierbei aus einer Übertragungsfunktion siebter Ordnung mit einem freien Pol (Integrator). Hierdurch wird stationäre Genauigkeit gewährleistet.
Während die erste Basisauslegung mittels der QFT-Toolbox erfolgte, wurden in einem anschließenden Schritt durch Optimierung die Verstärkungsfaktoren minimiert (bei gleichzeitiger Maximierung der Stabilität). Darüber hinaus wurden die bereits erwähnten Totzeiten nach dem Regler (10 ms) und zum Regler hin (20 ms) bei der Auslegung berücksichtigt.
Bei der Optimierung wurden jeweils Kostenfunktionen verwendet, durch welche ein möglichst optimales Tracking, bei gleichzeitiger Maximierung der Amplitudenreserve, erzielt werden soll. In Abbildung 53 ist dies daran zu erkennen, dass die Markierungen für die jeweiligen Auslegungsfrequenzen sich jeweils genau auf den zugehörigen Führungsgrenzen befinden.

6.2 Vorfilter-Auslegung („Pre-filter Shaping“)

Wie bereits in Kapitel 5.3.6 beschrieben, dient der Vorfilter („Pre-Filter“) zur Absolutpositionierung der Frequenzgänge des geschlossenen Regelkreises entlang der Ordinate. Mittels Einstellung des Vorfilters muss Gleichung (5-8) gewährleistet sein. Das Vorgehen bei der Auslegung des Vorfilters erfolgt dabei analog zur Auslegung des Reglers. Im ersten Schritt wird mittels der QFT-GUI ein Basis-Vorfilter erzeugt, welcher durch anschließende Optimierung in seiner Funktion verbessert wird.

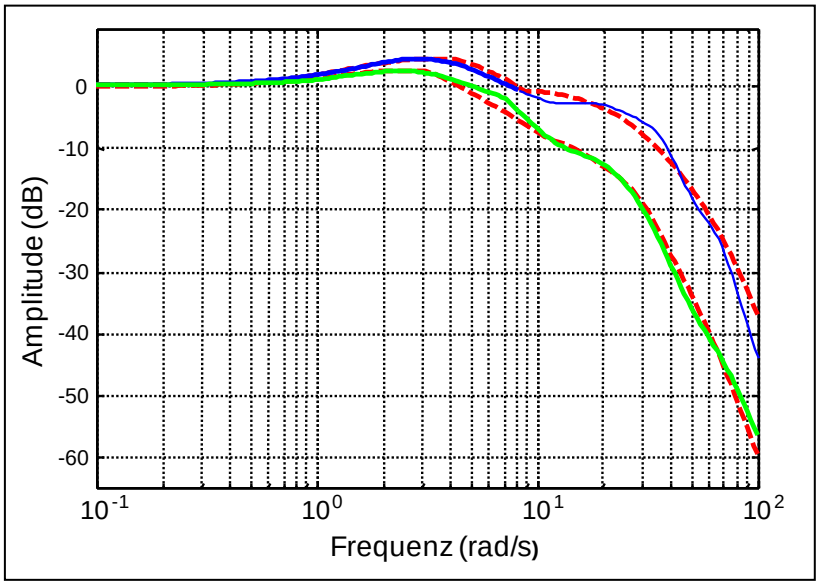


Abbildung 54 Ergebnisse der finalen Vorfilter-Auslegung

Die Optimierung erfolgt jedoch hier unter ganz anderen Gesichtspunkten. Sie sorgt für eine bestmögliche Einhaltung der vorgegebenen Frequenzbereichsgrenzen. Dennoch ist der Vorfilter zur realen Implementierung im echten fliegenden System gedacht. Gerade aus diesem Grund soll sichergestellt werden, dass der Zähler- und Nennergrad des Vorfilters innerhalb eines sinnvollen Bereichs bleibt. So wurde die maximale Vorfilterordnung auf sechs festgelegt. In Abbildung 54 ist das Ergebnis der finalen Vorfilter-Auslegung gezeichnet. In Blau und Grün sind dabei die minimalen und maximalen Amplituden aus allen Frequenzgängen des geschlossenen Kreises (mit Vorfilter) gezeigt. Die Grenzen sind in Rot und gestrichelt eingezeichnet. Wie man unschwer erkennen kann, gibt es kleine Bereiche, an denen eine (bzw. mehrere) der resultierenden Closed-Loop-Ergebnisse die vorgegebenen Grenzen minimal verletzten. Wie bereits in den QFT-Grundlagen besprochen, hat sich jedoch gezeigt, dass man selbiges durchaus tolerieren kann, wenn man dafür (wie vom in dier Arbeit empfohlen) mit einer „übererfüllenden“ und „fordernden“ Grenze gerechnet hat. Umgekehrt dürfen die Anforderungen nicht zu anspruchsvoll sein, um eine Auslegung eventuell ganz unmöglich zu machen. Im hier dargestellten Fall resultiert die minimale Grenzverletzung durch der Beschränkung der Vorfilter-Ordnung. Unter Zuhilfenahme eines beliebigen Zähler- und Nennergrades kann eine deutlich bessere Anpassung erfolgen. Demgegenüber steht jedoch der Verlust an Transparenz und Implementierbarkeit. Ein Vorfilter größer sechster Ordnung ist im realen, fliegenden System schwerlich zu implementieren bzw. einzustellen.

Wie bereits in Kapitel 4 zum Thema Flugeigenschaften erläutert, gibt es keinen allgemein anerkannten Verfahrensweg bei der Integration des Steuerkraftsystems in einer flugeigenschaftszentrierten Reglerauslegung (vgl. [Fie00], [Nor00], [Mit94]). Gerade die Flugeigenschaftskriterien selbst und deren Verwendung in militärischen Anforderungskatalogen sind nicht konsistent, sondern sogar oftmals widersprüchlich. Als naheliegender Schritt wird aus diesem Grund empfohlen (vgl. [Mit94]), bei jeder Auslegung das Steuerkraftsystem stets mit zu berücksichtigen.

Im Rahmen dieser Arbeit wurde diese Empfehlung aufgegriffen, um speziell in einer für den Piloten „transparenten" Umsetzung evaluiert zu werden. Wie bereits beschrieben, wurde als Vorfilter ein Filter sechster Ordnung genutzt. Schon bei der Basisauslegung hat sich gezeigt, dass der Zählergrad dritter Ordnung und der Nennergrad sechster Ordnung eine sinnvolle Lösung darstellt. Dabei zerlegt sich der Nenner jeweils in drei konjugiert komplexe Polpaare.
Betrachtet man nun die Analogie zwischen einer linearen Modellierung des Steuerkraftsystems und einem P-T_2-Element, so erkennt man, dass das Steuerkraftsystem (modelliert als Feder-Masse-Dämpfer-System) eine Übertragungsfunktion mit einem konjugiert komplexen Polpaar – entsprechend der Gleichungen (4-2) bis (4-7) – darstellt.
Zur Nutzung dieses Sachverhaltes wurde im Rahmen der Optimierung des Vorfilters die Einschränkung („Constraint") eingeführt, dass eine konjugiert komplexe Vorfilter-Polstelle eine repräsentative Center-Stick-Charakteristik aufweisen muss. Diese repräsentative Charakteristik ist dann gegeben durch:

$$0.1 \le \zeta_{Stick} \le 0.9 \ , \ 10 \le \omega_{Stick} \le 25 \ , \ 780 \le c \le 2450 \ [N/m] \tag{6-10}$$

Die grundlegende Idee bei diesem Vorgehen besteht darin, dass letztendlich zwei Vorfilter-Designs entstehen. Dadurch, dass nun jeweils ein Polpaar eine repräsentative Centerstick-Dynamik darstellt, jedoch das Gesamtsystem, respektive der Filter, hinsichtlich exzellenter Flugeigenschaften im Sinne der Erfüllung der Führungsgrenzen optimiert ist, kann besagtes Polpaar durch ein „echtes" Steuerkraftsystem ersetzt werden. Dabei muss das Steuerkraftsystem exakt so eingestellt sein, dass es das Verhalten aufweist, das durch die Optimierung vorgegeben wird.
Somit ergibt sich ein konventionelles Design, welches das Steuerkraftsystem nicht mit einbezieht und ein zweites, in welchem ein Polpaar über das Steuerkraftsystem, gedacht als Feder-Masse-Dämpfer-System, realisiert wird.
Der finale Vorfilter nach der Optimierung ergibt sich zu:

$$F(s) = K_F \frac{(s+1.34)[s^2+22.39s+215]}{[s^2+4.327s+8.188]\underbrace{[s^2+2\cdot 0.41\cdot 17.99\cdot s+17.99^2]}_{\text{Steuerkraftsystem}}[s^2+44.09s+1511]} \tag{6-11}$$

Wie Gleichung (6-11) zeigt, ist das (Centerstick-)Steuerkraftsystem repräsentiert als P-T_2-Element mit einer Dämpfung von 0.41 und einer Eigenfrequenz von 17.99 rad/s. Dies deckt sich perfekt mit den Ergebnissen aus Gleichung (6-10). Der letzte „freie" Parameter, die Federsteifigkeit, wird mittels Simulator-Flugversuchen optimiert. Dabei werden Federsteifigkeitswerte zwischen 780 und 2450 N/m betrachtet (vgl. [Rod94]).

6.3 Auslegung der Steuersensitivität

Ähnlich der Problematik der Bestimmung bzw. Festlegung der Steuerkraftparameter verhält sich die Auswahl der Steuersensitivität. Die Steuersensitivität beschreibt den Verstärkungsfaktor von Bedienelement-Ausschlag (entweder kraft- oder wegbasierend) auf die zu betrachtende Flugzeugreaktion. Hier dargestellt ist der Fall von Nickratenkommando auf Nickrate. Da der vorliegende Regelungsansatz ausgelegt ist für ein Kleinflugzeug basierend auf der Flugphase Kategorie „C“, ist eine Möglichkeit der Sensitivitätsbestimmung die Anwendung des sogenannten Nickraten-Sensitivitäts-Kriteriums („Pitch Rate Sensitivity Criterion“, vgl. [Stu86] und [Wil90]).

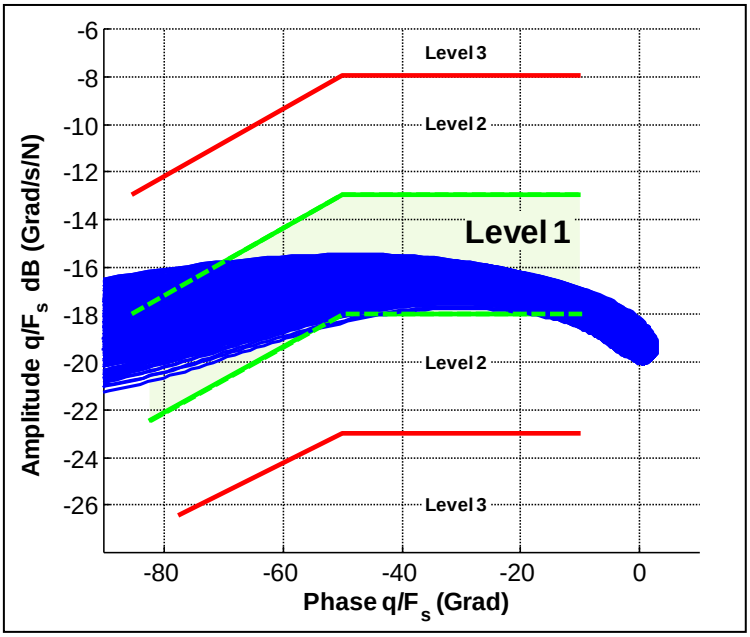


Abbildung 55 Optimierung der Steuersensitivität

Dieses Nickraten-Sensitivitäts-Kriterium gibt dabei speziell für Flugphase „C“ (also Start, Landung etc. siehe Kapitel 4.5) Grenzen für die Nickratenübertragungsfunktion bei Krafteingang entsprechend Abbildung 55 vor. Dieses Kriterium wurde auf Basis der Ergebnisse der „LAHOS“-Studie („Landing Approach Higher-Order System“) entwickelt.
Im hier dargestellten Fall berechnet sich die Steuersensitivität K^*_{qCMD} wie folgt:

$$\frac{q(s)}{F(s)} = \frac{\omega_{0,FS}^2}{s^2 + 2\zeta_{FS}\omega_{0,FS}s + \omega_{0,FS}^2} \underbrace{\frac{1}{c}\frac{1}{X_{\max}}\frac{K_{q_{CMD}}}{1}}_{K^*_{qCMD}} G_{q\,q_{CMD}} \tag{6-12}$$

Da der hier zur Anwendung kommende Regelungsansatz alle Punkte der Enveloppe einschließen soll, wurde versucht, mittels numerischer Optimierung eine Steuersensitivität zu finden, welche für eine möglichst große Anzahl an Konfigurationen Level 1 Flugeigenschaften für dieses Kriterium gewährleistet. Die Ergebnisse der Optimierung sind in Abbildung 55 dargestellt. Wie man sehen kann, erreicht man nach der Optimierung für einen sehr großen Anteil das gewünschte Ergebnis. Dabei ergibt sich eine Steuersensitivität von ca. 11 °/s als Kommandowert. Zur Optimierung muss allerdings die Federsteifigkeit bereits bekannt sein. Im vorliegenden Fall wurde sie mit 1600 N/m angenommen.

6.4 Lineare Auswertung

Im Rahmen der linearen Auswertung wird für die linearisierten Streckenmodelle der Regler inklusive der repräsentativen Totzeiten untersucht. Dabei wird die Einhaltung aller Flugeigenschaftskriterien betrachtet. Die entsprechenden Ergebnis-Diagramme befinden sich im Anhang D der Arbeit. Darüber hinaus soll hier beispielhaft der Regler an einer für den Piloten repräsentativen Flugaufgabe untersucht werden.

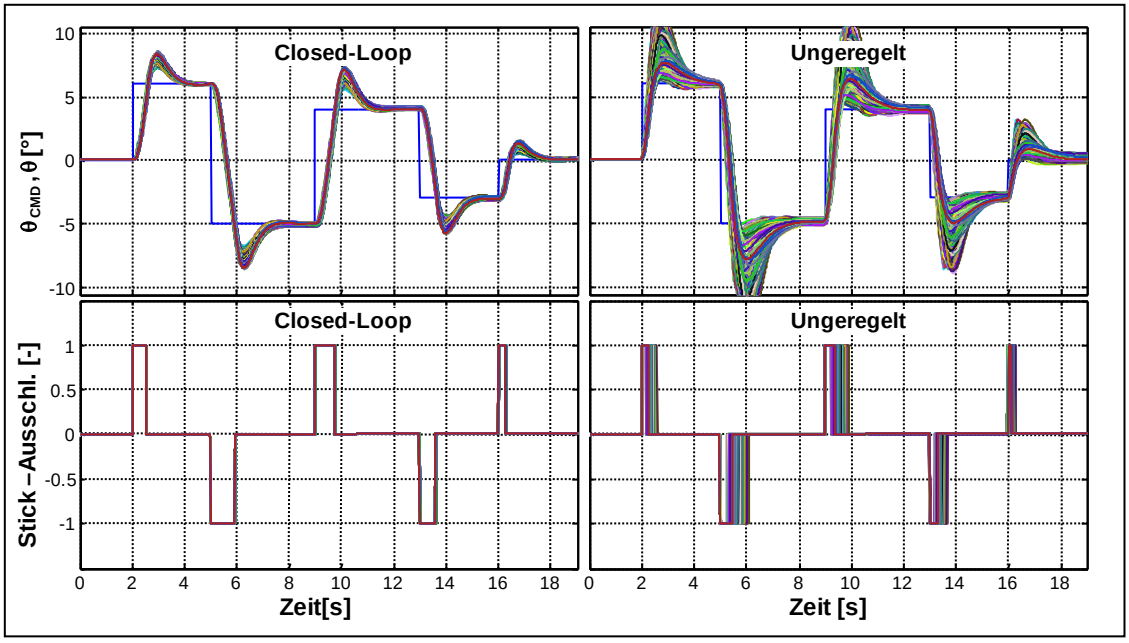


Abbildung 56 Nachbildung einer Theta-Folge

Zum einen ist dies in Abbildung 56 dargestellt. In dieser soll einem θ-Profil (dargestellt in Blau) gefolgt werden. Hierzu werden die idealisierten, sprungförmigen, rechteckigen Steuerausschläge berechnet, welche der Pilot als Stick-Steuereingaben machen müsste (ausgehend von einem Vollausschlag, jedoch jeweils nur mit einer Variation der Ausschlagslänge), um das gewünschte θ-Profil zu erhalten. Wie man im linken Teil von Abbildung 56 erkennt, sind die dazu notwendigen Eingaben beim regler-unterstützten System sehr homogen, es existieren nur minimale Variationen. Die daraus resultierende Nicklageantwort variiert selbst auch nur in sehr geringem Maße. Dagegen fallen die Antworten des ungeregelten Systems sehr unterschiedlich aus. Wie man erkennen kann, muss der Pilot über die Enveloppe gesehen die Ausschlagszeit jeweils stark variieren, um das gewünschte Ergebnis zu erzielen. Darüber hinaus erkennt man, dass gerade hinsichtlich des Überschwingens die Flugzeugantwort extrem stark variiert.

Ein ähnliches Bild ergibt sich in Abbildung 57. In dieser wurden die Reaktionen auf sprungförmige Eingaben untersucht, sowohl für „Ziehen & Loslassen“ aus auch für eine „Dublette“. Die Eingänge sind dabei 1°/s als Ratenkommando-Eingabe beim geregelten System und 1° Höhenruderausschlag η beim ungeregelten System. Man erkennt, dass für die gesamte Enveloppe beim geregelten System der Endwert ohne Probleme präzise und stationär erreicht wird. Beim ungeregelten System ergibt sich entsprechend dem Flugzustand eine über die Enveloppe äußerst starke Variation.

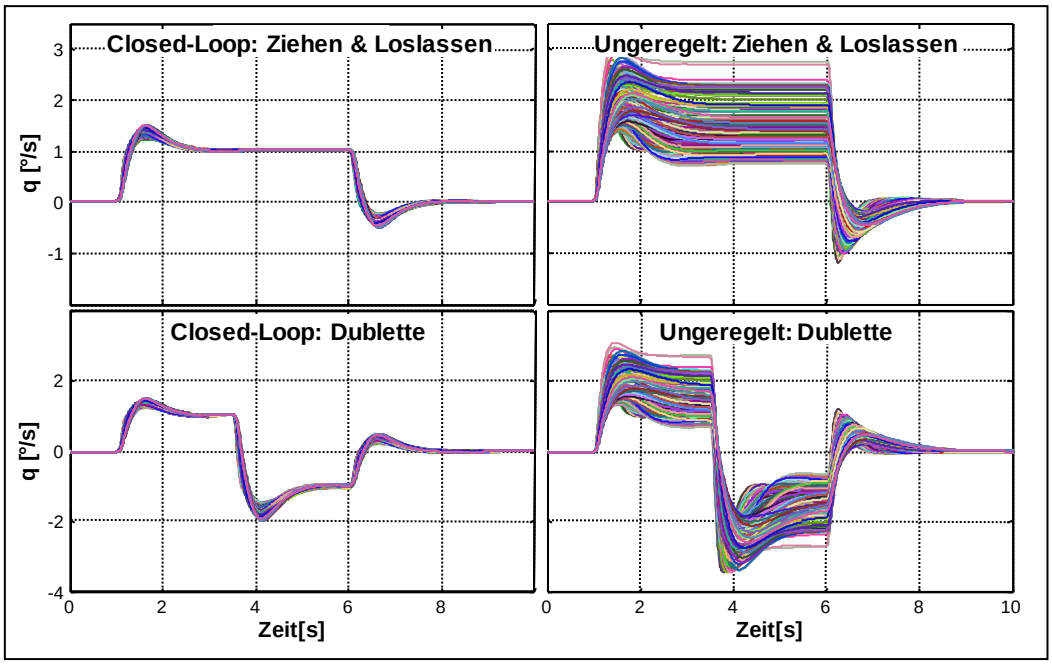


Abbildung 57 Vergleich geregelt/ungeregelt bei Dublette

Somit ist belegt, welche Vorteile das Ratenkommandosystem für den Piloten bringt. Unabhängig vom Flugzustand bzw. von Konfiguration und Schwerpunktlage ist eine präzise und stationäre Nickrate mit denselben Steuereingaben gewährleistet, woraus ein sehr konsistentes Systemverhalten resultiert.

6.5 Zusätzliche automatische Sicherheits- und Unterstützungsfunktionen

Jegliche Funktionalität, welche den Piloten bei seiner Tätigkeit entlastet, führt zwangsläufig zu einer Erhöhung seines Situationsbewusstseins. Steht dem Piloten mehr Zeit, respektive Energie, für die Erfüllung seiner sonstigen Tätigkeiten zur Verfügung, geht damit eine Erhöhung der Sicherheit einher.

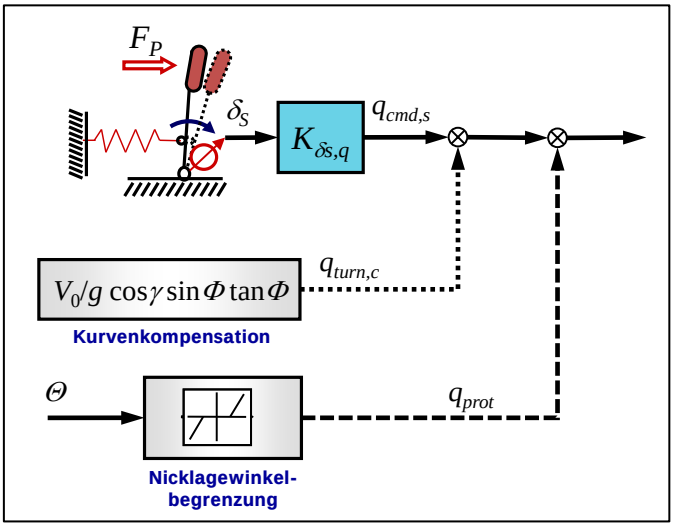


Abbildung 58 Zusätzliche Sicherheits- und Unterstützungsfunktionen

In Abbildung 58 sind beispielhaft diese Sicherheitsfunktionen eingezeichnet.
Die sogenannte Kurvenkompensation dient dazu, in den Kurven ein Sinken des Flugzeugs zu verhindern. Die fehlende Vertikalkomponente des Auftriebs muss normalerweise durch den Piloten manuell ausgeglichen werden. Das heißt, während eines Kurvenflugs muss der Pilot eines konventionellen Flugzeugs stets ziehen, um das Einhalten der Höhe zu gewährleisten. Im vorgestellten Regelungsansatz soll der Pilot von dieser Aufgabe befreit werden.

$$q = \frac{g}{V} \tan\phi \sin\phi \cos\theta \tag{6-13}$$

Mittels der oben dargestellten Gleichung (siehe Abbildung 59) lässt sich die notwendige Zusatznickrate berechnen. Diese wird entsprechend Abbildung 58 als zusätzliches Nickratenkommando eingebracht.

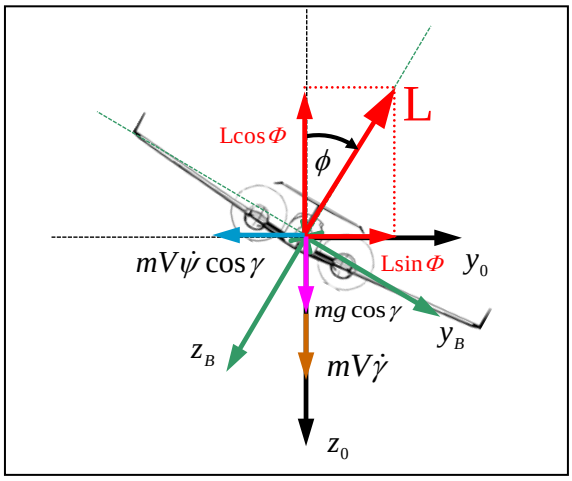


Abbildung 59 Kräftegleichgewicht im Kurvenflug

Die sogenannten Lagewinkelbegrenzungen („Protections“) werden als frei definierbare Lagewinkel-Höchstgrenzen realisiert, ab welchen ein zusätzliches Ratenkommando induziert wird, welches der aktuellen Nicklage entgegen wirkt.
Über folgende Formel lässt sich der funktionale Zusammenhang darstellen:

$$q_{prot} = \begin{cases} 0 & \text{für } |\Theta| \le |\Theta_{prot}| \\ K_{prot}\left(\Theta - \Theta_{prot}\right) & \text{für } |\Theta| > |\Theta_{prot}| \end{cases} \quad \text{mit} \quad K_{prot} < 0 \tag{6-14}$$

Als Beispiel denke man sich die Nicklage-Beschränkung Θ_{prot} bei 10°. Erreicht der Flieger nun eine angenommene Lage von 15°, so wird eine abnickende Drehrate induziert, da $K_{prot} < 0$. Beim Loslassen des Steuerknüppels würde der Flieger dann automatisch auf seine Limitierung (von 10°) zurück gehen. Die „Protections“ haben bei einem Fly-by-Wire-Flieger noch einen zusätzlichen Effekt. Ab der Lagebeschränkung muss der Pilot mehr Steuerknüppelweg zurücklegen, um die gleiche Nickrate zu kommandieren. Da jedoch die Federkonstante sich nicht ändert, nimmt der Pilot dies durch eine Veränderung (respektive Erhöhung) des Kraftgradienten war. Somit erhält er eine haptische Rückmeldung – er muss merkbar mehr Kraft aufbringen – sobald sich das Flugzeug außerhalb der zulässigen Grenzen befindet. Er bekommt also ohne Zusatzinstrument bzw. Anzeige, nur über eine haptische Rückmeldung, sofort seine Lageinformation mitgeteilt und kann entsprechend reagieren.

7 Pilotenmodelle

7.1 Historische Entwicklung

"Since the controlled motion of an airplane is a combination of airplane and pilot characteristics, it is necessary to know something about both airplane and pilot characteristics before a satisfactory job of airplane design can be done." ***Koppen (1940)*** [McR73]

Bereits seit Mitte des 20. Jahrhunderts stellte sich durch die zunehmende Interaktion zwischen Mensch und Maschine in allen Bereichen der Technik die Aufgabe, Systeme zu konstruieren, die dem Menschen als Bediener oder Teil des Systems eine adäquate Nutzung ermöglichen. So wurden bereits während des zweiten Weltkrieges gemeinsame Studien von Psychologen und Ingenieuren angestellt, um zum Beispiel die Effizienz, sprich die Treffsicherheit, von Richtschützen zu verbessern [Lev96].
Beginnend mit den 50er Jahren des letzen Jahrhunderts hat sich die Notwendigkeit von Pilotenmodellen für die Luftfahrt herauskristallisiert. Durch den Einzug von mathematischen und regelungstechnischen Methoden in der Flugzeugentwicklung wurde eine passende Beschreibung für den Menschen unumgänglich, um den geschlossenen Regelkreis Flugzeug sinnvoll untersuchen zu können. Ziel war es, den Menschen aus regelungstechnischer Sicht über eine entsprechende Übertragungsfunktion beschreiben zu können.
Besonders ist hier Duane T. McRuer hervorzuheben. Geboren am 25. Oktober 1925 [Sys07] war er einer der Wegbereiter bei der Entwicklung moderner Flugregelungssysteme. Nach seiner Zeit bei der US Army ging er zu Northrop Aircraft und wurde dort „Technical Chief of Flight Control" [Sys07] [Hes08]. Er war federführend bei der Auslegung des Regelungssystems für den Prototypen eines Northrop Nurflügel-Bombers, bzw. Allwetter-Abfangjäger F-89 des Herstellers Northrop.
Besonders bekannt wurde er durch seine Forschungen auf dem Gebiet der mathematischen Menschmodellierung, wobei er hier besonders durch seine Veröffentlichungen aus den Jahren 1965 [McR65], 1967 [McR67] und 1974 [McR74] international geachtet wurde.
Im Rahmen dieser Veröffentlichungen entwickelte er das sogenannte Crossover-Modell, welches auch unter dem Namen „McRuer's Law" oder „McRuer's Crossover Law" bekannt ist. Hierauf soll im späteren Verlauf detailliert eingegangen werden. Dieses einfache aber dennoch leistungsfähige Modell hat sich in vielen Bereichen der Technik, gerade im Luftfahrt- und Automobilbereich, durchgesetzt und findet bis heute seine Anwendung.
Darüber hinaus haben sich unterschiedlichste Arten der mathematischen Beschreibung des menschlichen Verhaltens als Übertragungsglied entwickelt.

Grundsätzlich lässt sich das menschliche Verhalten im Rahmen einer regelungstechnischen Aufgabe wie folgt unterteilen ([Ras83], [Lan07]):

- Wissensbasiertes („knowledge-based") Verhalten
- Regelbasiertes („rule-based") Verhalten
- Fertigkeitsbasiertes („skill-based") Verhalten

In der Regel ist eine Anforderung bzw. Aufgabe sowohl durch ihre Komplexität als auch durch die notwendige Schnelligkeit (Frequenz) der Steuereingaben charakterisiert. Die Bewältigung einer regelungstechnischen Aufgabe kann also sowohl durch die kognitive Anforderung als auch die Schnelligkeit der Betätigung der notwendigen Steuergrößen unterschiedliche Belastungen generieren. Als Beispiel sei die Flugplanung als angenommene äußerste Reglerschleife angeführt, welche wissensbasiertes Verhalten aufgrund hoher Komplexität voraussetzt.

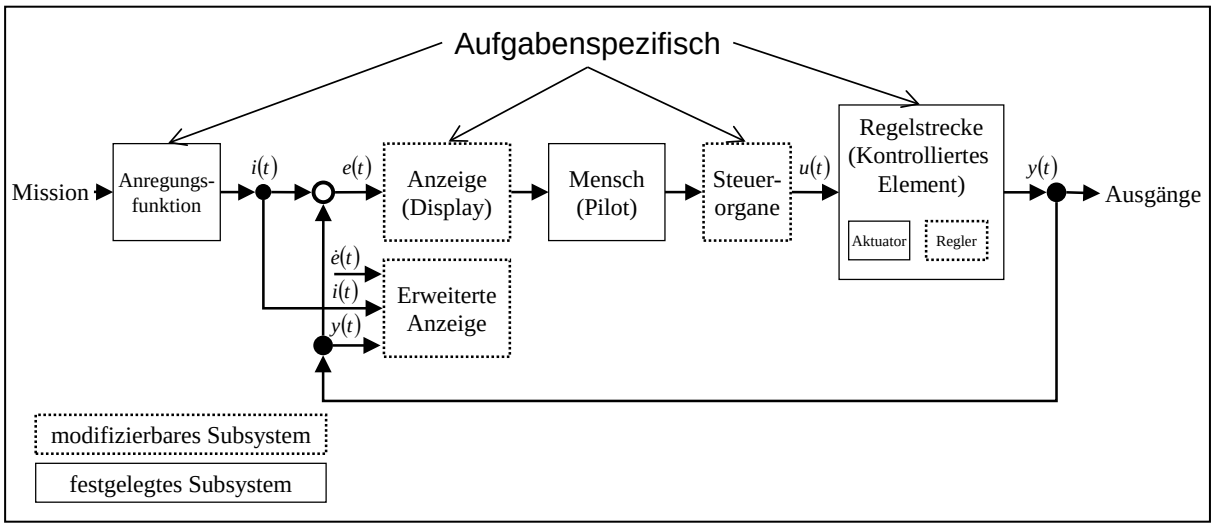


Abbildung 60 Manuelles Steuersystem (frei nach [McR74])

Demgegenüber beruht die Stabilisierung einer leicht instabilen Konfiguration hauptsächlich auf Fertigkeiten, aber ist im Gegenzug durch die deutlich höhere Frequenz der Steuereingaben (respektive der Pilotentätigkeit allgemein) gekennzeichnet.

Bezüglich der Frage des Einsatzzweckes bzw. Grundes zur Modellierung des Piloten können verschiedene grundsätzliche Anwendungsfälle skizziert werden.

- Nachbildung des Zeitbereichsverhaltens eines geschlossenen Regelkreises (also inklusive des Piloten) z.B. zur Implementierung von Offline-Simulationen
- Nachbildung des Frequenzbereichsverhaltens, z.B. zur Durchführung von Stabilitätsanalysen des geschlossenen Flugzeug-Piloten-Kreises
- Zur Flugeigenschaftsbewertung mittels eines Pilotenmodells, gerade in der (FCS-)Designphase
- Hinsichtlich der Verhinderung/Analyse durch Voraussage möglicher PIO-Fälle
- Untersuchung von biomechanischen Kopplungseffekten (im Sinne des sogenannten „Ratchetings“)

Aus Sicht des Flugregelungsingenieurs wäre es natürlich wünschenswert, all diese Anwendungsfälle mit einem einzigen Modell bewältigen zu können, was bis dato allerdings noch nicht gelang. In der Regel gibt es für jeden Anwendungsfall mehr oder weniger geeignete Modelle. Grundsätzlich hat sich die Unterscheidung der Pilotenmodelle in zwei Kategorien ergeben. Zum einen die Verhaltensmodelle, bei denen der Pilot als aktiver dynamischer Regler agiert, und zum anderen die biomechanischen Modelle, bei denen der Pilot als biomechanisches Element modelliert wird. In dieser Arbeit sollen lediglich sogenannte klassische Kon-

zepte (quasi-lineare Modelle) herangezogen und genutzt werden. Daneben gibt es noch algorithmisches Modelle (welche z.B. auf der Optimalsteuerungstheorie beruhen) und gänzlich alternative Ansätze (im Sinne von Neuronalen Netzen, Petrinetzen oder Fuzzy-Logik). Wie sich in den folgenden Kapiteln zeigt, ist ein Grund zur Beibehaltung der klassischen Modelle die Reduzierung auf möglichst wenige, leicht interpretierbare und an unterschiedliche Bedingungen anpassbare Pilotenparameter. Doch auch hier ergeben sich im Detail unterschiedlichste Herausforderungen.

Daneben spricht noch mehr gegen andere Modellierungsansätze, denn grundsätzlich kann für den einzelnen Anwendungsfall der Pilot in jeder beliebigen Komplexität – mit einem für just diesen Anwendungsfall speziell zugeschnittenen Modell – modelliert werden. Daraus resultieren dann mehr oder wenige gute Ergebnisse im Zeit- und Frequenzbereich. Bei solch einem Vorgehen lassen sie sich dann aber praktisch nicht mehr – oder nur sehr schwer, beziehungsweise unter größtem Aufwand – auf andere Anwendungsfälle übertragen. Darüber hinaus lassen sich über solche ganz spezifisch aufgebauten Pilotenmodelle nur schwer verallgemeinerungsfähige Aussagen für andere Problemstellungen ableiten.

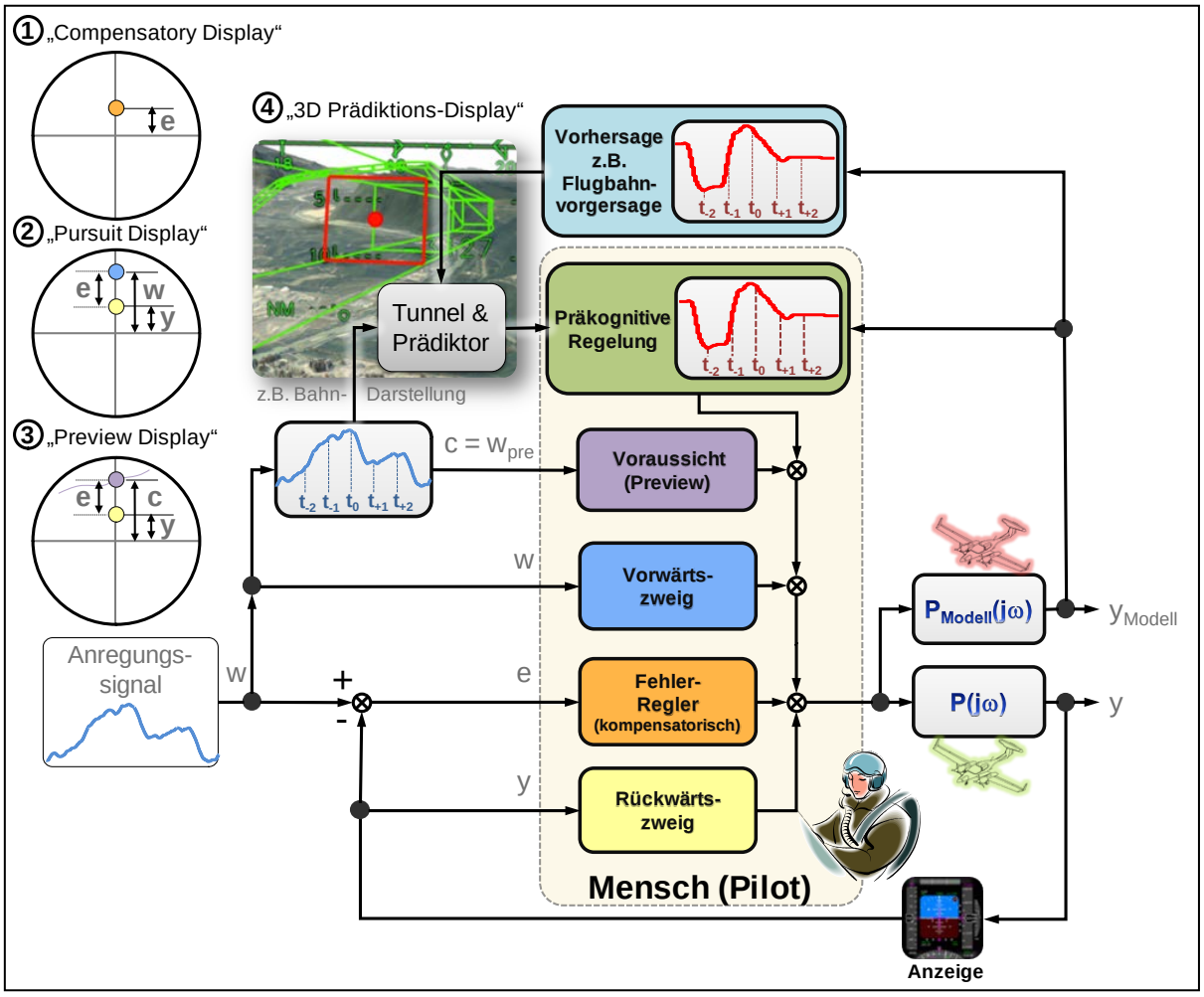


Abbildung 61 Menschliches Regelungsverhalten

Zur Veranschaulichung des Menschen als Teil des Regelkreises subsumiert Abbildung 61 den Menschen inklusive seiner „Regelungsmöglichkeiten“ und gängiger Anzeigeformate. Aus dieser kombinierten Darstellung wird sehr deutlich, wie das menschliche Regelungsverhalten

und seine Leistungsfähigkeit mit der Darstellung bzw. dem Informationsgehalt der Aufgabenstellung variieren. Die Aufgabenstellung bezieht sich ganz prinzipiell auf eine Folgeaufgabe, basierend auf einem (für den Piloten zufällig erscheinendes) Eingangssignal, bei dem der Pilot die Strecke über eine einzelne Anzeige („Einkanal“) regelt. Es gibt verschiedene Ansätze zur Leistungsverteilung im Falle der gleichzeitigen Reglung von zwei oder mehr Schleifen (z.B. Schub und Lage usw.). Es hat sich allerdings noch kein allgemein anerkanntes Konzept durchgesetzt und der beschriebene Sachverhalt gilt nach wie vor als äußerst komplex. Das Verständnis für das menschliche Regelungsverhaltens ist dabei auch Grundlage für die Interpretation der späteren Pilotenmodelle.

Steht dem Menschen zur Durchführung seiner Regelungsaufgabe nur das reine Fehlersignal e zur Verfügung, so kann er nur kompensatorisch handeln. Man spricht hier von einem „kompensatorischen“ Display (Nr. 1 - „Compensatory Display“, siehe Abbildung 61).
Kommt in einer Display-Anzeige Soll- (Führungsgröße w) und Ist-Wert (Ausgang y) gleichermaßen zusammen, spricht man von einer Folgedarstellung (Nr. 2 - „Pursuit Display“). Man bezeichnet dies auch oft als Darstellung von „Soll“-Größe und „Fehler“, was zur ersten Beschreibung jedoch vollkommen äquivalent ist.
Ist für den Piloten der komplette Verlauf der Soll-Größe (Eingang c oder w_{pre}) neben seinem Ist-Zustand erkennbar, wird dies als „Vorschau“-Display bezeichnet (Nr. 3 - „Preview Display“).
Zusätzlich kann der Mensch noch präkognitiv handeln. Dies beschreibt das Antizipieren, also das Vorausahnen, der Flugzeugreaktion bzw. Streckenreaktion über ein Modell der Strecke, welches auf der Erfahrung des Piloten basiert. Hierbei kann der Mensch bereits Steuereingaben durchführen, noch bevor es zu einer eigentlichen Regelabweichung kommt.
Wird diese Vorhersage über einen Algorithmus getätigt, zum Beispiel für den Fall einer Flugbahnprädiktion, so erhält man in Kombination mit einer kompletten Darstellung der Flugbahn (im Sinne eines w_{pre}) die sogenannte Tunnel/Prädiktor-Darstellung. Dies ist eine Methode einer modernen dreidimensionalen Flugführungshilfe, welche dem Piloten die Voraussage hinsichtlich der zukünftigen Flugzeugreaktion abnimmt und damit seine Erfahrungswerte entkoppelt, respektive nicht mehr von Nöten macht ([Dob01], [Sac08]). Präziserweise müsste man zwischen zwei Modelldarstellungen unterscheiden. Das Streckenmodell aus Sicht der präkognitiven Regelung ist ein auf Erfahrungswerten des Piloten basierendes Modell der Strecken, wohingegen bei Flugbahnprädiktion ein mathematisch-physikalisches Modell der Strecke ausschlaggebend ist. Aus Gründen der Übersichtlichkeit soll aber in der Darstellung darauf verzichtet werden.
Hinsichtlich des menschlichen Regelungsverhaltens sei unter anderem auf [Luc10], [Jag03], [Nat97] und [Wis10] verwiesen.
Die Untersuchung des Menschen aus regelungstechnischer Sicht umfasst hauptsächlich die Darstellung als kompensatorisch agierendes Element, welches in der vorher beschriebenen Kategorisierung bei fertigkeitsbasiertem Handeln einzuordnen ist.

Ziel dieses Kapitels ist es, verschiedene Pilotenmodelle hinsichtlich ihrer Anwendbarkeit bezüglich der integrierten Auslegung des Mensch-Maschine-Regelkreises zu bewerten. Aus

Abbildung 60 wird ersichtlich, dass der Mensch bei einer einschleifigen kompensatorischen Regelung die Aufgabe hat, den Regelfehler *e(t)* zu minimieren. Je nach Aufgabe oder Mission können verschiedene Subsysteme unterschiedliche Ausprägungen und Charakteristika aufweisen. Auch könnte man zu dem Fehlschluss gelangen, bei gleicher Mission bzw. Aufgabenstellung und Strecke stets gleiche Ergebnisse erwarten zu können. Hier sei als kleines Beispiel das Überqueren eines Baumstamms angeführt: Befindet sich der Stamm (natürlich mit ausreichender Breite) direkt auf dem Boden, so ist dieser Aufgabe wohl jeder gewachsen. Würde man nun versuchen, mit Hilfe des Stammes eine hohe Schlucht zu überqueren, so würde diese Aufgabe deutlich anders bewältigt. Durch die Veränderung der äußeren Umstände (Gefahr des Absturzes etc.) würde jeder versuchen, den Stamm höchst präzise mittig zu überqueren, was sich durch eine Erhöhung der Verstärkungsfaktoren charakterisieren lässt. Die Versuchspersonen würden nämlich ihren Anspruch, den Regelfehler zu minimieren, (sprich die Verstärkung zu erhöhen) drastisch erhöhen, was diese Aufgabe zu einem sogenannten „High-Gain-Task“ (also Aufgabe mit hoher Verstärkung) werden ließe. Man sieht somit, dass selbst bei gleicher Regelungsaufgabe (Überqueren des Stammes), identischer „Hardware“ (Stamm, Wind, Schuhe usw.) und gleicher Strecke („Mensch“), die Ergebnisse rein durch die äußeren Umstände und Gegebenheiten, in diesem Fall die psychische Verfassung, deutlich variieren können.

Das gewählte Pilotenmodell soll sowohl den Menschen sinnvoll in seinem Übertragungsverhalten beschreiben, als auch Rückschlüsse über seine Belastung im Sinne adäquater Handling Qualities zulassen, um die anderen modifizierbaren Subsysteme (Displaydynamik, Steuercharakteristika etc.) optimal auslegen zu können.

7.2 Crossover Modell

7.2.1 Grundsätzliche Betrachtungen und Versuchsaufbau

Wie bereits im vorangegangenen Kapitel behandelt, fällt dem Crossover-Modell eine grundlegende Bedeutung zu, sei es aufgrund von dessen Einfachheit oder durch die Anwendbarkeit der Ergebnisse. Gerade durch die weite Verbreitung hat sich jedoch auch eine deutliche Nachlässigkeit mit der präzisen Benennung desselben ergeben. So werden heute einige Erweiterungen des Crossover-Modells lapidar als „Crossover-Modell“ beschrieben, was letztendlich nicht korrekt ist, da sie explizit eine Ergänzung der ursprünglichen Form darstellen.

Es soll hier nochmals auf eine ganz besondere Problematik im Zusammenhang mit dem Crossover-Modell hingewiesen werden. Das Crossover-Modell wurde seinerzeit hauptsächlich als deskriptives Werkzeug, sprich eine Methode zur Beschreibung der empirisch gewonnenen Daten, verwendet. Das heißt, es wurde mit dem Crossover-Modell versucht, Flugversuchs- und experimentell gewonnene Daten in Einklang zu bringen. Der strukturelle Aufbau dieses Modells ist dementsprechend auf die Anwendung bzw. Analyse vorhandener Daten

ausgerichtet. So wurden umfangreiche Versuchsreihen erstellt, die den Piloten in Abhängigkeit der äußeren Einflüsse beschreiben. Gerade hierin liegt auch die Stärke des Modells.
Auch im Hinblick auf prädiktive Aussagen, sprich die Nutzung des Modells zur vorausschauenden Auslegung der angrenzenden Subsysteme (Display, Regler etc.), haben sich verschiedene Vorgehensweisen etabliert, welche gängige Praxis sind und mit Erfolg angewendet werden. Nichtsdestotrotz darf nicht vergessen werden, dass die Auslegung auf Einstellregeln beruht, die zur Voraussage immer nur bedingt herangezogen werden können und im Einzelfall, je nach entsprechender Aufgabe und Umgebung, deutlich davon abweichen können.
McRuers Untersuchungen beruhten auf der Analyse eines einschleifigen (Single-Loop) kompensatorischen Regelkreises. Der Versuchsaufbau war wie folgt (vgl. Abbildung 61): Eine Versuchsperson sitzt vor einem Display, auf dem ein reiner Regelfehler visualisiert wird, welcher sich aus einer Anregungsfunktion und dem Ausgang der Regelstrecke ergibt. Den Eingang der Strecke kontrolliert der Pilot durch seine Stickeingaben. Dabei wurden sowohl die Regelstrecken als auch die Bandbreite der Anregungsfunktion variiert, welche aus Sinusschwingungen unterschiedlicher Frequenz zusammengebaut ist.
Es wurde also darauf geachtet, dass den Versuchspersonen nur ein Regelfehler mit einer zufälligen Anregungsfunktion visuell aufbereitet wurde. Wäre der Charakter der Anregungsfunktion nicht zufallsbasiert, so wäre es den Piloten möglich geworden, auf periodische Folgen zu schließen und damit ihre Leistung zu verbessern, was nicht im Sinne des Versuchsaufbaus gewesen wäre [McR65]. Ziel war es, sowohl eine allgemeine mathematische Beschreibung für den Piloten zu entwickeln, als auch „Einstellregeln“ zu liefern, um die Variablen und Parameter des Modells entsprechend bestimmen zu können.
Man muss zudem auf die Möglichkeiten der damaligen Zeit hinweisen, sowie auf den enormen Aufwand, der betrieben wurde, sei es, künstliche Inputs zu generieren, Daten aufzuzeichnen und selbige zu einer späteren Zeit auszuwerten. Dementsprechend wurden nur wenige Einzelfälle elementarer Übertragungsglieder (K, K/s, K/s² etc.) untersucht und den Piloten nur wenige Bandbreiten der Erregerfunktion dargestellt. Dennoch konnten durch die Ergebnisse einige sehr allgemeine und präzise Schlussfolgerungen getroffen werden.

7.2.2 Beschreibung der Gesamtdynamik (Pilot – Flugzeug)

Vereinfachend kann McRuers Modell dahingehend beschrieben werden, dass der Mensch sich bei einer kompensatorischen Regelungsaufgabe so verhält, dass die Amplitude des offenen Regelkreises $G_{Pilot}G_{Strecke}$ im Bereich der Crossover-Frequenz „K/s“-Verhalten aufweist.

$$G_{Pilot}G_{Strecke} = \frac{\omega_C e^{-j\omega T_t}}{j\omega} = \frac{\omega_C e^{-j\omega\tau}}{j\omega} = \frac{Ke^{-j\omega\tau}}{j\omega} \qquad (7\text{-}1)$$

Dieses Gesamtverhalten (sprich Pilot und Strecke) ist von seiner Charakteristik immer gleich, wobei die Parameter ω_c und τ von Aufgabe zu Aufgabe und je nach betrachteter Strecke variieren. Der Pilot passt also sein Übertragungsverhalten an, um der Gesamtcharakteristik Rechnung zu tragen. McRuer spricht hier von einem Verhalten, das in zwei Kategorien unterteilt werden kann: Zum einen Adaption und zum anderen Optimierung [McR65]. Die Anpassung des Piloten im Sinne des Gesamtverhaltens des Systems wird über verschiedene Regeln (welche später noch genauer erläutert werden) beschrieben. Diese Regeln werden oft als „Equali-

zation-“ oder „Adaption-Rules“ bezeichnet. Es ist wichtig darauf hinzuweisen, dass die Beschreibung des Gesamtsystems über die Crossover-Charakteristik („K/s“-Verhalten oder -20 dB pro Dekade Amplitudenabfall) nur im Bereich der Crossover-Frequenz korrekte Ergebnisse liefert.

Einer der wichtigsten Parameter ist die Crossover-Frequenz ω_c. Diese Frequenz ergibt sich im Bodediagramm beim Durchgang der Amplitude durch die 0 dB-Linie (Verstärkung 1). Sie stellt gleichzeitig die Gesamtverstärkung der offenen Kette, bestehend aus der Piloten- als auch der Streckenverstärkung, dar. (vgl. Formel (7-1)). Im Hinblick darauf, dass sich die Verstärkung der Strecke nicht ändert, kann die Crossover-Frequenz also als Funktion des Piloten gesehen werden.

Beim Crossover Modell handelt es sich um eine Approximation des Verhaltens der geschlossenen Kette, bestehend aus einer integralen Regelstrecke mit Totzeit (IT_t-Element).

$$G_{Crossover} = \underbrace{\frac{K}{j\omega}}_{\text{Integral-}} \underbrace{e^{-j\omega\tau}}_{\text{Totzeitelement}} \tag{7-2}$$

Die Anpassung des Piloten erfolgt im Sinne der Gesamtdynamik sowohl über seine aufzubringende Verstärkung als auch über die Modifikation der Totzeit. Diese Totzeit ist nur in begrenztem Maße veränderbar, was sich durch die begrenzten physiologischen Fertigkeiten des Menschen leicht erahnen lässt.

McRuer [McR65] liefert als „verbales“ Ergebnis die Erkenntnis, dass sich der Mensch so an die Strecke anpasst, dass das Gesamtsystem „zufriedenstellende“ Eigenschaften besitzt, nämlich dass:

- ein gutes Antwortverhalten (y/w) existiert (vgl. Abbildung 60)
- ungewollte Eingaben und Störungen unterdrückt werden
- das System robust ist (unanfällig gegen Unsicherheiten)
- genügend große Stabilitätsreserven bestehen.

Durch die Anforderungen an Führungs- und Störverhalten ist sofort die Notwendigkeit einer großen Gesamtverstärkung offensichtlich ($|G_{\text{Pilot}}G_{\text{Strecke}}| \gg 1$ für kleine Frequenzen und $|G_{\text{Pilot}}G_{\text{Strecke}}| \ll 1$ für hohe Frequenzen).

Die Führungsübertragungsfunktion bestimmt sich leicht zu [McR74]:

$$G_{yi} = \frac{G_{Crossover}}{1+G_{Crossover}} = \frac{\omega_C e^{-\tau s}}{s+\omega_C e^{-\tau s}} \qquad \rightarrow 1 \text{ für } \left|G_{Crossover}\right| >> 1 \tag{7-3}$$

Die Störübertragungsfunktion entsprechend Abbildung 60 [McR74]:

$$G_{ei} = \frac{1}{1+G_{Crossover}} = \frac{s}{s+\omega_C e^{-\tau s}} \qquad \rightarrow \frac{1}{\left|G_{Crossover}\right|} \text{ für } \left|G_{Crossover}\right| >> 1 \tag{7-4}$$

Es ergibt sich somit die Anforderung, dass der Pilot über seine Anpassung ein Frequenzintervall mit -20 dB pro Dekade (integralem Verhalten, $G_{\text{Pilot}}G_{\text{Strecke}} = \frac{1}{j\left(\omega/\omega_C\right)}$) erzeugen muss, in dem er mittels seines Verstärkungsfaktors die Crossover-Frequenz entsprechend einstellen kann. Dabei ist darauf zu achten, dass sich ausreichende Stabilitätsreserven ergeben. Die Stabilitätsreserven sind hauptsächlich durch die maximal auftretende Totzeit begrenzt.

7.2.3 Pilotenanpassung und Anwendung des Crossover Modells

Während in Kapitel 7.2.2 auf die Beschreibung der Gesamtdynamik des Mensch-Maschine-Systems (respektive Pilot-Flugzeug) eingegangen wurde und die daraus resultierenden Erkenntnisse betrachtet wurden, soll nun detailliert die Beschreibung des Piloten aus regelungstechnischer Sicht und die Anwendung des Crossover Modells beschrieben werden. Diesbezüglich soll eine Methodik zur Bestimmung der Parameter vorgestellt werden, um sinnvolle Pilotenübertragungsfunktionen generieren zu können, welche sich zur weiteren Untersuchung eignen.

Ein grundlegendes Phänomen im Zusammenhang mit der manuellen Steuerung ist die sogenannte Crossover-Regression. Im letzten Kapitel wurde stillschweigend angenommen, dass die Anregungsfunktion in einem Frequenzbereich kleiner der Crossover-Frequenz angesiedelt ist. Ist dies nicht der Fall, so stellt sich das sogenannte Regressions-Phänomen ein: Der Pilot ist nicht mehr in der Lage, durch weitere Reduktion der Totzeit (sprich höhere Konzentration, Anspannung etc.) genügend große Stabilitätsreserven zu garantieren. Um diesem Dilemma Abhilfe zu schaffen, reduziert er die eigene Verstärkung, damit die Crossover Frequenz und letztendlich die Bandbreite des Systems. So erkennt man, dass für die kleinste Totzeit (τ=0.1s, was nicht mehr im physiologisch machbaren Bereich wäre) eine Crossover Frequenz von 5 rad/s gerade ungefähr grenzstabil wäre.

Die Anpassung des Piloten an die Streckendynamik erfolgt über die Möglichkeit eines Vorhalts, bzw. einer Verzögerung in der folgenden Form [McR67].

$$G_{P(ilot)} = K_P \frac{(T_{Lead}\, j\omega + 1)}{(T_{Lag}\, j\omega + 1)} e^{-j\omega\tau_e} = K_P \frac{(T_L\, j\omega + 1)}{(T_I\, j\omega + 1)} e^{-j\omega\tau_e} \tag{7-5}$$

Der Pilot stellt also ein PDT_1-Element (Lead-Lag) mit Totzeit dar. Diese Form ist auch als „Simplified Precision Model“ bekannt. Richtigerweise stellt das „Precision Model“ eine Erweiterung der obigen Grundfunktion dar.

McRuer [McR67] liefert nun sechs grundlegende „Einstellregeln“ bezüglich der Pilotenanpassung:

Regel Nr.

i. Der Pilot passt sein Verhalten bzw. seine Form $K_P \frac{T_L j\omega+1}{T_I j\omega+1} e^{-j\omega\tau_e}$ so an, dass
   (1) das System über die Verstärkung K_p stabilisiert werden kann
   (2) in der Nähe der Crossover-Frequenz die Amplitude ungefähr eine Steigung von -20 dB pro Dekade hat
   (3) $|Y_P Y_C| \gg 1$ für kleine Frequenzen gilt und somit gutes Führungs- und Störverhalten garantiert ist.

ii. Sind die Anforderungen aus i. erfüllt, so stellt er Crossover-Frequenz und Zeitverzögerung so ein, dass der mittlere quadratische Fehler minimiert wird

iii. Die Crossover Frequenz berechnet sich vereinfacht zu

$$\omega_{C0} = \frac{\pi}{2\tau_0} \tag{7-6}$$

Hierbei wird die Tatsache außer Acht gelassen, dass sich die Crossover-Frequenz mit wachsender Anregungsfrequenz verändert. Man beachte nur, dass τ_0 abhängig vom kontrollierten Element ist und sämtliche Zeitverzögerungen enthält.

iv. ω_c-Invarianz-Eigenschaften:
   a. Die Crossover-Frequenz ist unabhängig von der Verstärkung der Strecke K_C
   b. Ist die Bandbreite der Erregerfunktion deutlich kleiner als die Crossover Frequenz $\omega_i<0.8\omega_C$, so ist die Crossover-Frequenz auch davon unabhängig
   c. Wird die Erregerbandbreite jedoch größer als $0.8\omega_{C0}$, so tritt Crossover-Regression auf und die Crossover-Frequenz fällt auf Werte deutlich kleiner als ω_{C0} (Basis Crossover-Frequenz für bestimmtes Übertragungsverhalten) ab

v. Unter optimalen Bedingungen $\omega_i<<\omega_C$ ergibt sich eine einfache Näherung für den mitteleren quadratischen Fehler (auch bekannt als „one-third-law“):

$$\frac{\overline{e}_i^2}{\overline{i}^2} = \frac{1}{3}\left(\frac{\omega_i}{\omega_C}\right)^2 \tag{7-7}$$

vi. Die effektive Zeitkonstante des Piloten hängt hauptsächlich von der zu regelnden Strecke, sowie von der Bandbreite der Eingangsfrequenz ab. Das heißt, der Pilot reduziert seine Totzeit (höhe Konzentration, engerer Griff der Kontrollorgane etc.), je schneller er auf Abweichungen reagieren muss.

$$\tau_e(G_C, \omega_i) = \tau_0(G_C) - \Delta\tau(\omega_i) \tag{7-8}$$

Die zur jeweiligen Streckendynamik gehörenden Basisverzögerungen werden tabellarisch von McRuer angegeben (basierend auf den von ihm gemachten Versuchen und Laborbedingungen):

Y_c in crossover region	$\tilde{\omega}_c$ (rad/s)	τ_0 (seconds)	$\Delta\tau$ (seconds)
K_c	5 to 6	0.33	0.070 ω_i
K_c/s	4.3	0.36	0.065 ω_i
K_c/s^2	3.3	0.50	0.065 ω_i

Tabelle 9 Werte für τ_e und ω_C in Abhängigkeit der Streckendynamik

Die von McRuer angeführten Einstellregeln werden in der Literatur als „verbal adjustment rules“ bezeichnet. Sie helfen, sofern gewisse Voraussetzungen bestehen, den Parametern numerische Werte zuzuordnen. Diese werden in Abhängigkeit vom zu kontrollierenden Element, sowie der Eingangsbandbreite („Input“-Bandbreite) bestimmt. Auch hier erkennt man wieder die Ausrichtung des Modells vornehmlich als deskriptives Werkzeug (falls z.B. die Eingangs-Bandbreite über einen Filter definiert, bzw. über die Auswertung aus Messdaten bekannt ist, ist es ein Leichtes, die dazu korrespondierende Crossover-Frequenz zu ermitteln [Lev00]).

7.3 Neal-Smith-Kriterium

Das Neal-Smith-Kriterium oder auch Neal-Smith-Pilotenmodell wurde von Peter Neal und Rogers Smith in den 70er Jahren entwickelt. Hierbei war Peter Neal Flugversuchsingenieur und Rogers Smith Testpilot. Ihr Ziel war es, ein Kriterium zur Bewertung einer Zielverfolgungsaufgabe in der Längsbewegung zu entwickeln [Nea70].
Wie bereits im Kapitel Flugeigenschaften angesprochen, stellt das Neal-Smith-Kriterium ein Handling Qualities-Kriterium par excellence dar, da hier der Pilot als Teil des geschlossenen Regelkreises angesehen wird (welchen er über sein Handeln dem gewünschten Verhalten anpasst – siehe Abbildung 32). Das Kriterium nutzt dabei Eigenschaften des geschlossenen Regelkreises, um daraus eine Pilotenbewertung abzuleiten.
Allgemein lassen sich verschiedene Grundannahmen treffen (vgl. [Hel10]):

- Vom Piloten wird der niederfrequente Amplitudenabfall unter die „0-dB"-Linie minimiert (der sogenannte „Droop")
- Insgesamt versucht der Pilot, die Durchtrittsfrequenz beim offenen Regelkreis entsprechend der Flugaufgabe einzustellen (die Durchtrittsfrequenz ist die Frequenz beim Durchgang durch die „0-dB"-Linie)
- Der Pilot garantiert die Einhaltung eines ausreichend hohen Stabilitätsmaßes (das entspricht einem Phasenrand von ca. 60° - 110°)

Daraus leiteten Neal und Smith ein mathematisches Modell des Piloten ab, welches möglichst einfach aufgebaut war und auf der anderen Seite die Piloten-Bewertungen bei ihren Flugversuchen reproduzieren konnte. Dies deckt sich mit der beschriebenen Problematik bei der Pilotenmodellierung, nämlich, dass grundsätzlich die Anzahl der einzustellenden Parameter möglichst gering und deren Funktion bzw. Auswirkungen sehr transparent sein müssen.
Dieses Modell lässt sich mathematisch wie folgt darstellen:

$$F_P(s) = K_P \frac{T_{P1}s + 1}{T_{P2}s + 1} e^{-sT_0} \tag{7-9}$$

Somit besteht das Modell aus einer Pilotenverstärkung K_p, sowie einem phasenverändernden Filter, je nach Aufgabe als „Lead"- (phasenanhebend T_{P2} = 0) bzw. „Lag-Lead"-Konfiguration (phasenabsenkend $T_{P1}<T_{P2}$). Zusätzlich enthält das Modell ein Totzeitglied, für das in der Literatur Werte von 0.2s - 0.4s zu finden sind. Hierdurch wird die neuromuskuläre Zeitverzögerung des Piloten beschrieben. Eine detaillierte Beschreibung des Neal-Smith-Modells findet sich unter anderem in [Hel10].
Basierend auf den Anforderungen an eine Zielverfolgungsaufgabe, also dem präzisen Platzieren der Flugzeugnase an einer bestimmten (sprich auf ein anderes Flugzeug gerichteten) Position, leiten sich die von Neal und Smith erarbeiteten Einstellregeln ab. Sie beziehen sich dabei auf die Übertragungsfunktion von kommandierter auf die tatsächliche Nicklage $F^{\theta}_{\theta_{CMD}}$.

1. Bei einer definierten Eckfrequenz ω_{bw} (entsprechend der Flugaufgabe) des geschlossenen Piloten-Flugzeug-Kreises muss der Phasenwinkel gleich -90° sein. Hiermit ist sichergestellt, dass bis zu dieser Eckfrequenz ausreichend schnelle Piloteneingaben gewährleistet sind → *Phasenbedingung*

2. Der beschriebene Amplitudenabfall unter die „0-dB“-Linie, der sogenannte „Droop“, darf nicht mehr als -3 Dezibel (dB) betragen. Hierdurch ist es dem Piloten durch eine Mindestverstärkung möglich, stationäre Fehler adäquat zu korrigieren → *Amplitudenbedingung*

Bei der Beschreibung des Neal-Smith-Kriteriums wird neben dieser Phasen und Amplitudenbedingung eine wichtige Annahme von Neal & Smith meistens nicht erwähnt, nämlich, dass die vom Piloten eingebrachte Phasenmodifikation ihren Maximalwert genau an der Eckfrequenz haben muss. Darüber hinaus hat die Eckfrequenz, auch oft beschrieben als (Neal-Smith-)Bandbreite, nichts mit einer anderweitigen Bandbreitendefinition gemein, besonders nicht mit derjenigen, die im sogenannten Bandbreitenkriterium verwendet wird.
Die Werte für die Eckfrequenz werden in den militärischen Anforderungskatalogen wie folgt angegeben [USD97]:

Flugphase	Eckfrequenz ω_{bw} [rad/s]
A	3.5
B	1.5
C	1.5
Landefall	2.5

Tabelle 10 N.-S.-Eckfrequenzen für verschiedene Flugphasen

Der Landefall wird durch eine Eckfrequenz von 2.5 rad/s beschrieben, was auch im Rahmen dieser Arbeit als maßgeblich angenommen wird.

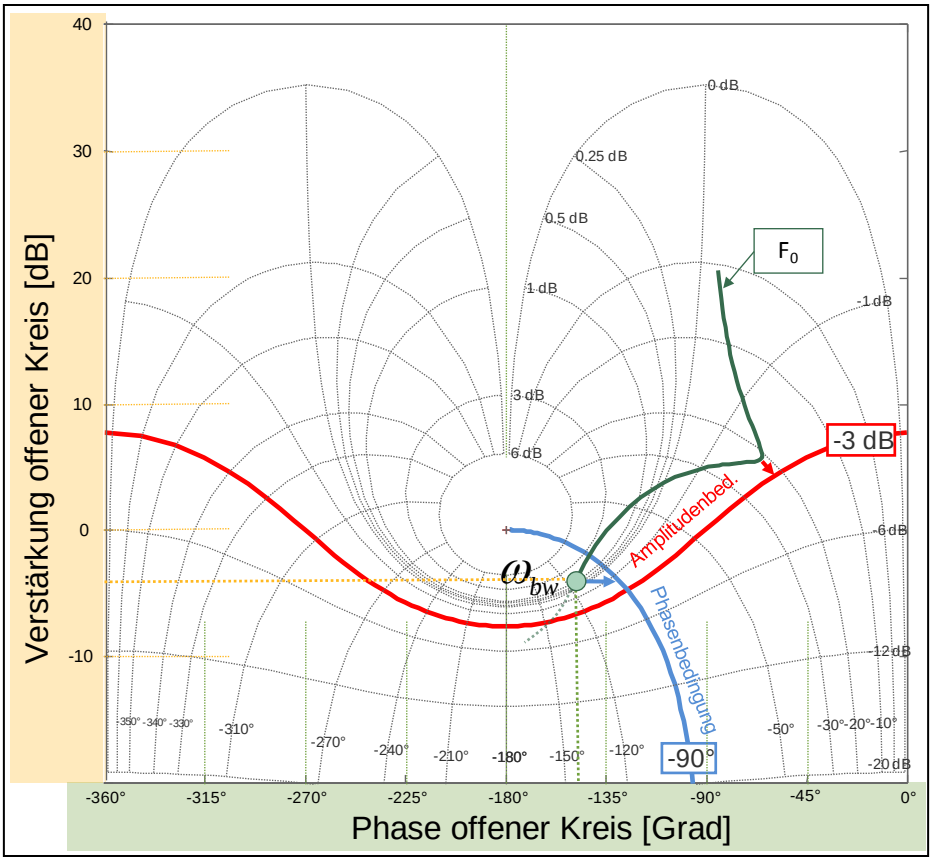


Abbildung 62 Darstellung der N.-S.-Zielgrößen im Nichols-Diagramm

In Abbildung 62 sind anschaulich die für das Neal-Smith-Kriterium wichtigen Zielgrößen im Nichols-Diagramm eingezeichnet.

Eine finale Auslegung ist dann erreicht, wenn die offenen Kette (Pilot + Flugzeug) die -3 dB Linie (des GRK) tangiert und der Kurvenpunkt bei der Eckfrequenz ω_{BW} auf der -90° Kurve (des GRK) liegt.

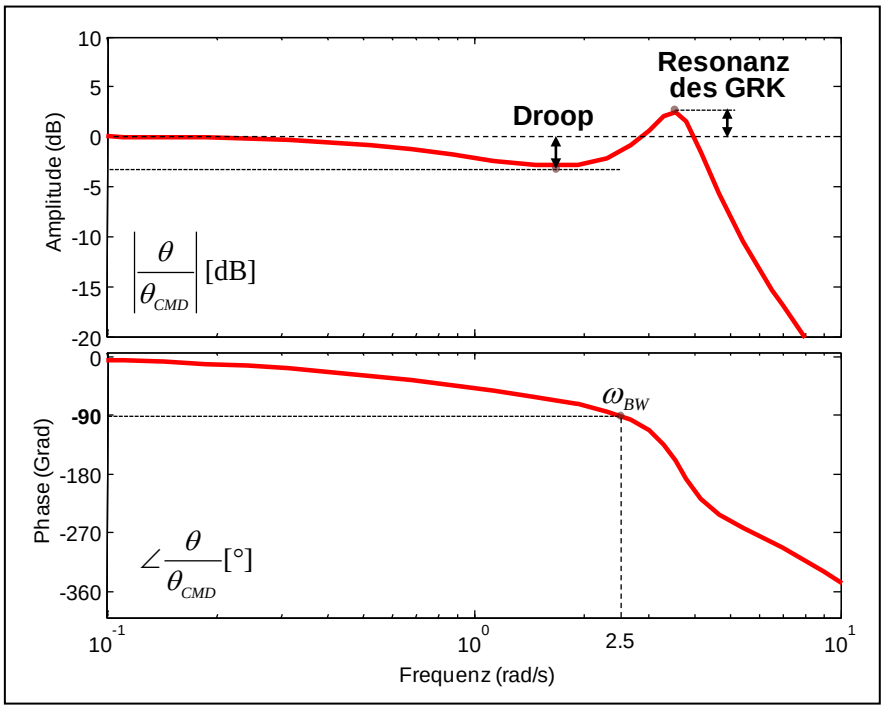


Abbildung 63 Definition des Bewertungsparameter des GRK

Hier sei nochmals auf die Grundlagen des Nichols-Diagramms in Kapitel 5.2 verwiesen.
Da hierbei sowohl die Amplituden- wie auch Phasenbedingung gleichzeitig zu erfüllen sind, müssen die Pilotenparameter in einem iterativen bzw. Optimierungsprozess ermittelt werden. Bei der Bestimmung der Parameter gehen Neal und Smith jedoch aus, dass im Falle einer Phasenanhebung ein reiner Phasenvorhalt vom Piloten eingebracht wird (*D*-T_1-Element).

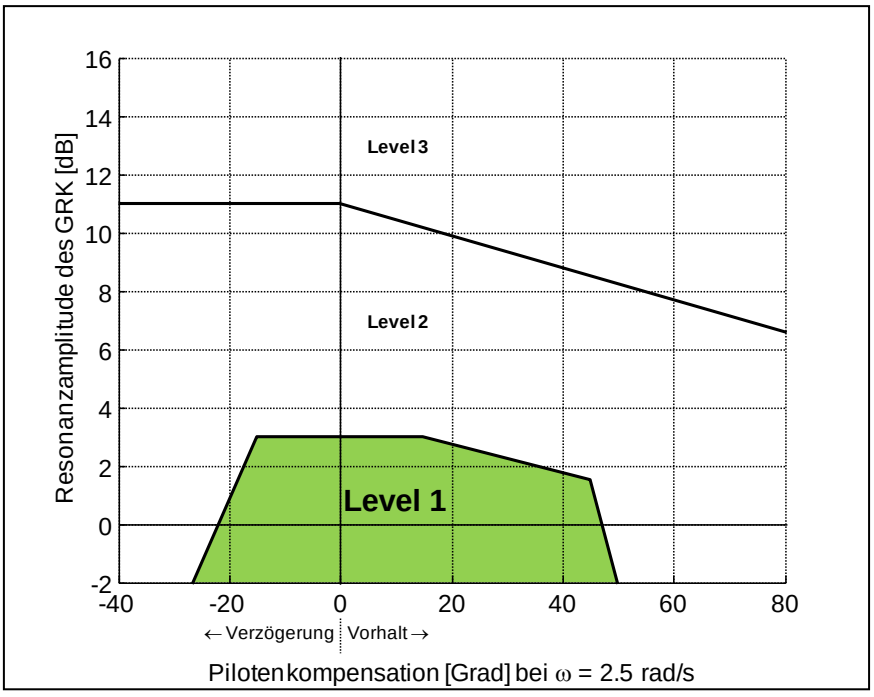


Abbildung 64 Auswertungsdiagramm des Neal-Smith-Kriteriums

In Abbildung 64 ist das Neal-Smith-Auswertungsdiagramm zu sehen. Hierbei sind die für die Bewertung der Flugeigenschaften relevanten Parameter die Phasenkompensation, damit bei der Bandbreite genau -90° Phasenverzug erreicht werden, sowie die Resonanzamplitude (in Dezibel) des geschlossenen Regelkreises. Für alle Flugphasen gelten dieselben Grenzen, lediglich die Festlegung der Bandbreite ist eine andere. Für eine Bandbreite von 2.5 rad/s sind diese Parameter in Abbildung 63 dargestellt.
Zum besseren Verständnis sind in Abbildung 64 die Verzögerung (das heißt negative Phasenkompensation) und der Vorhalt des Piloten (das heißt positiver Phasenvorhalt) eingezeichnet, sowie der Bereich bestmöglicher Flugeigenschaften („Level 1“) grün unterlegt.

7.4 Strukturmodell nach Hess („Structural Model“)

Das hier vorgestellte Pilotenmodell von Hess stellt eine Weiterentwicklung bzw. Überarbeitung seines im Jahre 1979 vorgestellten „strukturellen“ Pilotenmodells (auch Strukturmodell) dar [Hes79]. Bei seiner Veröffentlichung 1979 hatte dieses Modell zwei Neuerungen, zum einen die Einführung einer propriozeptiven Rückführung (Y_{PF}), zum anderen die Festlegung, dass der Pilot neben dem reinen Fehlersignal *e* in gewissen Situationen auch die Fehlerrate *ė* zur Regelung heranzieht.

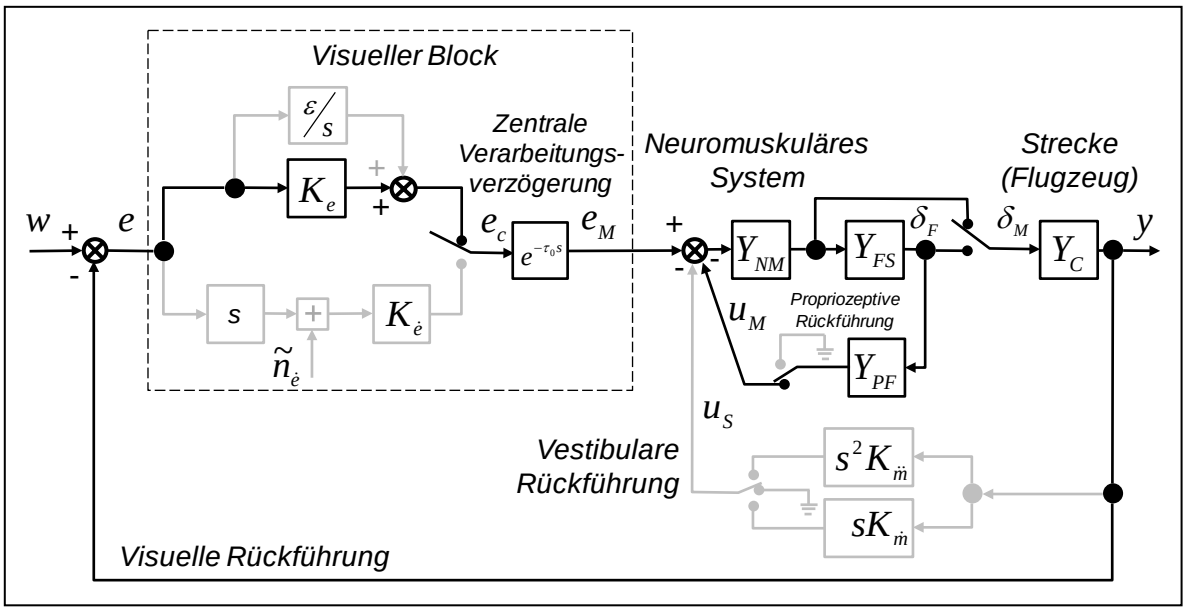


Abbildung 65 Überarbeitetes „Structural Model“ von Hess [Hes971]

Im Jahr 1996 stellte Hess dann eine überarbeitete Version dieses Modells vor, das sogenannte „Revised Structural Model“. Dieses stellt aus seiner Sicht eine vereinheitlichte Theorie zur Vorhersage von Flugeigenschaften wie auch PIOs zur Verfügung. Dieses überarbeitete „strukturelle“ Pilotenmodell soll als Ausgangspunkt für die Untersuchungen innerhalb dieser Arbeit dienen.
Durch die Einführung der propriozeptiven Rückführung und der expliziten Einbeziehung des Steuerkraftsystems („Feel System“ - Y_{FS}) setzt sich das Modell von Hess von praktisch allen

anderen Modelle ab. Hierbei unterscheidet Hess explizit, ob die Eingaben für das Flugzeug, beziehungsweise das Flugregelungssystem, ausschlags- oder kraftbasierend sind. Eine Darstellung des Modells ist in Abbildung 65 gegebenen.
Die propriozeptive Rückführung bzw. die Propriozeption allgemein beschreibt die Tiefensensibilität des Menschen. Das heißt, der Mensch ist in der Lage, die räumliche Position seiner Extremitäten – selbst bei geschlossenen Augen – zu empfinden. Dies geschieht in der Regel über die Muskelspindeln, welche als „Sinnesorgane" der Muskeln den Grad der Dehnung/ Stauchung des Muskels, bzw. die Geschwindigkeit, mit denen die Änderung der Muskellänge stattfindet, wahrnehmen. Dieser physiologischen Gegebenheit trägt Hess über die beschriebene Rückführung Rechnung.
Neben der Wahrnehmung der Körperbewegung sowie den visuellen Sinneseindrücken sieht Hess eine vestibulare Rückführung als die Rückführung von Gleichgewichtsinformationen (respektive Raten und Beschleunigungsinformationen) vor.
Außerdem integriert Hess eine zentrale Verarbeitungsverzögerung in Form einer Totzeit. Er modelliert das neuromuskuläre System als Tiefpass zweiter Ordnung (P-T_2-Element).
In der oben dargestellten Struktur finden sich einige Schalterelemente, unter anderem im visuellen Block, bei dem Hess die Wahrnehmung von Fehlerraten vorsieht, wie auch an anderen Stellen. In der obigen Darstellung sind alle vom „normalen" Gebrauch des Strukturmodells abweichenden Pfade und Anwendungsfälle grau gezeichnet. Das bedeutet, diese Pfade können durchaus für spezielle Anwendungsfälle genutzt werden, es liegen jedoch keine Informationen vor, wie diese allgemein einzustellen bzw. auszulegen sind. Aus diesem Grund wird das Strukturmodell in seiner einfachsten Form verwendet, das heißt unter der Annahme, dass der Pilot zu seiner Steuerung jeweils nur einen Fehler $\boldsymbol{e}$ wahrnimmt und die propriozeptive Rückführung geschlossen ist.
Somit ergibt sich für die Gesamtübertragungsfunktion des Pilotenmodells:

1. Ausschlagsbasiertes System:

$$F_P(s) = K_e \frac{Y_{NM} Y_{FS}}{1 + Y_{NM} Y_{FS} Y_{PF}} e^{-s\tau_0} \tag{7-10}$$

2. Kraftbasiertes System:

$$F_P(s) = K_e \frac{Y_{NM}}{1 + Y_{NM} Y_{FS} Y_{PF}} e^{-s\tau_0} \tag{7-11}$$

7.4.1 Bestimmung der Modellparameter für das Strukturmodell

Ausgehend von den Formeln (7-10) und (7-11) für das Strukturmodell von Hess, ist es notwendig, die darin befindlichen Parameter sinnvoll zu bestimmen.
Die Übertragungsfunktion für das neuromuskuläre System gibt Hess an als:

$$Y_{NM} = \frac{\omega_{NM}^2}{s^2 + 2\zeta_{NM}\omega_{NM} s + \omega_{NM}^2} \quad \text{mit} \quad \omega_{NM} = 10\frac{\text{rad}}{s} \quad \zeta_{NM} = 0.7 \tag{7-12}$$

Die zentrale Verarbeitungstotzeit quantifiziert Hess mit 200 ms.

$$\tau_0 = 0.2s \tag{7-13}$$

Die Übertragungsfunktion für das Steuerkraftsystem orientiert sich dabei stets am echten Steuerkraftsystem bei der zu untersuchenden Konfiguration. Hierbei ist jedoch noch das normierte Übertragungsverhalten, im Allgemeinen als Feder-Masse-Dämpfer-System (bzw. *P*-T_2-Element), einzusetzen. Eventuelle Übersetzungen, Steuersensitivitäten oder Federsteifigkeiten werden hierbei nicht betrachtet.
Somit verbleiben lediglich die propriozeptive Rückführung, sowie die Pilotenverstärkung als zu bestimmende Parameter. Hess legt bei seinem Auslegungsalgorithmus fest, dass die Crossover-Frequenz (also die Frequenz, bei der der offene Piloten-Flugzeug-Regelkreis die „0-dB"-Linie schneidet) bei 2 rad/s anzusetzen ist. Diese getroffene Festlegung erleichtert das Auslegungsverfahren, allerdings schränkt dies das Pilotenmodell auf der anderen Seite hinsichtlich einer allgemeinen Verwendbarkeit stark ein. Nichtsdestotrotz wird die Pilotenverstärkung K_e verwendet, um bei der offenen Kette eine Durchtrittsfrequenz von 2 rad/s zu gewährleisten.

In seiner Arbeit gibt Hess für die Form der propriozeptiven Rückführung grundsätzlich drei mögliche Darstellungen bzw. Alternativen an:

$$Y_{PF} = K_{PF}(s+a) \quad \text{oder} \quad K \quad \text{oder} \quad \frac{K_{PF}}{(s+a)} \tag{7-14}$$

Aus regelungstechnischer Sicht könnte Y_{PF} somit ein *P*-, *D*-T_1- oder *P*-T_1-Element sein. Hess begründet dies damit, dass aus Pilotensicht Gleichung (7-14) als „internes Modell" der Streckendynamik interpretiert werden kann. Der Pilot stellt dabei sein Verhalten so ein, dass

$$Y_P Y_C(j\omega) = \frac{\delta_M}{e}(j\omega)\cdot Y_C(j\omega) \approx \frac{\omega_C}{j\omega} e^{-s\tau_e} \quad \text{für} \quad \omega \approx \omega_C \tag{7-15}$$

Hierbei orientiert sich Hess am zuvor im Kapitel 7.2 vorgestellten Crossover-Modell. Die Auswahl der richtigen Form der propriozeptiven Rückführung findet entsprechend

$$\frac{Y_C(j\omega)}{Y_{PF}(j\omega)} \approx \frac{K_1}{j\omega} \quad \text{für} \quad \begin{cases} \omega \approx \omega_C \\ K_1 \text{ beliebig} \end{cases} \tag{7-16}$$

statt.
Weiter wird K_{PF} so eingestellt, dass die kleinste Dämpfung ζ_{min} der konjugiert-komplexen Pole der Übertragungsfunktion $(\delta_M/e_M)(s)$ genau 0.15 ist. Hierbei ist (δ_M/e_M):

$$\frac{\delta_M}{e_M}(s) = \begin{cases} \dfrac{Y_{NM}Y_{FS}}{1+Y_{NM}Y_{FS}Y_{PF}} & \text{ausschlagsbasiert} \\ \dfrac{Y_{NM}}{1+Y_{NM}Y_{FS}Y_{PF}} & \text{Kraftbasiert} \end{cases} \tag{7-17}$$

Wie man in Gleichung (7-17) erkennen kann, ist die charakteristische Gleichung, egal ob kraft- oder ausschlagsbasierend, immer jeweils identisch.

Zur Vorhersage einer Pilotenbewertung nutzt Hess eine sogenannte „Handling Qualities" Sensitivitäts-Funktion („Handling Qualities Sensitivity Function") - HQSF.

Diese berechnet sich als Betrag der Übertragungsfunktion von w nach u_M:

$$HQSF = \left| \frac{u_M}{w}(j\omega) \right| \tag{7-18}$$

Hess weist jedoch speziell darauf hin, dass jegliche Effekte durch Steuersensitivitäten oder Übersetzungsverhältsnisse, Aktuatorik etc. zu eliminieren sind. Dies geschieht durch Normierung entsprechend:

1. Ausschlagsbasiert:

$$HQSF = \left| \frac{y}{w}(j\omega) \cdot \frac{1}{K_e} \cdot \frac{1}{Y_C(j\omega)} \cdot Y_{PF}(j\omega) \right| \tag{7-19}$$

2. Kraftbasiert:

$$HQSF = \left| \frac{y}{w}(j\omega) \cdot \frac{1}{K_e} \cdot \frac{1}{Y_C(j\omega)} \cdot Y_{FS}(j\omega) \cdot Y_{PF}(j\omega) \right| \tag{7-20}$$

Die Auswertung erfolgt entsprechend des Auswertungsdiagramms aus Abbildung 66. Hierbei ist der Amplitudengang der entsprechenden Übertragungsfunktion – entweder aus (7-19) oder (7-20) – einzuzeichnen.

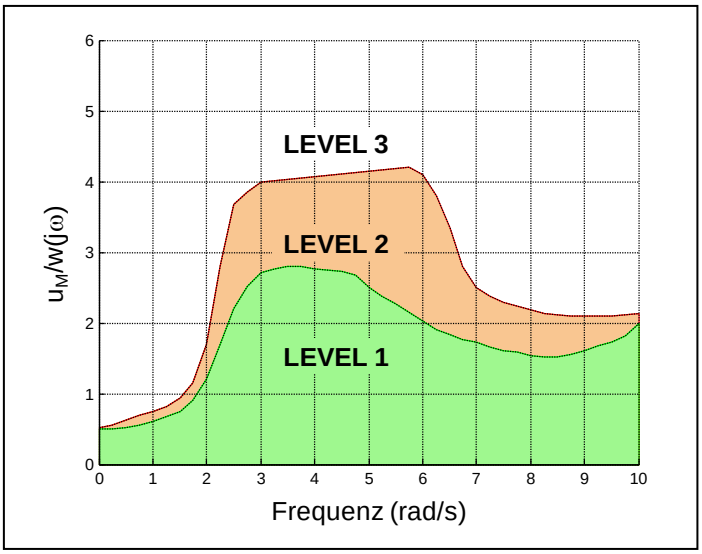


Abbildung 66 Auswertungsdiagramm des Strukturmodells nach Hess

7.4.2 Bewertung des Strukturmodells nach Hess

Das Strukturmodell nach Hess bietet umfangreiche Möglichkeiten zur Modellierung des Piloten. Dies gilt besonders für die Unterschiede, welche sich zum Beispiel zwischen Simulator und realem Flugzeug ergeben, in welchem dem Pilot noch zusätzliche vestibulare Informationen vorliegen.

Die größte Herausforderung bei der Nutzung dieses Pilotenmodells stellt jedoch die an den individuellen Anwendungsfall gekoppelte Festlegung der Pilotenparameter dar. Als Beispiel soll eine Strecke bewertet werden, welche folgendermaßen definiert ist:

$$Y_C = K_\theta \frac{(1.0 \cdot s + 1)}{s \cdot (s^2 + 2 \cdot 0.7 \cdot 5.0 \cdot s + 25.0)} \tag{7-21}$$

Diese Strecke besitzt eine Bahn-Lage-Verzögerung von einer Sekunde, eine Dämpfung von 0.7, sowie eine Anstellwinkelfrequenz von 5 rad/s.

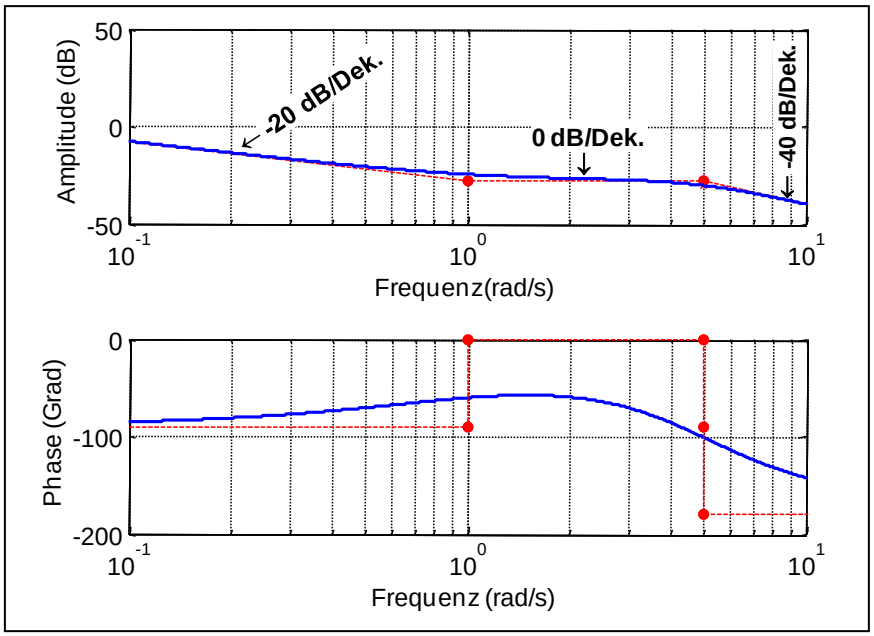


Abbildung 67 Bodediagramm einer Beispiel-Übertragungsfunktion

Das entsprechende Bodediagramm ist inklusive der Approximation der Amplituden- und Phasenverläufe in Abbildung 67 dargestellt. Durch den Pol im Ursprung hat der Verlauf einfach-integrierendes Übertragungsverhalten bis zur $T_{\theta 2}$-Nullstelle bei 1 rad/s. Hier schließt sich ein waagerechter Verlauf (Steigung „0 dB“-pro-Dekade) proportionalen Verhaltens an, der dann durch die doppelte Polstelle eine Steigung von -40 dB/Dekade erhält.

Hess legt die propriozeptive Rückführung als internes Modell der Streckendynamik aus Sicht des Piloten fest. Wählt man die Wunsch-Crossoverfrequenz bei 2 rad/s, sieht man, dass das proportionale Verhalten durch den Piloten kompensiert werden muss, damit schlussendlich die offene Kette bei 2 rad/s eine Steigung von -20 dB/Dekade zeigt. Hinsichtlich des Crossover-Modells muss der Pilot verzögernd eingreifen, das heißt aus Sicht von Hess, muss die propriozeptive Rückführung im Umlehrschluss D-T_1-Verhalten vorweisen.

Betrachtet man Gleichung (7-14), so wird außerdem der Parameter *a* nicht näher erläutert, (ganz besonders im Hinblick auf die Optimierung des inneren Piloten-Kreises bezüglich einer Dämpfung von 0.15). Ohne eine allgemeingültige und verbindliche Vorschrift zur Festlegung dieses Parameters ist es gegebenermaßen schwierig, eine allgemeingültige Auslegungsstrategie zu beschreiben. Wie allgemein in der Literatur üblich (z.B. [Gra10]) wird versucht, im Bereich der Crossover-Frequenz möglichst lange einfach-integrierendes Übertragungsverhalten (Steigung -20 dB/Dekade) zu gewährleisten. Dennoch kann solch eine qualitative Aussage im Spezialfall zu ganz unterschiedlichen Auslegungen führen.

Exemplarisch sind im Anhang B zwei unterschiedliche Auslegungsmethoden gezeigt. Im ersten Fall entspricht die Nullstelle des Piloten exakt der Streckenfunktion. Somit wird bis zu den Polen der Strecke eine Steigung von -20 dB/Dekade gewährleistet (ein möglichst großer Bereich aus einfach-integrierendem Übertragungsverhalten ist somit gewährleistet).

Y_{PF} ergibt sich damit zu:

$$Y_{PF} = (s+1) \tag{7-22}$$

Wie man Abbildung 97 aber entnehmen kann, ist die exakte Steigung nicht -20 dB/Dekade, sondern 20.88 dB/Dek bei 2 rad/s.
Führt man als alternatives Verfahren eine Optimierung ein, bei der die Pilotennullstelle nicht exakt der Streckennullstelle entspricht, sondern der Phasenabfall nach 2 rad/s noch mit berücksichtigt wird, ergibt sich:

$$Y_{PF} = (s+1.137) \tag{7-23}$$

Dadurch entsteht zwar zwischen diesen beiden Nullstellen ein kleiner Bereich proportionalen Übertragungsverhaltens, jedoch stellt das resultierende Pilotenmodell sicher, dass bei der Crossover-Frequenz exakt -20 dB/Dekade erreicht werden (siehe Abbildung 98).
Bei Ersatzsystemen niederer Ordnung ist eine Approximation der Amplituden- und Phasenverläufe sehr leicht umsetzbar. Bei Systemen höherer Ordnung (mit vielen Polen und Nullstellen) kann jedoch zwischen der approximierten und der realen Steigung ein großer Unterschied bestehen. Diese gesamte Problematik wird aber von den Auslegungsvorschriften des Strukturmodells nicht thematisiert.

7.5 Pilotenmodell nach Efremov

Eine weitere Anpassung hat das Strukturmodell durch Efremov erfahren (siehe u.a. [Efr96], [Efr97], [Efr98], [Efr06], [Efr10] und [Efr11]). Hierbei wurden verschiedene Anpassungen bzw. Veränderungen eingeführt. Diese hatten zum Zweck, den Deckungsgrad hinsichtlich der Frequenzcharakteristik des Strukturmodells im Vergleich zu echten Messdaten zu verbessern. Die bei Hess immer als konstant angenommene Crossover-Frequenz sollte bei Efremov Ergebnis des Auslegungsprozesses sein und in gewissen Grenzen variieren können.

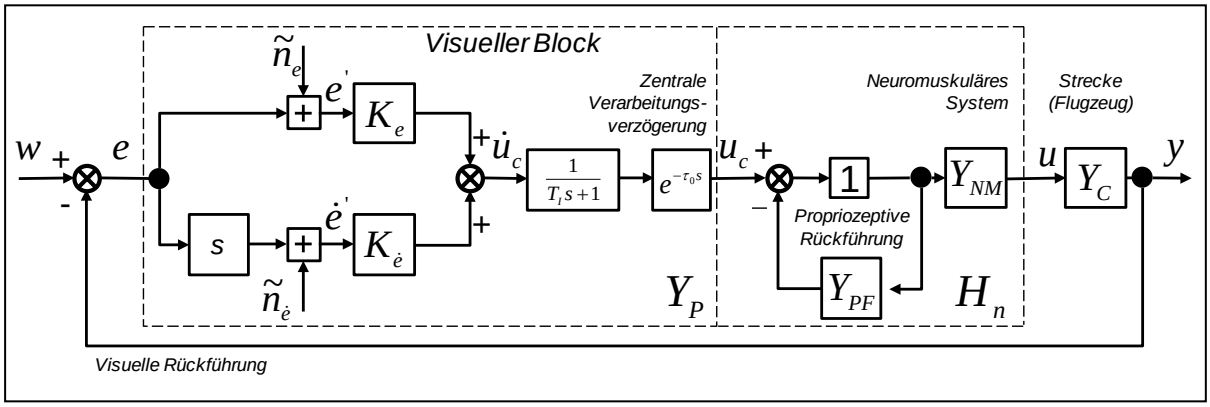


Abbildung 68 Strukturmodell nach Efremov

Darüber hinaus wurde der visuelle Block komplexer gestaltet, sowie die Position der propriozeptiven Rückführung verändert. Insgesamt schlägt Efremov einen deutlich komplexeren Auslegungsalgorithmus vor, der im Folgenden genauer dargestellt wird. Eine Übersicht über das Strukturmodell nach Efremov wird in Abbildung 68 gegeben.

7.5.1 Auslegung der Modellparameter nach Efremov

Die Auslegungsphilosophie nach Efremov soll hier nur kurz skizziert werden. Der detaillierte Auslegungsalgorithmus findet sich in den oben genannten Referenzen. Seit der ersten Vorstellung des Efremov-Strukturmodells wurden vielerlei Anpassungen und Modifikationen von Efremov vorgestellt und eingepflegt. So gibt es zum Beispiel Darstellungen, in denen die neuromuskuläre Verzögerung an derselben Stelle wie bei Hess ist (in Abbildung 68 wäre das an der Stelle des Einserblocks „1“). Die nachfolgende Beschreibung stellt den aktuellen Stand dar und versucht, ein konsistentes Bild der Auslegung zu entwerfen.
Ganz allgemein ist der Block für die visuelle Fehlererfassung

$$Y_{Vis} = K_P \frac{T_L s + 1}{T_I s + 1} \tag{7-24}$$

Auch Efremov modelliert den Block für die neuromuskuläre Verzögerung als *P*-T_2-Element, allerdings mit anderen Werten als Hess:

$$\zeta_{NM,Efr} = 0.1 \;\; , \;\; \omega_{NM,Efr} = 12 \text{ rad/s} \tag{7-25}$$

Bei der propriozeptiven Rückmeldung Y_{PF} stellt Efremov von Beginn an auch komplexere Übertragungselemente vor, z.B.:

$$Y_{PF} = K_{PF} \frac{s^2}{\left(T_{PF}^2 s^2 + 2\zeta_{PF} T_{PF} s + 1\right)} \tag{7-26}$$

Hinsichtlich der Position des Steuerkraftsystems finden sich keine verbindlichen Aussagen. Aus veröffentlichen Beispielen wird jedoch angenommen, dass dies stets der Strecken-Übertragungsfunktion zuzurechnen ist.
Die Gesamt-Übertragungsfunktion des Piloten ergibt sich zu:

$$Y_P = K_P \frac{T_L s + 1}{T_I s + 1} e^{-s\tau_0} \frac{1}{1 + Y_{PF}} Y_{NM} \tag{7-27}$$

Über die Minimierung der Fehlervarianz σ_e^2 werden die Parameter im Rahmen einer Optimierung bestimmt. Die Kostenfunktion stellt dabei

$$\sigma_e^2 = \sigma_{e,i}^2 \left[1 + \frac{1 + T_L^2 \dfrac{\sigma_{\dot{e},i}^2}{\sigma_{e,i}^2} + \dfrac{\sigma_{e0}^2}{\sigma_{e,i}^2}}{\dfrac{1}{K_{ni}^*} - \displaystyle\int_0^\infty \left|Y_{CL}\right|^2 d\omega} \int_0^\infty \frac{\left|Y_{CL}\right|^2}{1 + \omega^2 T_L^2} d\omega \right] \tag{7-28}$$

dar. Eine Beschreibung des Verfahrens findet sich u.a. in den in Kapitel 7.5 genannten Quellen. Efremov liefert jedoch keine Beschreibung seines verwendeten Optimierungsalgorithmus sowie der darin verwendeten Annahmen und Einstellungen.

Zur Approximation der Totzeiten, im Besonderen zum Schließen des Kreises in numerischen Simulationsprogrammen, nutzt Efremov die sogennannte Padé-Näherung für Totzeitelemente. Diese lautet [Bla91]:

$$e^{-\tau \cdot s} = \lim_{(u+v)\to\infty} \frac{F_{u,v}(-\tau \cdot s)}{G_{u,v}(-\tau \cdot s)}$$

$$F_{u,v}(-\tau \cdot s) = 1 + \frac{v(-\tau \cdot s)}{(u+v)1!} + \frac{v(v-1)(-\tau \cdot s)^2}{(u+v)(u+v-1)2!} + \ldots + \frac{v(v-1)\cdots 2 \cdot (-\tau \cdot s)^v}{(u+v)(u+v-1)\cdots(u+1)v!} \tag{7-29}$$

$$G_{u,v}(-\tau \cdot s) = 1 - \frac{u(-\tau \cdot s)}{(v+u)1!} + \frac{u(u-1)(-\tau \cdot s)^2}{(v+u)(v+u-1)2!} + \ldots + (-1)^u \frac{u(u-1)\cdots 2 \cdot (-\tau \cdot s)^u}{(v+u)(v+u-1)\cdots(v+1)u!}$$

Für eine Näherung 1. Ordnung (u=v=1) lässt sich (7-29) schreiben als:

$$e^{-\tau \cdot s} = \lim_{(u+v)\to\infty} \frac{F_{u,v}(-\tau \cdot s)}{G_{u,v}(-\tau \cdot s)}$$

$$F_{u,v}(-\tau \cdot s) = 1 + \frac{1(-\tau \cdot s)}{(1+1)1!} \qquad G_{u,v}(-\tau s) = 1 - \frac{1(-\tau \cdot s)}{(1+1)1!} \tag{7-30}$$

$$\rightarrow e^{-\tau \cdot s} = \frac{1 - \frac{\tau \cdot s}{2}}{1 + \frac{\tau \cdot s}{2}} = -\frac{s - \frac{2}{\tau}}{s + \frac{2}{\tau}}$$

Zur Approximation der Verarbeitungstotzeit des Piloten von 200ms benutzt Efremov eine Padé-Näherung 4. Ordnung:

$$e^{-\tau \cdot s} = \frac{s^4 - 100s^3 + 4500s^2 - 1.05 \cdot 10^5 s + 1.05 \cdot 10^6}{s^4 + 100s^3 + 4500s^2 + 1.05 \cdot 10^5 s + 1.05 \cdot 10^6} \tag{7-31}$$

Ein wichtiger Parameter bei der Auslegung ist die Anregungsfunktion („Input Forcing Function“) des Piloten. Zur deren Spezifikation schlägt Efremov eine standardisierte Form der Leistungsspektraldichte vor:

$$S_{ii} = \frac{K_i^2}{\left(\omega^2 + \omega_i^2\right)^2} \tag{7-32}$$

Hierbei sind die Werte K_i und ω_i so zu bestimmen, dass sie einem realen Anwendungsfall entsprechen. Efremov gibt exemplarisch für verschiedene Pilotenaufgaben die dazu korrespondierenden Leistungsspektraldichten an [Efr96]. Diese sind in Tabelle 11 dargestellt.

Aufgabe	**S_{ii}**
Luftkampf	$\frac{K^2}{\left(\omega^2 + 0.33^2\right)^2}$
Geländefolge	$\frac{K^2}{\left(\omega^2 + (0.12...0.16)^2\right)^2}$
Gleitpfadfolge Höhe = 30 m	$\frac{(0.4)^2}{\left(\omega^2 + (0.25)^2\right)^2}$

Tabelle 11 Anregungsspezifikationen nach Efremov

Im weiteren Verlauf dieser Arbeit wird eine spezielle Flugaufgabe zur Evaluierung des hier vorgestellten Regelungskonzeptes entwickelt. Dazu wird ein Pilotenanregungssignal synthetisiert dessen Spezifikation in Abbildung 73 dargestellt ist. Wie man daraus erkennen kann, lässt sich die Signalcharakteristik zufriedenstellend mit der Empfehlung von Efremov aus Gleichung (7-32) beschreiben.

8 Flugversuche zur Reglerevaluierung

8.1 Allgemeine Grundsätze der Flugversuchsdurchführung

Am Ende jedes Flugzeugentwicklungsprozesses (jedoch auch einzelner Subsysteme) steht notwendigerweise der Flugversuch als finaler Beweis der Flugtauglichkeit sowie zur Erbringung der notwendigen Nachweise bezüglich der Zulassung.

Betrachtet man die zivilen Zulassungsvorschriften, so stellen diese lediglich Anforderungen hinsichtlich „klassischer“ Eigenschaften des Flugzeugs, wie statische Stabilität, Neutralpunkte, Trimmbarkeit, Steuerkräfte usw. (siehe [Kim03], [USN97], [EAS10]). Die dazu notwendigen Manöver (i.d.R. ausgehend von einem ausgetrimmten Zustand) sind so gestaltet, dass lediglich Grenzwerte eingehalten werden müssen, jedoch keine spezielle Skalierung der Bewertung mehr erfolgen muss. Bewegt sich das Fluggerät innerhalb der so gesteckten Grenzen, gilt das Flugverhalten allgemein als akzeptabel („Minimum-Flugeigenschaften“). Die Manöver sind darüber hinaus so gestaltet, dass sie sich recht einfach ohne größere zusätzliche Instrumentierung problemlos durchführen (beziehungsweise erfliegen) lassen.

Im Rahmen der militärischen Luftfahrt, bei der es historisch bedingt stets um die Klärung der Frage hinsichtlich der „Überlegenheit“ im Lauftraum ging, wurden schon früh Maßsysteme etabliert, welche eine detailliertere Beschreibung der Flugeigenschaften ermöglichten (siehe z.B. [Coo69]). Auch bei den in den vergangenen Jahrzehnten aufgekommenen Flugeigenschaftskriterien scheint sich ein Konsens über die Anwendung und Interpretation etablierter Flugeigenschaftskriterien entwickelt zu haben [Mit03]. Trotz zahlreicher Vorschläge (siehe [Mit94] und [Wil93]) kam bisher keine Standardisierung bei den durchzuführenden Flugmanövern zu Stande.

Erst die stetigen Probleme mit Pilot-in-the-loop Oscillations (PIOs) haben die Notwendigkeit der Setzung von Standards neu angefacht (siehe [Gro00] und [Gro01]). Gerade durch die Schwierigkeit sowohl bei der Detektion als auch der „Einleitung“ der sogenannten PIOs ist die präzise Vorgabe von Manövern und Sollgrenzen unerlässlich.

Die präzise Definition geeigneter Manöver stellt sich im Detail als äußerst komplex und aufwändig dar. Als Beispiel betrachte man z.B. die Mission Geländefolge („Terrain Following“ – entsprechend ausgeführt z.B. in [Gon89]): Um nur einige Parameter zu nennen, ist jedem sofort klar, dass die Interpretation dieser Flugaufgabe erstens extrem von der Höhe (über Grund) als auch zweitens von der geflogenen Geschwindigkeit abhängt. Dementsprechend muss die Spezifikation der Anregungsfunktion (in unserem Fall also das Folge- bzw. Tracking-Signal) direkt für verschiedene Höhen als auch Geschwindigkeiten erfolgen. Somit steigt die Komplexität.

Geht man noch ein Stück weiter und betrachtet das Ganze aus dem Blickwinkel der Pilotenmodellierung, so wird eine zweite Problemebene sichtbar:

Wichtige einzuhaltende Randbedingungen bei der Aufgaben-Modellierung für Privatpiloten

- Die Flugaufgabe sollte so nah wie möglich am realen Anregungsspektrum sein wie möglich.
- Die Systemanregung (Pilot + Flugzeug) muss ausreichend groß sein, um sinnvolle Messungen und Analysen durchführen zu können.
- Die Darstellung der Tracking-Anzeige sollte möglichst realitätsnah und intuitiv für den Piloten sein.
- Zur präzisen Unterscheidung der zu untersuchenden Parameter sollte die Aufgabe, wenn möglich, nicht verkoppelt sein (z.B. Längs- und Seitenbewegung).
- Die Aufgabe sollte möglichst so gestellt sein, dass sie für den Piloten einen hinreichend hohen Schwierigkeitsgrad aufweist, damit das Bewertungsspektrum genügend Aussagekraft hat.
- Dem Piloten muss über eine entsprechende Darstellung der Sollbereich stets bewusst sein (gewünschte und tolerierte/ausreichende Folgegenauigkeit) und er muss angehalten werden, diesen entsprechend rasch einzunehmen.
- Die Dauer einer Durchführung muss so groß sein, dass die gewünschten Frequenzen ausreichend gut aufgelöst werden.
- Die Flugaufgabe darf für den Piloten nicht vorhersehbar sein.
- Der Versuchsaufbau sollte möglichst exakt die Realität widerspiegeln, um intuitives Bedienen zu gewährleisten (u.a. genutzte Hardware wie Stick etc., realistische Steuerkräfte, Umgebungsbedingungen, Aussehen und Handhabung allgemein – sog. „Look-and-Feel“) .

Missions-kategorie	Missionselement	Demonstrations-Manöver	Flugzeugklasse
Nicht-präzise / nicht aggressive Missionselemente	Aufklärung	Geradeaus-, Reiseflug	alle
	Luftbetankung - Tanker	Geradeaus-, Reiseflug	II, III
	Instrumentenflug	Geradeaus-, Reiseflug	alle
	Normaler Start	Start	alle
	Durchstarten	Durchstarten	alle
	Nicht-Präzisionsanflug	Landung mit Ablage	alle
Präzise, nicht aggressive Missions-elemente	Luftbergung	Einnehmen der Flugbahn	II, III
	Luftbetankung - Auftankender	Betankung mittels Sonde und Fangtrichter	I, II, IV
		Betankung mittels Ausleger	alle
	Fallschirmextraktion	Präzisionsflug in niedr. Höhe	II, III
	Katapultstart	Präzisionsstart	IV
	Landung	Präzisions-ILS-Landung	alle
	Präzisionslandung	Präzisionslandung mit Ablage	alle
	Formationsflug	Formationsflug	alle
	Taktischer Endanflug	Einnehmen von Kurs & Höhe	III, IV

Tabelle 12 Demonstrationsmanöver entsprechend Mitchell [Mit94]

In Tabelle 12 wurden im Zuge der Aufnahme neuer Flugeigenschaftskriterien für die militärischen Anforderungskataloge verschiedene Flugaufgaben und zugehörige (neue) Kategorien definiert. In obiger Darstellung wurden bewusst alle aggressiv zu fliegenden Flugmanöver ausgespart, da selbige nicht mit den Qualifikations- und Fähigkeitsprofilen von Hobbypiloten zur Deckung zu bringen sind. Zudem wurden in Tabelle 12 die für Kleinflugzeuge anwendbaren Manöver farblich (grün) unterlegt. In der vorliegenden Arbeit wurde deshalb eine Flugaufgabe erarbeitet, die sich nah an einem Formationsflug („Close Formation“ flying) orientiert, jedoch mit besonderem Fokus auf der Bahnfolge. Drei Kernpunkte sollen mittels der Flugversuche untersucht werden: Zum einen soll die Reglerfunktionalität bewertet werden, zweitens soll untersucht werden, inwieweit sich der speziell angepasste Vorfilter auf die Bewertung auswirkt und drittens sollen für die verbliebenen Stickparameter mögliche Optimalwerte gefunden werden.

8.2 Pilotenauswahl und -einweisung

Zur Evaluierung der Reglerfunktionalität wurden verschiedene Konfigurationsparameter im Simulator des Lehrstuhls für Flugsystemdynamik untersucht. Es handelt sich dabei um einen fest am Boden stehenden (sog. „Fixed Base“) Simulator des Typs *Diamond DA42*. Das komplette Cockpit inklusive Avionik besteht hier aus Originalkomponenten, um die bestmögliche Detailtreue und Realitätsnähe zu garantieren. Insgesamt nehmen an dem Experiment acht Versuchspersonen teil, wobei lediglich ein Pilot aufgrund seiner Flugerfahrung (ausgedrückt in mehreren tausend Flugstunden) aus dem Rest des Feldes heraussticht. Der Rest der an den Versuchen teilnehmenden Piloten stellt eine homogene Gruppe aus Privatpiloten dar. Sieben Piloten sind laut [Hod99] zudem das Optimum bei der Durchführung von Flugversuchen.

Pilot	Alter	Geflogene Flugzeugtypen	Flugstunden
1	26	Aquila A 210 Cessna 172	60
2	25	Cessna 152 Cessna 172	70
3	23	Beechcraft Bonanza	100
4	28	Piper PA-28 Diamond DA20	120
5	32	Piper PA-28 Cessna 152 Cessna 172	140
6	51	Piper PA-28 Cessna 152 Cessna 172 Grob G 115	250
7	45	Piper PA-18 Cessna 152 Cessna 172	350
8	35	Diamond DA40 Diamond DA42	4000
		Mittelwert (ohne 8):	**155**

Tabelle 13 Übersicht über die an den Flugversuchen teilnehmenden Piloten

In Tabelle 13 sind alle Piloten inklusive der von ihnen normalerweise geflogenen Flugzeugtypen und den insgesamt auf Kleinflugzeugen geflogenen Flugstunden aufgelistet. Die Auflistung erfolgte hierbei aufsteigend nach Flugstunden. Die durchschnittliche Anzahl an Flugstunden (ohne Pilot 8) sind etwa 155. Hieraus sieht man sofort, dass Pilot 8 im Durchschnitt ca. das Fünfundzwanzigfache an Flugerfahrung wie die übrigen Probanden aufbringt. Als einziger der teilnehmenden Piloten kennt er sowohl die Original-Flugzeugdynamik wie auch das Verhalten des Simulators. Wie bereits beschrieben, ist ein deutlicher Unterschied zwischen der im Simulator im „Level 5“ implementierten Dynamik im Vergleich zum realen Flugverhalten festzustellen.
Bei der Durchführung der Flugversuche wurde darauf geachtet, dass die Versuche einfachblind durchgeführt wurden, das heißt, keiner der Probanden wusste, welche Konfiguration er gerade zu bewerten hatte. Keinem der Piloten war es somit möglich, durch Kenntnisse der Parameter auf eine eventuelle Bewertung zu schließen.

Abbildung 69 Folgedarstellung auf dem Forschungsdisplay

Einen wichtigen Teil bei der Durchführung der Flugversuche nimmt die Piloteneinweisung (sog. „Briefing“) ein. Hierbei wird dem Piloten die durchzuführende Aufgabe im Detail erläutert und das Vorgehen insgesamt besprochen. Es handelt sich dabei um den im Anhang E durchzuführenden Testablauf inklusive Bewertung. Insgesamt wurden 26 Konfigurationen untersucht, mit einer reinen Flugzeit von 4 Minuten. Somit ergibt sich ungefähr eine reine Gesamtflugzeit von 1 ¾ Stunden (104 Minuten), wobei sich ca. 2 ½ Stunden als repräsentativer Durchschnitt (inklusive der Bewertung) herausgestellt haben. Nach der Hälfte der Versu-

che wurde eine Pause eingelegt, um die in [Hod99] empfohlenen zwei Stunden pro Durchlauf nicht zu überschreiten. Alle Versuche wurde am Stück durchgeführt und nicht über mehrere Tage verteilt, um eventuellen psycho-physischen Schwankungen („Tagesform“) zuvorzukommen.

Grundsätzliches

Die Piloten wurden in der Einweisung mit der Flugaufgabe (respektive Missionsdefinition) vertraut gemacht, einem vorausfliegenden Flieger mittels Flugpfadanzeige im Rahmen eines Formationsflugs zu folgen (s. Abbildung 69 und Tabelle 12). Der Wahl der Formationsflugaufgabe liegen wichtige und nicht zu vernachlässigende Überlegungen zu Grunde. Es hat sich in vielen Studien gezeigt, dass die Variation zwischen („fixed base“) Simulator-Flugversuchen im Vergleich zu realen im Flug durchgeführten Versuchen stets signifikante Unterschiede zeigt. Dies ist auf den ersten Blick verständlich, da in festen Simulatoren kein Gefühl für Lage oder Beschleunigung (sowohl translatorisch als auch rotatorisch) vom Piloten wahrgenommen werden kann. Darüber hinaus hat sich aber in verschiedenen Versuchen gezeigt, dass auch der Abstraktionsgrad der Darstellung durchaus einen nicht zu unterschätzenden Einfluss auf die Bewertung haben kann. Historisch gesehen wurden Flugversuche und ganz besonders die Versuche zur Pilotenmodellierung mit einer kompensatorischen Display-Darstellung durchgeführt, also einer Anzeige, in der der Pilot lediglich auf einen Fehler reagieren muss (respektive kann). Vielfach kamen auch sogenannte „Pursuit“-Displays zum Einsatz, in denen Sollsignal und Fehler (effektiv Soll- und Ist-Signal) gleichzeitig dargestellt wurden. Daraus ergibt sich, dass eine solche Darstellung einen extrem hohen Grad an Abstraktion mit sich bringt. Demgegenüber halte man sich vor Augen, dass gerade im Bereich der Flugsimulation genau das Gegenteil angestrebt wird, nämlich das Realitätsgefühl zu maximieren, um damit das Fliegen so intuitiv und gefühlsmäßig so real wie möglich zu gestalten. Man stelle sich einen aktuellen Flugsimulator (sowohl als bewegte als auch feste Ausführung) heutzutage ohne künstliche Außensicht vor. Es liegt hier auf der Hand – ganz abgesehen von der Tatsache, dass eine Außensicht zum Training gewisser Flugaufgaben unerlässlich ist – dass das eigentliche Fluggefühl und besonders der (geistige) Transfer auf das real fliegende System ohne solch eine Darstellung schier nicht möglich ist. Andererseits muss man sich fragen, inwieweit aber nun eine derart abstrahierte Folgeaufgabe dem Piloten einen sinnvollen Rückschluss auf die Flugeigenschaften ermöglicht. Man mag nun argumentieren, dass bei Anwendung eines (Cooper-Harper-)Bewertungsschemas ja nur die aktuelle (auch durchaus abstrahierte) Aufgabe bewertet wird, dennoch ist es unerlässlich, dem Piloten die Möglichkeit zu geben, an eigene (Flug-)Erfahrungen anzuknüpfen und sie in Relation zum aktuellen Ergebnis zu stellen. Gerade einem Hobbypiloten – welcher ja in der vorliegenden Arbeit als Referenz und quasi-Zielgruppe eines Regelungssystems für Kleinflugzeuge dient – fehlen die Erfahrung und die mühsam von Testpiloten erlernten Transfer-Eigenschaften von einer abstrahierten Flugaufgabe auf das reale fliegende Gesamtsystem. Obwohl diese Feststellung recht einfach und „auf-der-Hand-liegend“ erscheinen mag, ist sie dennoch essentiell für diese Arbeit und die (erfolgreiche) Auseinandersetzung, Bearbeitung und Lösung der Problemstel-

lung. Jegliches System, welches einen Menschen unterstützen soll, muss auf die Bedürfnisse der Zielperson (bzw. Personenkreises) zugeschnitten sein. Doch gerade bei dieser allgemein gültigen Feststellung sind durch den Umstand historisch gewachsener Vorgehensweisen und Strukturen viele Fehler entstanden. In (v.a. großen und etablierten) Luftfahrtunternehmen werden vielfach eben solche erfahrenen und bestens trainierten Piloten (unter anderem ausgebildet in speziellen Testpilotenschulen) eingesetzt, um zukünftige Konfigurationen zu testen und zu bewerten. Doch gerade hierin liegt die Crux der Luftfahrt: Die Konstruktion und die Umsetzung einer kurvenreichen Straßenführung würde auch nicht auf Basis der Fähigkeiten eines Rennfahrers erfolgen, sondern orientiert sich an den Gegebenheiten, Randbedingungen und Fähigkeiten der Masse. Soll ein marktwirtschaftlich sinnvolles und erfolgreiches Produkt bzw. eine Dienstleistung verkauft werden, so muss diese „nah am Kunden“ sein. Und von einem Testpiloten zu verlangen, sich mehr oder weniger in einen Hobbypiloten hineinzuversetzen, ist schwierig und im konkreten Fall allzu oft zum Scheitern verurteilt. Somit ist die einzig tragbare geradlinige Lösung die hier vorgeschlagene Durchführung der Flugversuche mit Hobbypiloten. Um nun die Brücke zu schlagen zur letztendlich ausgearbeiteten Flugaufgabe sei erneut auf die Notwendigkeit der Realitätsbezogenheit der Flugaufgabe verwiesen. Die Wahl fiel bei Beachtung all der genannten Randbedingungen auf eine Formationsflugaufgabe bei der der Pilot einem vorausfliegenden Flugzeug folgen soll. Das sog. Tracking soll explizit hierbei nicht durch ein „Konstanthalten“ der Lage relativ zum vorausfliegenden Flugzeug erreicht werden (oftmals kleben sich Piloten eine Markierung in ihr Sichtfeld, welche sie versuchen an einer definierten Stelle des anderen Flugzeugs zu halten), sondern es soll durch Einbringung bzw. Einblendung des Flugpfadvektors als „Ist-Zustand“ (und Tracking-Symbol) der Fokus explizit auf die Bahnfolge gelenkt werden. Hiermit werden zwei extrem wichtige Gesichtspunkte erfüllt: Zum einen wird der Pilot gezwungen sein, neben der Folgeaufgabe – entweder bewusst oder unbewusst – auch seine Umgebung wahrzunehmen, was ein einfaches, intuitives und unterbewusstes Anbinden an seine eigene Flugerfahrung und somit an die Dynamik der von ihm bereits pilotierten Flugzeuge ermöglicht. Zum anderen hat der Fokus auf die Bahnfolge den Vorteil, dass die Stärken eines Reglers für Flugzeuge der allgemeinen Luftfahrt deutlich werden. Ziel muss es stets sein, den Piloten bei der Bahnfolge im Rahmen seiner Flugaufgabe zu unterstützen. Gerade die Ausarbeitung und Analyse einer entsprechend gestalteten Flugaufgabe im Hinblick auf die Regler-Entwicklung und den zukünftigen Einsatz eines solchen Systems im Kleinflugzeugbereich stellt die Stärken und die Neuartigkeit der vorliegenden Arbeit dar.

Die Umsetzung der Formationsflugdarstellung muss somit entweder in der verwendeten Außensicht, bzw. auf einem eigens dafür eingerichteten Display dargestellt werden. Das am Lehrstuhl bzw. im Simulator zum Einsatz kommende Sichtsystem der Firma *Philotech* lässt jedoch keine Manipulation von außen oder Modifikation des Quellcodes zu. Der Austausch der Sicht durch eine quelloffene Variante scheiterte primär am hohen Aufwand der Adaption auf das Mehrkanalsichtsystem des Simulators. Doch gerade auch die (realistische) Sicht nach außen trägt entscheidend zum Fluggefühl bei, auch wenn nur ein zusätzliches Display verwendet wird.

Somit fiel die Wahl auf die Darstellung in einer zusätzlichen Anzeigeeinheit im Simulator. Das Cockpit des DA42 Forschungssimulators ist mit Originalavionik bestückt. Hierzu zählt unter anderem ein *Garmin G1000* Avioniksystem (sogenanntes „Glas-Cockpit“). Es setzt sich aus zwei Anzeigeeinheiten zusammen, der primären („Primary Flight Display“ – auf der Pilotenseite) und der multifunktionalen Anzeige („Multifunction Display“). Im real fliegenden System gibt es die Möglichkeit, die Multifunktionsanzeige mit einem externen Videosignal zu speisen, was idealerweise den hiesigen Anforderungen entspricht. Die im Simulator verbaute Variante unterstützt dies jedoch nicht. Da es sich bei dem *Garmin* System insgesamt um Original-Ausstattung des Fliegers handelt, ist auch keine Modifikation der Anzeige bzw. der dargestellten Elemente möglich im Sinne einer nicht vom Hersteller eingeplanten Modifikation.

Aus diesem Grund wurde, wie in Abbildung 69 zu sehen, über dem sogenannten Multifunctional Display von *Garmin* ein Forschungsdisplay derselben Größe (10 Zoll) installiert, welches von einem Forschungsrechner beliebig ansteuerbar ist.

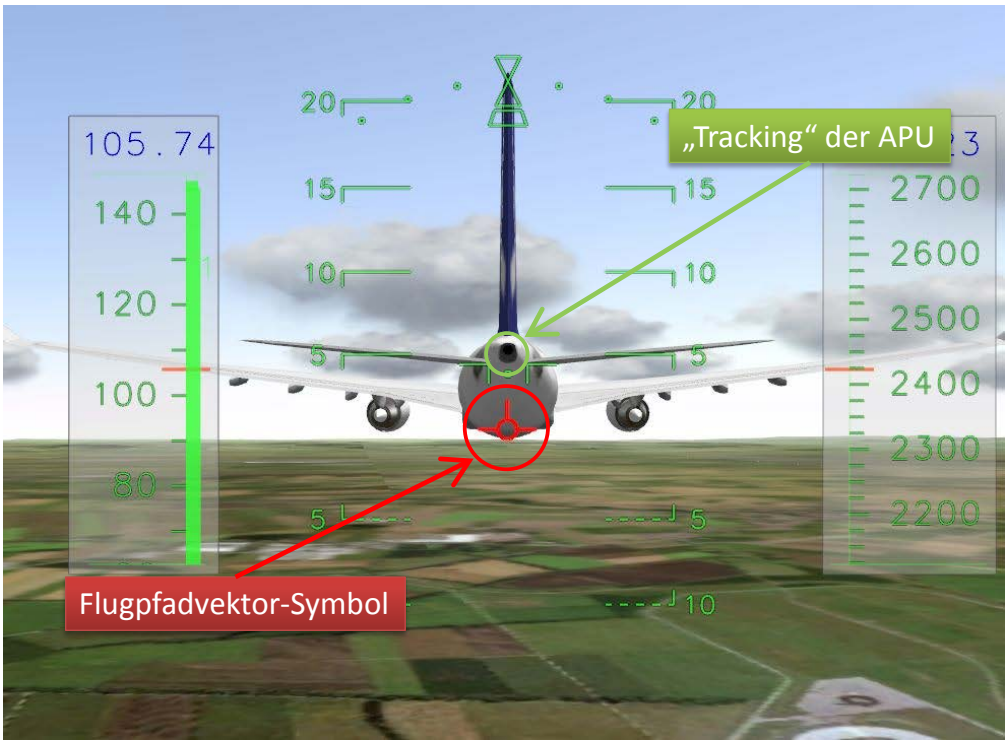


Abbildung 70 Darstellung der Trackingaufgabe

Zur Visualisierung wurde eine Sichtsoftware der Firma *Aerolabs* verwendet, in welcher eine künstliche Außensicht (mit realer Textur und Höhendaten) zusammen mit einer „Head-up-Display“-artigen („HUD“) Darstellung der wichtigsten Flugparameter implementiert wurden.

Zur besseren Übersichtlichkeit wurde der Informationsgehalt der Darstellung leicht reduziert um eine bessere Übersichtlichkeit zu gewährleisten. Der Flugpfadvektor (γ) wird – entgegen der „normalen“ HUD-Kolorierung – entsprechend der aktuellen Ablage vom Sollpfad dynamisch in seiner Farbe verändert. Diese farbliche Darstellung des Flugpfadvektors erleichtert dem Piloten die Einschätzung (und damit Einhaltung) der gewünschten Folgegenauigkeit (siehe Tabelle 14).

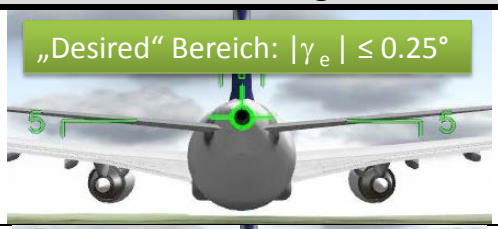
Folgegenauigkeit	Darstellung	Farbdarstellung
Gewünscht		grün
Ausreichend		orange
Ungewünscht		rot

Tabelle 14 Übersicht über Sollwerte bei der Folgeaufgabe („Tracking Task“)

Die sonstigen Definitionen und Randbedingungen für die durchgeführten Flugversuche sind im Anhang E detailliert aufgelistet.

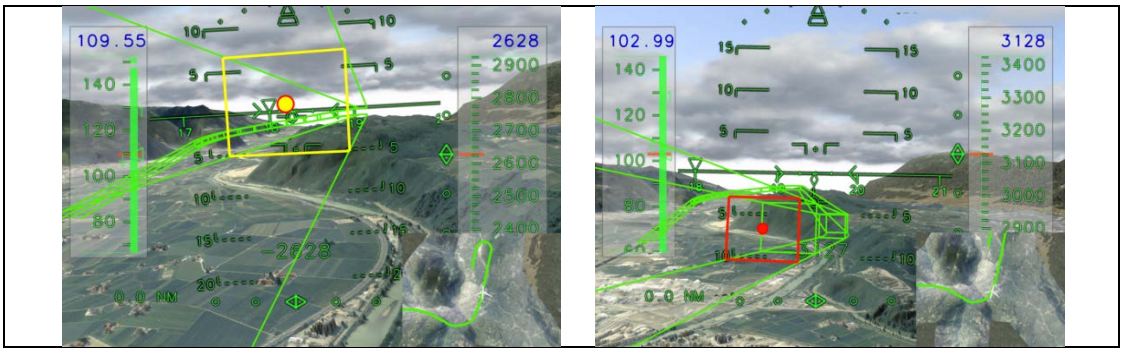


Abbildung 71 Analogie der Farbdarstellung bei einer Prädiktionsanzeige [Sac08]

Die in Tabelle 14 verwendete direkte Farbdarstellung wurde abgeleitet aus Flugversuchserfahrungen im Rahmen des EU Projekts LANDING („Landing s/w for small-medium aircrafts on small-medium airfields“, siehe [Sac08]), bei dem der sogenannte Referenzrahmen einer Prädiktionsanzeige entsprechend des prädizierten Bahnwinkels farblich codiert wurde (siehe Abbildung 71). Hier hat sich die „Ampeldarstellung“ bereits bewährt, um den Piloten über seinen aktuellen Zustand zu informieren. Gerade die dynamische Farbanpassung hin zu Rot im unerwünschten Ablagebereich wurde bei Versuchen zum Aufbau des Test-Setups als deutlich intuitiver und eingängiger empfunden, als das bloße Einzeichnen der einzuhaltenden Grenzen. Darüber hinaus wurde von den Piloten berichtet, dass sie sich durch den Farbwechsel (vor allem zu Rot hin) deutlich mehr „gedrängt“ fühlten, den Ablagefehler abzubauen. Dieses Verhalten ist wünschenswert, da die Piloten zusätzlich angehalten wurden, die durchzuführende Aufgabe nicht übermäßig aggressiv, aber dennoch entsprechend schnell und „knackig“ durchzuführen. Gerade diese „Knackigkeit“ konnte durch die Farbdarstellung bestens erreicht werden.

Des Weiteren, gibt es für die notwendige „Aggressivität“, mit der eine Flugaufgabe zur Flugeigenschaftsbewertung durchzuführen ist, bis dato kein allgemein anerkanntes, quantitatives Maß. Doch auch gerade hier muss die Frage gestellt werden, inwiefern eine mit allzu hoher Aggressivität und Schnelligkeit durchgeführte (Nicklage-)Folgeaufgabe sinnvolle Rückschlüsse auf das Handling und die Flugeigenschaften im sonstigen operationellen Einsatz zulässt. Bei den letztendlich durchgeführten Flugversuchen im hier vorgestellten finalen Setup wurde der Testaufbau von den Piloten durchweg als exzellent bewertet.

8.3 Generierung der Solltrajektorie

Wie bereits im letzten Kapitel angeführt, wurden die Flugversuche auf Basis einer Bahnfolgeaufgabe über einen Formationsflug realisiert. Hierbei repräsentiert das vorausfliegende Flugzeug vom Typ A330 den Soll-Pfad $\gamma_{T(rack)}$.

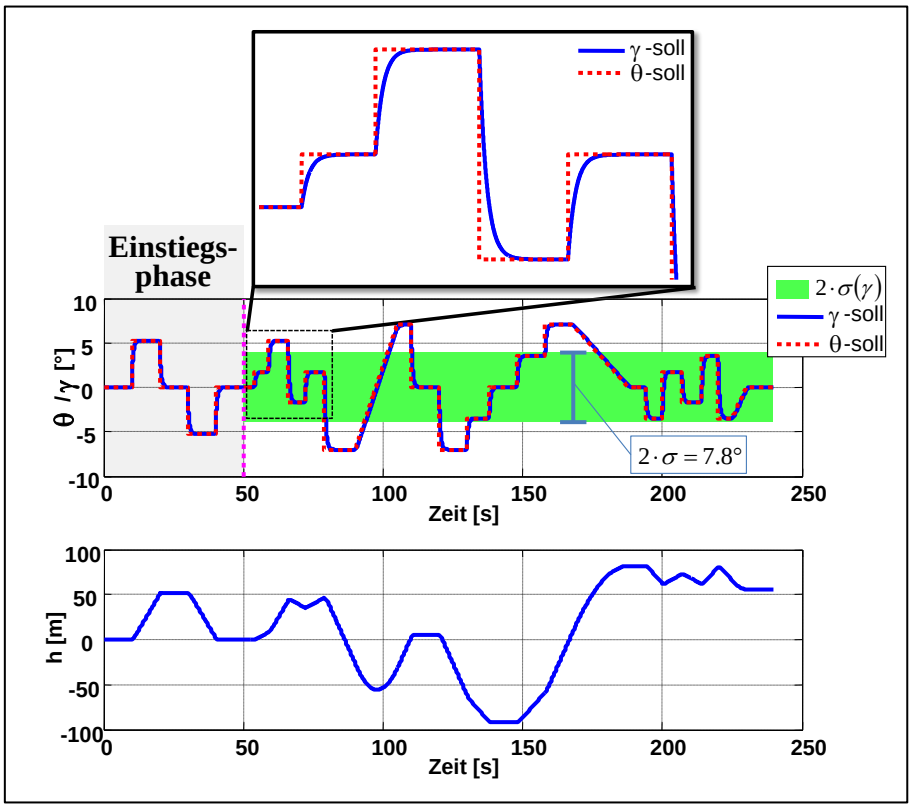


Abbildung 72 Kompletter Solltrajektorienverlauf

Prinzipiell gibt es zwei unterschiedliche Ansätze bei der Generierung von quantitativ auswertbaren Flugversuchen. Zum einen können sogenannte diskrete Signale zur Folgeaufgabe herangezogen werden, zum anderen pseudo-zufällige Signale aus Multisinusschwingungen. Gerade bei der Pilotenmodellierung greift man gerne auf solche Multisinussignale zurück, weil man hiermit ein Sollsignal mit präzise vorgebbarer Leistungsverteilung generieren kann und sich gleichzeitig die Auswertung enorm erleichtert. Da die Eingangsfrequenzen bekannt sind, reicht es, die Analyse an ebendiesen Stellen durchzuführen, weil sie dadurch ein äußerst präzises Ein-Ausgangsverhalten berechnen lässt. Zudem lassen sich sehr einfach sog. Leck-Effekte („Leakage“-Effekt), auch Fenster-Effekte genannt, unterdrücken, die durch eine suboptimale Beobachtungs- bzw. Analyselänge des Zeitfensters bestehen. Darüber hinaus ist es

extrem wünschenswert und von hoher Priorität, alle Lerneffekte so gut wie möglich zu vermeiden. Durch die Verwendung mehrerer Sinusschwingungen zu einem überlagerten Signal entsteht immer ein quasi-zufälliges Signal, das praktisch keinerlei Voraussagen über den zukünftigen Wert zulässt.

Demgegenüber stehen sogenannte diskrete Folgesignale. „Diskret“ bezieht sich hierbei auf die Tatsache, dass gewisse Werte für eine kurze Zeit immer wieder konstant gehalten werden. Die Übergänge zwischen diesen konstanten „Plateaus“ können mehr oder weniger beliebig gestaltet sein. Zwar lässt sich bei solchen Signalen schwieriger eine Leistungsdichte präzise vorgeben, allerdings wird es für den Piloten einfach, einen konstanten Wert einmal zu erreichen und sich ein Bild zu machen, wie gut er in der Lage ist, diesen präzise zu halten. (Test-)Piloten bemängeln sehr oft, dass sie im Falle von Multisinussignalen dem Sollwert stets hinterher eilen und dadurch schlecht Aussagen über die sogenannte Feinpositionierung (sog. „Finetracking“) des Flugzeugs machen können. Gerade jedoch im Hinblick auf die bereits angesprochene Flugaufgabe und die Durchführung aller Versuche mit Hilfe von durchschnittlich trainierten Hobbypiloten ist die Verwendung eines diskreten Soll-Signals unumgänglich. Über die Fokussierung auf die Bahnfolge repräsentiert das in Abbildung 72 dargestellte γ-Signal eine Folge von Bahnänderungen, wie es z.B. von einem horizontalen Geradeausflug beim Einflug in den ILS Gleitpfad zu absolvieren wäre (von γ=0° z.B. zu γ=-3°). Üblicherweise bestehen diskrete Folgesignale aus vielen Elementen in Form aneinander gereihter Sprünge verbunden über wenige graduelle Verläufe. Die Verwendung von „echten“ Sprüngen bietet den Vorteil, ein Signal mit möglichst hoher Leistung zu erzeugen, das sich z.B. bei der Parameteridentifikation von Flugzeugen etabliert hat. Hierdurch erleichtert sich wiederum die Analyse im Frequenzbereich, da analog mehr Signal im Ausgang zu finden ist. In den im Rahmen der Arbeit durchgeführten Studien und Flugversuchen hat sich jedoch gezeigt, dass diskrete Sprünge deutlich schlechter als Sollsignal für „weniger trainierte“ Piloten geeignet sind und von ihnen wesentlich schlechter angenommen werden als „realistisch anmutende“ Zielverläufe. Dies gilt für jede Art der Darstellung, doch gerade bei extrem abstrahierten (rein kompensatorischen) Anzeigen, bei denen nur ein auszuregelnder Fehler eine Rolle spielt, wiegen die Probleme umso schwerer. Einige Piloten berichteten, dass sie richtiggehend „erschrocken“ waren und im Sinne unseres Formationsfluges wäre zudem ein Sprung im vorausfliegenden Flieger untragbar und mit dem Anspruch an Realismus nicht vereinbar. Um nun jedoch ein Signal zu generieren, das eine genügend große Eingangsleistung aufweist, wurde die Anregungsfunktion nicht aufgrund von Stickausschlägen erzeugt. Als Basis diente stattdessen eines der in den militärischen Anforderungskatalogen spezifizierten Nicklage-Folgesignalen θ_T in MIL-HDBK-1797 (s. [USD97]). Selbiges ist in Abbildung 72 als blaues θ-Signal dargestellt. Um nun zum Bahnverlauf zu gelangen, bietet sich die Nutzung der Beziehung zwischen Flugbahn und Lage, nämlich die Tiefpassfilterung, über die Bahnlageverzögerung $T_{\theta 2}$ an:

$$G_{\gamma\eta} = \frac{1}{T_{\theta 2}s + 1} G_{\theta\eta} \tag{8-1}$$

Im oberen Teil von Abbildung 72 sieht man das aus den diskreten Lagesprüngen (rot gestrichelt) resultierende Bahnsignal (blau). Die Filterung erzeugt somit ein Signal, das für den

Piloten deutlich realistischer ist und dem er deutlich besser zu folgen vermag. Die Amplitude wurde im Vergleich zum Langewinkel aus MIL-HDBK-1797 verstärkt, um die Signalleistung zu erhöhen und die Anforderung an den Piloten zu steigerm. Im unteren Teil von Abbildung 72 ist der sich ergebende Höhenverlauf über die Integration des Bahnwinkels und der aktuellen Trimmgeschwindigkeit des Flugversuchs entsprechend

$$\dot{h} = V \cdot \sin(\gamma) \approx V\gamma \rightarrow h = \frac{V\gamma}{s} \tag{8-2}$$

aufgetragen. Es wurde zudem eine sogenannte Einstiegsphase von 50s definiert, in welcher der Pilot sich an die Flugaufgabe gewöhnen und mit ihr vertraut werden soll, aber in der die Daten nicht gezählt werden. In Abbildung 72 ist dieser Bereich grau hinterlegt und als Einstiegsphase gekennzeichnet. In den hier durchgeführten Flugversuchen ist diese Einstiegsphase mit 50s großzügig angesetzt. Doch gerade bei verschiedenen (respektive signifikanten) Konfigurationsänderungen ist diese Zeit absolut von Nöten, damit per se nicht „falsch-schlechte“ Bewertungen gegeben werden. Solche kommen nicht zu Stande durch verschlechterte Flugeigenschaften, sondern sind letztendlich nur durch die „Andersartigkeit“ der zu regelnden Strecke im subjektiven Vergleich zur den vorherigen Streckendynamiken zu erklären.

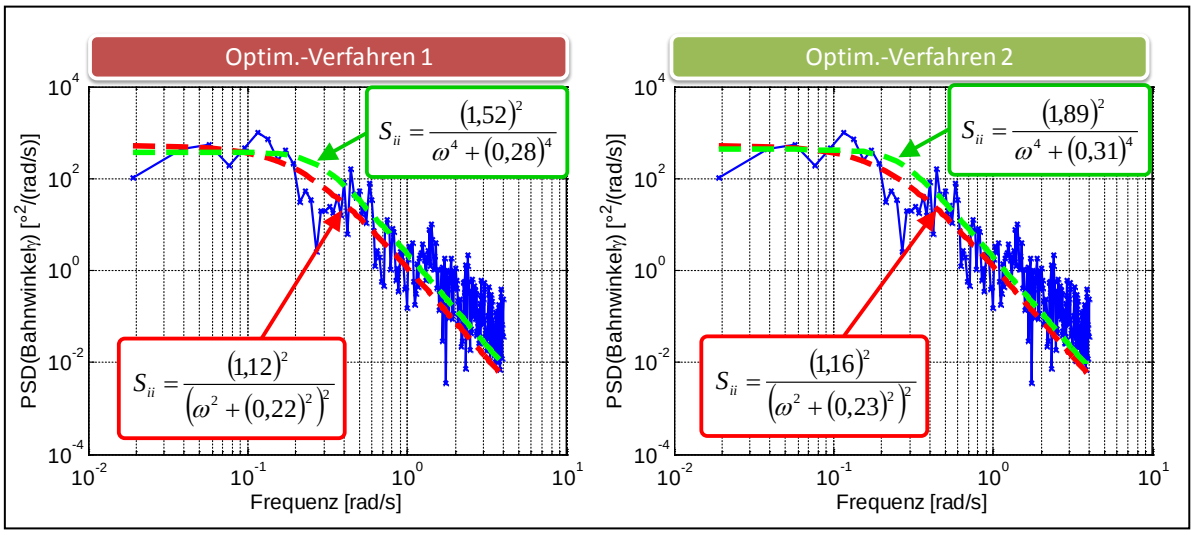


Abbildung 73 Untersuchung der spektralen Leistungsdichte

Eine Untersuchung der spektralen Leistungsdichte (des Soll-Bahnwinkels in Grad) ist in Abbildung 73 zu sehen. Beispielhaft sind für zwei definierte Formfilterstrukturen:

$$\text{Form}\,1: S_{ii} = \frac{K^2}{\left(\omega^2 + (\omega_i)^2\right)^2} \qquad \text{Form}\,2: S_{ii} = \frac{K^2}{\omega^4 + (\omega_i)^4} \tag{8-3}$$

über verschiedene Optimierungsverfahren äquivalente Formfilter berechnet worden. Die Optimierungsverfahren unterscheiden sich lediglich dadurch, dass bei Verfahren 1 das Abstandsquadrat der Signalenergie und bei Verfahren 2 lediglich der Betrag als Kostenfunktion genutzt wurde. Wie man sieht, unterscheiden sich die Resultate beider Verfahren nur marginal. Die daraus resultierenden Formfilter der Leistungsspektraldichte wurden unter anderem herangezogen, um zu Testzwecken ein pseudokontinuierliches Multisinussignal zu berechnen, welches in Abbildung 74 dargestellt ist. Das Signal besteht dabei aus insgesamt 15 Sinusschwingungen, deren Frequenzen in der Legende dargestellt sind. Sie reichen von 0.13 bis 5.24 rad/s. Das finale, überlagerte Signal ist als dicke rote Linie dargestellt und wurde so an-

gepasst, dass es exakt dieselbe Standardabweichung hat, wie das (diskrete) Ausgangssignal (vgl. Abbildung 72). In Abbildung 72 wurde die Standardabweichung zudem als grünes Band unter das Signal gelegt. Vergleicht man z.B. die Ergebnisse der Optimierung aus Abbildung 73 mit den Ergebnissen von Efremov [Efr98], welcher die Ergebnisse von [Nea701] bzw. [Nea70]) über einen Formfilter entsprechend

$$S_{ii} = \frac{K^2}{\left(\omega^2 + (\omega_i)^2\right)^2} \quad \text{mit} \quad \omega_i = 0.5\frac{rad}{s} \tag{8-4}$$

approximiert, so erkennt man die Unterschiede hinsichtlich der Anregungsbandbreite. Das in diesen Versuchen verwendete Signal hat aus diesem Grund eine etwa halb so große Eckfrequenz. Hier zeigt sich die Sinnhaftigkeit der Optimierungsergebnisse und der Frequenzanalyse allgemein. Die von Neal und Smith durchgeführten Versuche beruhen auf einem Tracking der Nicklage. Für eine Theta-Anregung resultiert am Eingang (im Vergleich zum hier verwendeten zeitlich gestreckten Gamma-Signal) ein energiereicheres Signal.

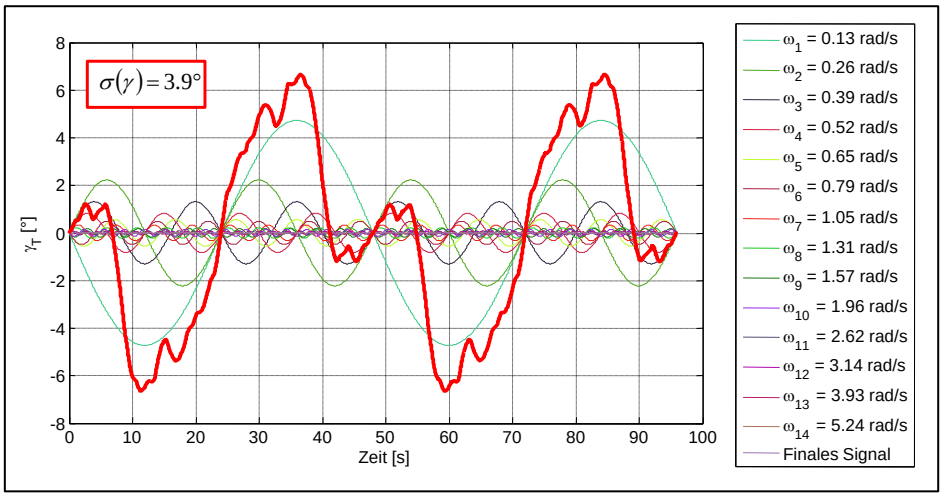


Abbildung 74 Pseudozufälliges Multisinus-Signal gleicher Varianz

In obiger Abbildung ist das Signal zwei Mal wiederholt. Hier zeigt sich erneut der Vorteil von Multisinussignalen: Die Test- bzw. Aufzeichnungsdauer muss immer ein Vielfaches der kleinsten Frequenz (hier 0.13 rad/s = 0.02 Hz $\rightarrow$ T_{min} = 50s) sein. Somit ist sichergestellt, dass immer eine komplette Schwingung (oder beliebige Vielfache davon) aufgezeichnet werden. Dadurch werden die beschriebenen Leckeffekte minimiert.

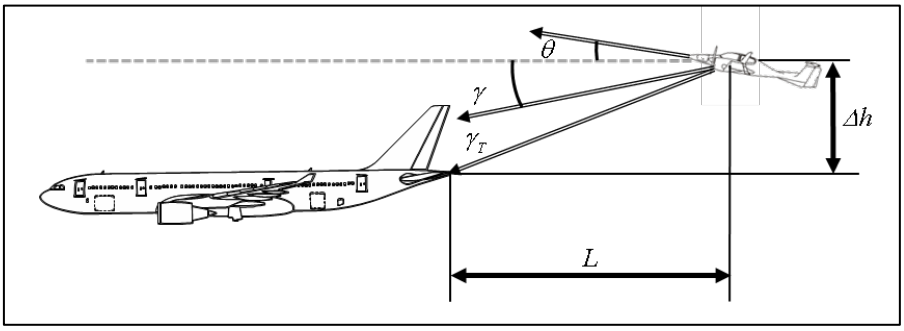


Abbildung 75 Geometrie der Bahnfolgeaufgabe (nur Längsbewegung)

Die Geometrie der Trackingaufgabe ist in Abbildung 75 zu sehen. Die Entfernung zum vorausfliegenden Flugzeug wird in unserem Testaufbau als konstant (70 m bis zur APU) angenommen. Da der Sollbahnwinkel γ_T und der Abstand der beiden Flieger vorgegeben ist, lässt sich der relative Höhenunterschied leicht über die einfach geometrische Beziehung berechnen:

$$\Delta h = \tan(\gamma_T) \cdot L \approx \gamma_T \cdot L \tag{8-5}$$

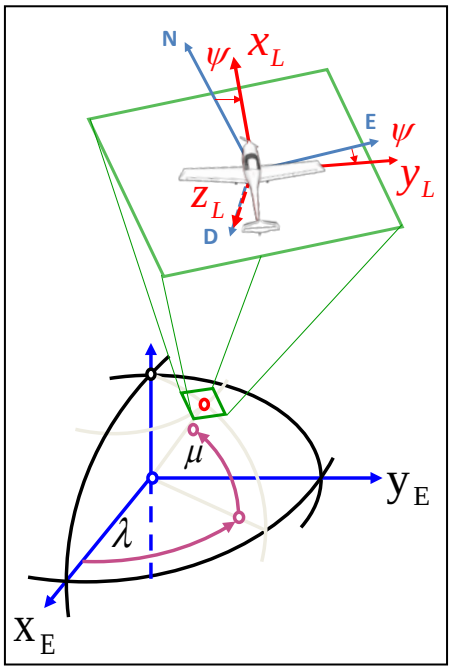


Abbildung 76 Geometrie der Bahnfolgeaufgabe (nur Längsbewegung)

Die Berechnung der Position des vorausfliegenden Flugzeugs bestimmt sich über ein approximiertes lokales Koordinatensystem, das nur um den Azimutwinkel ψ vom NED-System gedreht ist.

$$\boldsymbol{M}_{LO}(\psi) = \begin{pmatrix} \cos\psi & \sin\psi & 0 \\ -\sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad \boldsymbol{M}_{OL}(\psi) = \begin{pmatrix} \cos\psi & -\sin\psi & 0 \\ \sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \tag{8-6}$$

8.3.1 Testablauf

Wie bereits angesprochen, dient der komplette Testaufbau zu Klärung mehrerer Fragestellungen: Zum einen soll das Flugregelungssystem mit einer repräsentativen Stickdynamik (inklusive der Federkonstanten) auf seine Flugeigenschaften hin untersucht werden. Zum zweiten soll die Fragestellung erörtert werden, inwiefern sich die Flugeigenschaften verändern, wenn bei der Auslegung das Steuerkraftsystem explizit mit einbezogen wird. Darüber hinaus sollen für die – bei praktisch allen Flugeigenschaften nicht berücksichtige – Steuerkraftsensitivität, sowie für die Federkonstante (des Steuerkraftsystems) nicht nur zulässige, sondern wenn möglich optimale Werte gefunden werden. Als letzte Fragestellung soll noch ein oft nicht bzw. nur unzulänglich betrachteter Punkt geklärt werden, nämlich inwieweit sich eine Steuerung z.B. durch einen „normalen“ Joystick auf die Flugeigenschaften auswirkt.

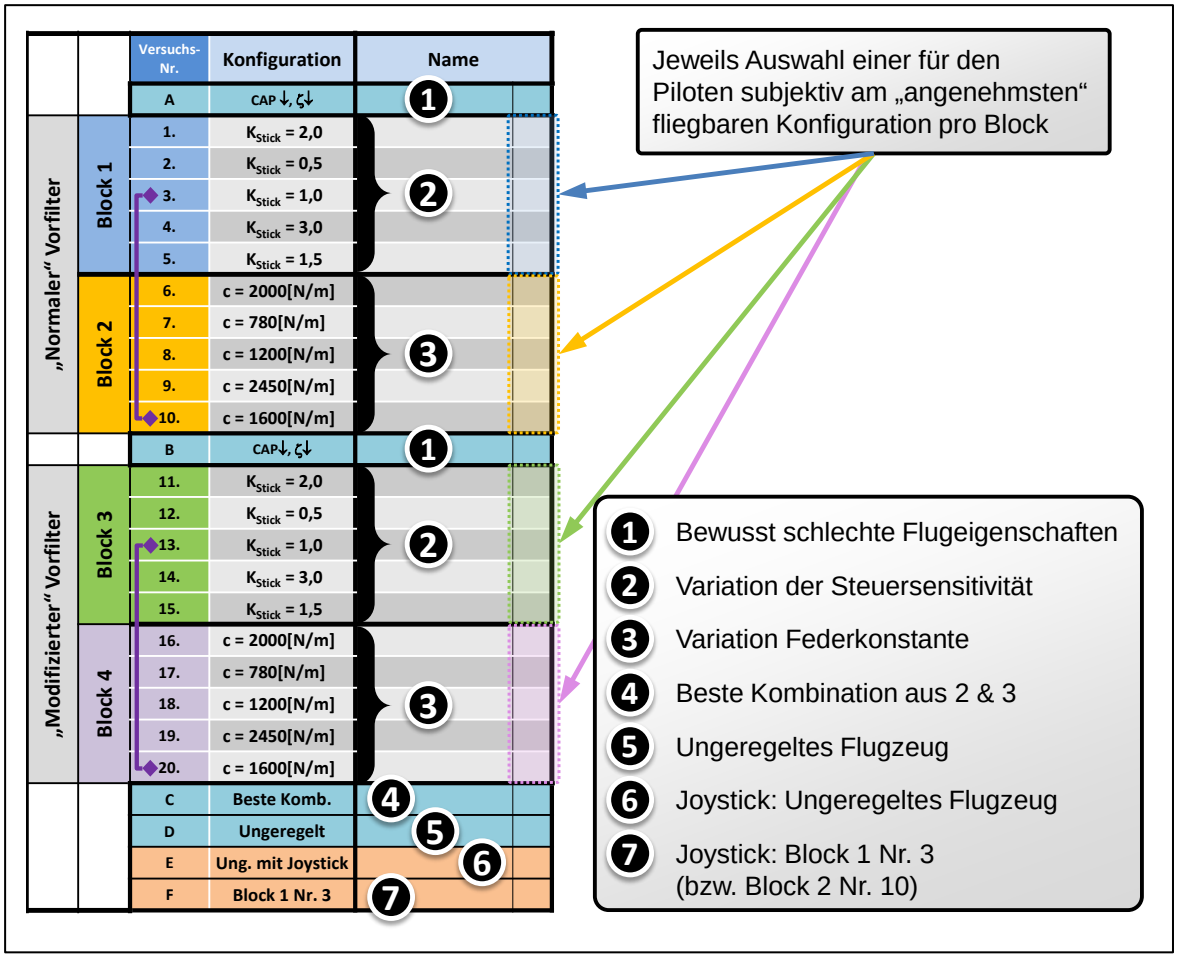


Abbildung 77 Prinzipieller Versuchsdurchlauf

Sehr oft werden nämlich – zum einen aus Kostengründen, zum anderen aus Ermangelung anderer Möglichkeiten – die Flugversuche bzw. Erstevaluierungen mittels konventioneller, durchaus hochwertiger (Spiele-) Joysticks durchgeführt. Auch im semiprofessionellen Bereich setzen viele Hobby-Simulator-Konstrukteure solche Joysticks als Steuerorgane ein. Nichtsdestotrotz variieren die Kraftcharakteristiken solcher Geräte deutlich von denen, welche in real fliegenden Systemen verbaut werden. Gerade die Zulassungsvorschriften (hinsichtlich Kraft pro Lastfaktor etc.) wären prinzipiell für den echten Flieger regulatorisch limitierende Faktoren.

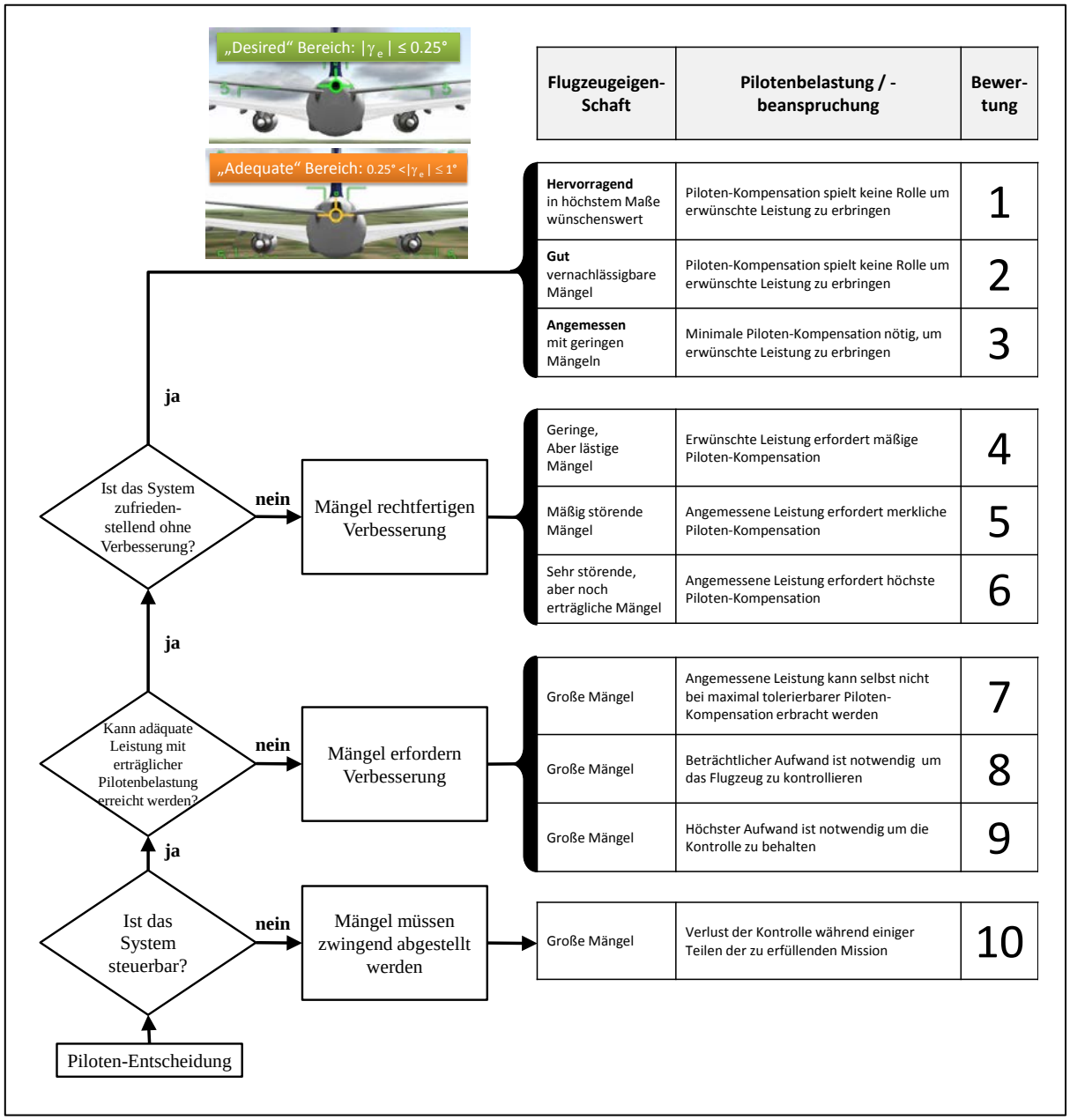
Über die reine Fragestellung der Zulassbarkeit hinaus (welche ja bereits in einem der vorausgegangenen Kapitel detailliert betrachtet wurde), soll hier primär der Fokus auf der subjektiven Pilotenbewertung der Flugeigenschaften liegen.

In Abbildung 77 ist ein gesamter Versuchsdurchlauf für einen Piloten dargestellt. Die Variationen bestimmter Parameter sind in der Abbildung jeweils über die schwarz unterlegten Nummern mit rechts stehender Beschreibung gekennzeichnet.

Jedem Pilot wurde ein Blatt mit der Cooper-Harper-Skala ([Coo69], [Coo84]) und dieser Versuchstabelle zur Hand gegeben (siehe Abbildung 78 in deutscher Übersetzung). Die Spalte mit den Konfigurationsangaben war darin nicht enthalten, um den „einfach-blinden“ Charakter (das heißt, der Pilot weiß nicht, welche Konfiguration er gerade fliegt) zu gewährleisten. Insgesamt gibt es vier sogenannte Blöcke (Block 1- 4), in welchen jeweils die Auswirkung einzelner Stickparameter untersucht werden. Bei Block 1 und 2 wird von einem „normalen“ Vorfilter und repräsentativer Stickdynamik ausgegangen und in Block 3 und 4 wird der speziell modifizierte Vorfilter untersucht. Daneben gibt es Konfiguration A und B, welche jeweils eine aus „Handling Sicht“ schlechte (das heißt „äußerst anspruchsvolle“) Konfiguration darstellen. Dies hat den Nutzen, dass, wie z.B. in [Hod99] beschrieben, ein möglichst breites Spektrum von Bewertungen erreicht wird. Hierdurch kann sich der Pilot wieder „eichen“ und einen erneuten Bezug zur Bewertungsskala herstellen. In Block 1 und 3 werden jeweils die Steuersensitivitäten, in Block 2 und 4 die Federkonstanten variiert. In Konfiguration C (Erklärungs-Nummer 4) wurde die von jedem einzelnen Pilot als optimal empfundene Kombination aus Steuersensitivität und Federkraft untersucht. Diese variiert somit von Pilot zu Pilot. Bei Versuch D und E (Erklärungs-Nummer 5 und 6) wurde jeweils das ungeregelte Flugzeug geflogen, bei D mit repräsentativer, dem Flugzustand entsprechender Steuerkraft (über das Steuerkraftsystem), bei E mittels Joystick. Bei Versuch F (Erklärungs-Nummer 7) wird Reglerkonfiguration 3 aus Block 1, bzw. Nr. 10 aus Block 2, mittels Joystick geflogen.

Um Lerneffekte bestmöglich ausschließen zu können (über die gesamten Versuchsteilnehmer gesehen), wurde die Reihenfolge der Blöcke pro Testperson variiert, z.B. Pilot 1 – Reihenfolge: Block 1,2,3,4, Pilot 2: Block 2,4,1,2, Pilot 3: Block 4,1,3,2 usw. Innerhalb einzelner Blöcke erfolgt die Variation der einzelnen Parameter auch nicht inkrementell oder dekrementell, sondern in einer für den Piloten auf den ersten Blick nicht ersichtlichen Reihenfolge, z.B. bei der Steuersensitivität: [2.0, 0.5, 1.0, 3.0, 2.5]. Als Ausgangswert aller Flugversuche dient eine Konfiguration mit einer Steuersensitivität von „1“ (in unserem Fall entspricht dies ca. 11°/s als Nickratenkommando in der Längsachse) und einer Federkonstanten von 1600 N/m. Die lilafarbenen Verbindungspfeile zwischen Block 1 - Nr. 3 und Block 2 - Nr. 10, sowie Block 3 - Nr. 13 und Block 4 - Nr. 20 zeigen jeweils zwei zueinander identische Konfigurationen auf. Dies dient lediglich dazu, Referenzen herstellen zu können. Der Versuchsleiter bzw. Datenanalyst kann somit feststellen, ob die Integrität der Versuche insgesamt gewährleitet ist. Würde z.B. die potentiell gleiche Konfiguration zwei Mal deutlich unterschiedlich bewertet, so müsste man von einem grundsätzlichen Fehler in der Versuchsanordnung ausgehen.

Da der Pilot jeweils dem vorausfliegen Flugzeug innerhalb der künstlichen Außensicht (siehe Abbildung 70) folgen muss, wurde zudem pro Durchlauf jeweils ein anderer Azimut-Startwert gewählt. Somit wurde sichergestellt, dass der Pilot weder bewusst noch unbewusst aufgrund äußerlicher, das heißt landschaftlicher Gegebenheiten, Vorteile bei der Bewältigung seiner Aufgabe erhält (z.B. beim Überflug über einen Fluss kommt immer ein großer Sprung nach oben). Keinem der Piloten war – laut eigener Angabe – selbst nach Durchführung aller Versuche der Verlauf der Sollgröße bewusst.



Flugzeugeigen-Schaft	Pilotenbelastung / -beanspruchung	Bewer-tung
Hervorragend in höchstem Maße wünschenswert	Piloten-Kompensation spielt keine Rolle um erwünschte Leistung zu erbringen	1
Gut vernachlässigbare Mängel	Piloten-Kompensation spielt keine Rolle um erwünschte Leistung zu erbringen	2
Angemessen mit geringen Mängeln	Minimale Piloten-Kompensation nötig, um erwünschte Leistung zu erbringen	3
Geringe, Aber lästige Mängel	Erwünschte Leistung erfordert mäßige Piloten-Kompensation	4
Mäßig störende Mängel	Angemessene Leistung erfordert merkliche Piloten-Kompensation	5
Sehr störende, aber noch erträgliche Mängel	Angemessene Leistung erfordert höchste Piloten-Kompensation	6
Große Mängel	Angemessene Leistung kann selbst nicht bei maximal tolerierbarer Piloten-Kompensation erbracht werden	7
Große Mängel	Beträchtlicher Aufwand ist notwendig um das Flugzeug zu kontrollieren	8
Große Mängel	Höchster Aufwand ist notwendig um die Kontrolle zu behalten	9
Große Mängel	Verlust der Kontrolle während einiger Teilen der zu erfüllenden Mission	10

Abbildung 78 Cooper-Harper-Bewertungsschema ([Coo69], [Coo84])

Es hat sich gezeigt, dass die Anwendung des Cooper-Harper-Ratings gerade für Hobbypiloten, die damit zum ersten Mal in Kontakt kommen, durchaus nicht einfach ist. Im Gegensatz zu Berufs-Testpiloten, bei welchen die Anwendung solcher Rating-Verfahren zur Ausbildung

in Testpilotenschulen gehört, kann man von Hobbypiloten nicht erwarten, dass sie in der Lage sind, ihre Ergebnisse auf einer absoluten Skala in Relation zu setzen.
Das heißt, ihre Bewertung orientiert sich immer an vorangegangenen Versuchen, wobei sie versuchen, die aktuelle Bewertung zu den bisherigen in Relation zu setzen. Somit kann es durchaus vorkommen, dass sich (Hobby-)Piloten durch die angesprochenen Variationen stets zu einem Ergebnis „hin-iterieren“. Um den Piloten etwas entgegenzukommen, wurde eine weitere Spalte (siehe Abbildung 77) bei den Bewertungsbögen hinzugefügt. In ihnen sollte der Pilot für jeden Block die für ihn angenehmste Konfiguration selektieren. Piloten wurden darauf hingewiesen, dass sie nicht aus ihren geschätzten Ablagen auf die „beste“ Konfiguration schließen sollten, sondern sie sollten diejenige auswählen, welche aus ihrer Sicht am besten (am „angenehmsten“) steuerbar war.
Dieses Vorgehen hat sich als sehr praktikabel für die Durchführung der Versuche mit Hobbypiloten herausgestellt, da es durchaus vorkam, dass einige Konfigurationen pro Block gleiche Wertungen erhielten, was durchweg das Finden eines Optimalwertes schwierig macht. Einziges Manko an dieser Vorgehensweise stellt die „Beschränkung“ auf maximal fünf verschiedene Konfigurationen dar. Es wäre aus statistischer Sicht sicherlich wünschenswert, wenn der gesamte Versuchsablauf mit einem komplett randomisiertem Aufbau durchgeführt werden würde. Eine praktikable Durchführung lässt sich jedoch mit einer Testgruppe aus Hobbypiloten nicht gestalten. Wie bereits angesprochen, referenzieren sich die Probanden auf die maximal fünf zuletzt durchgeführten Versuche. Und gerade über eine solche Anzahl ist es ihnen möglich, ein Optimum für sich zu bestimmen und dies auch im Nachhinein zu benennen. Macht man ihnen dies nicht möglich, so kann und darf man sich nicht auf die (C.-H.-)Bewertung als alleinige Referenz verlassen.

Gerade im Zusammenspiel mit Hobbypiloten ist ein sinniger Aufbau der Testdurchläufe und die Einsicht des Testleiters in die Randbedingungen in Bezug auf die Fähigkeiten von Hobbypiloten sehr wichtig, um eine erfolgreiche Durchführung und, daraus abgeleitet, aussagekräftige Ergebnisse zu erhalten.

8.4 Methoden der quantitativen Versuchsauswertung

Der quantitativen Analyse dienen – entsprechend Abbildung 72 – die letzten 190s (ohne die Einstiegsphase). Es wurde versucht, möglichst viele Daten neben den Flugeigenschaftsbewertungen der Piloten zu erlangen, um deren C.-H.-Bewertungen in Relation setzen zu können.

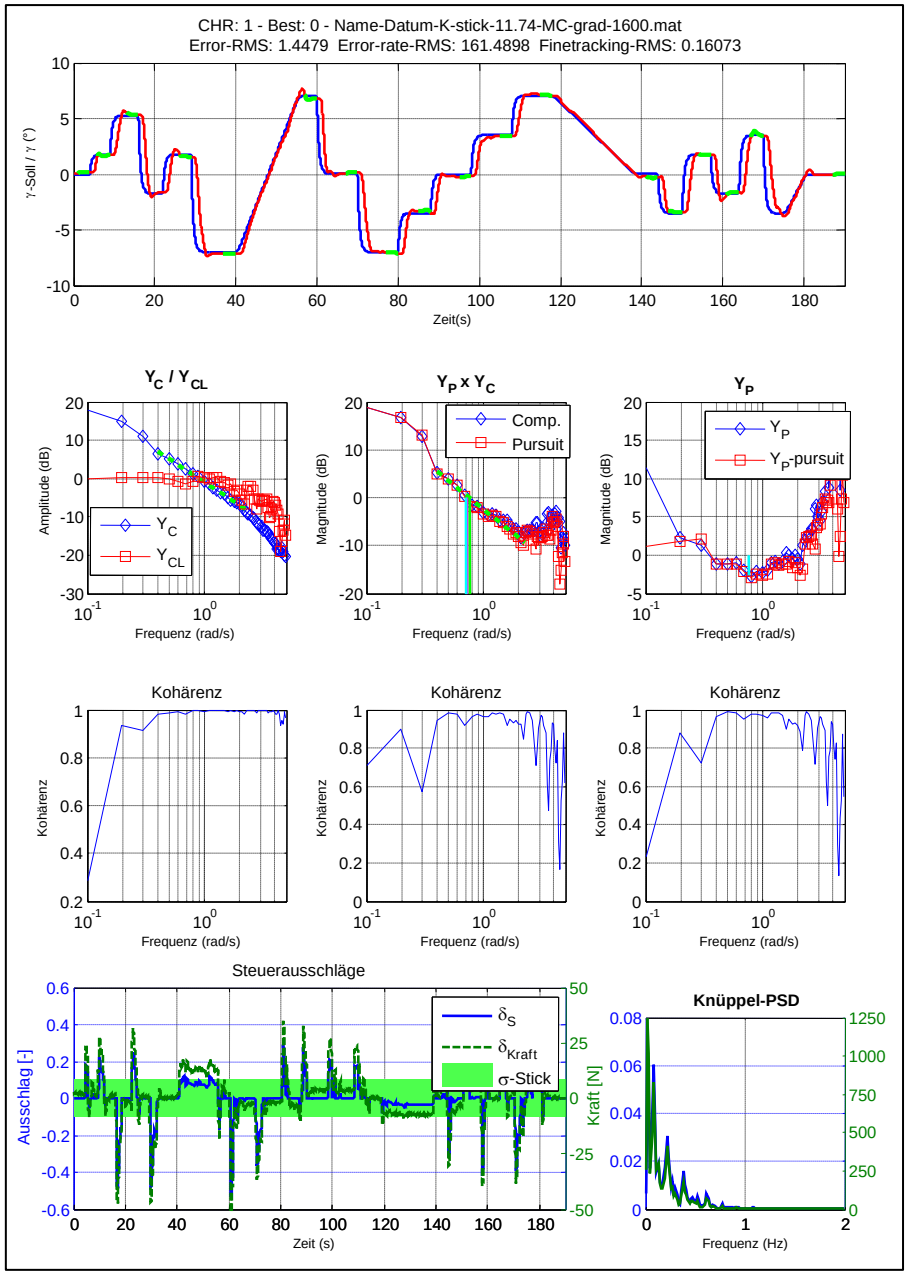


Abbildung 79 Ergebnisse eines Testdurchlaufs

In Abbildung 79 ist eine automatisch generierte Ergebnisauswertung für einen Durchlauf dargestellt. Neben dem „Rating“ (also der Bewertung) ist darin enthalten, ob dies eine vom Piloten besonders präferierte Konfiguration darstellte. Darüber hinaus findet eine komplette Auswertung sowohl im Zeit- als auch im Frequenzbereich statt. Auf die hierbei generierten Daten soll noch detailliert eingegangen werden. Neben unterschiedlichsten Fehler-Metriken bei der Folgeaufgabe sind auch Kräfte und Ausschläge des Piloten mit ihren wichtigsten Kenngrößen zu sehen.

8.4.1 Zeitbereichsanalyse

In Abbildung 72 sowie Abbildung 79 war bereits der Soll-Trajektorienverlauf zu sehen. Zur Erinnerung: In Abbildung 72 ist zudem die „Einstiegsphase“ gezeigt, welche nicht Teil der Analyse ist. Man kann und muss nun verschiedene Metriken, das heißt Maßsysteme, verwenden, um die Ergebnisse zu analysieren und zu quantifizieren. Zum einen wurde beispielweise als allgemein anerkanntes und oft verwendetes Fehlermaß der RMS-Wert (sog. „Root Mean Square“) berechnet:

$$E_{\gamma,RMS} = \sqrt{\sum_{i=1}^{n} \frac{1}{n} \left(\gamma_{T_i} - \gamma_i\right)^2} = \sqrt{\sum_{i=1}^{n} \frac{1}{n} \left(\gamma_{e_i}\right)^2} \tag{8-7}$$

Im Lauf verschiedener Versuche hat sich jedoch gezeigt, dass der üblicherweise benutzte mittlere quadratische (RMS inklusive der Wurzel) Fehler nicht ausreichend ist, um das Fehlerverhalten adäquat wiederzugeben. Aus Sicht des Piloten ist ein gut fliegbares Flugzeug dadurch gekennzeichnet, dass Fehler erstens schnell abgebaut und zweitens dauerhaft klein – und vor allem ohne (bzw. nur mit wenig) Oszillationen – gehalten werden können. Aus obiger Formel erkennt man sofort, dass sich zwar eine schnelle Bahnfolge (schneller Abbau der Ablage) signifikant in einem kleinen Fehler niederschlägt. Das oszillatorische Bahnfolgeverhalten kann dadurch aber in keinster Weise repräsentiert werden. Um diesem Problem zu begegnen, wurde darüber hinaus auch die totale Variation der Flugbahn über den Fehler:

$$E_{\gamma,\mathrm{VAR}} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^{n} \left| \gamma_{t_{i+1}} - \gamma_{t_i} \right| \tag{8-8}$$

gekennzeichnet. Hierbei wird eigentlich die Flugbahn-Änderung gewichtet. Es zeigt sich somit sofort, ob Oszillationen auftreten, bzw. ob ein allgemein eher unerwünschtes Verhalten vorzufinden ist.

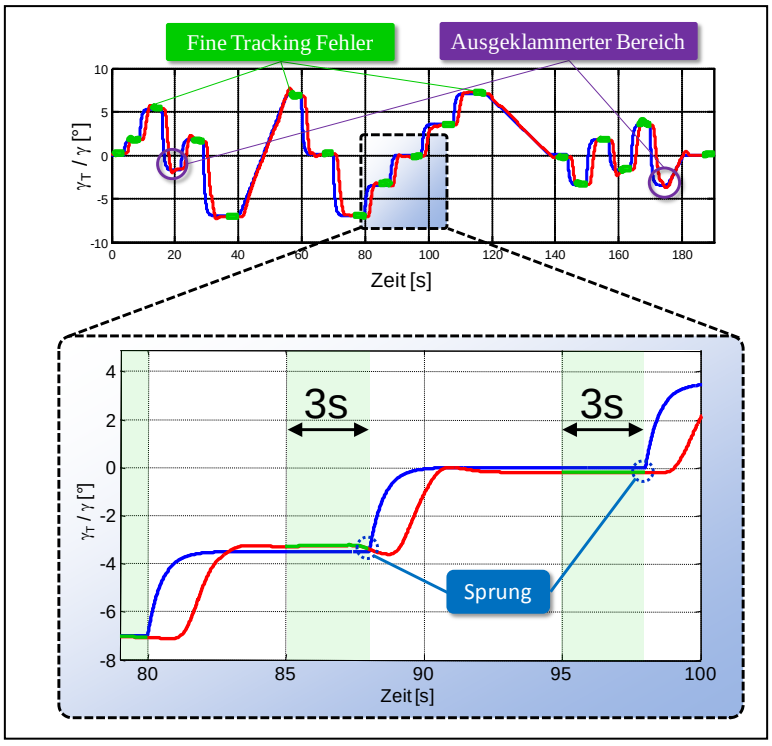


Abbildung 80 Fine Tracking Fehler im Zeitbereich

Im Rahmen von Flugversuchsaufgaben ist das Folgeverhalten primär über zwei Merkmale gekennzeichnet, erstens ein möglichst schnelles und aggressives Erfassen und Einnehmen einer Ziellage (sogenanntes „Gross Acquisition“) und zweitens das präzise Halten der eingenommenen Fluglage (sogenanntes „Fine Tracking“). Gerade Testpiloten sind mit diesen Begriffen bestens vertraut, allerdings findet sich hierzu keine allgemein anerkannte zeitliche Quantifizierung, besonders in Bezug auf eine bestimmte Flugaufgabe. Die Definition bleibt somit dem jeweiligen Flugtestingenieur überlassen. Für die hier durchgeführten Flugversuche wurde eine Definition entsprechend Abbildung 80 eingeführt. Hierbei wurde jeweils ein Zeitfenster vor einem erneuten Sprung – dargestellt als hellgrüner Bereich – als Fine-Tracking-Phase definiert. Es wäre durchaus auch möglich, das Zeitverhalten (im Hinblick auf „Fine-Tracking“) im Sinne eines regelungstechnischen Quantifizierungsmaßes wie z.B. der Einschwingzeit zu beschreiben. Hier stellt sich allerdings das Problem, dass realistischerweise abhängig von der Sprunghöhe jeweils unterschiedliche Einschwingzeiten definiert werden müssten. Da jedoch die Sprünge, zeitlich gesprochen, relativ einheitlich sind, stellt sich eine Definition über die Zeit vor einem Sprung als deutlich praktikabler dar. Zur Analyse wird jeweils der RMS-Wert entsprechend Gleichung (8-7) berechnet, allerdings nur über die 18 jeweils drei Sekunden langen Bereiche (insgesamt also 54 Sekunden reine Fine-Tracking-Zeit).

In Abbildung 80 sind zudem in Lila zwei „ausgeklammerte“ Bereiche aufgeführt. Dies sind Zonen, in denen ein sehr starker Bahnwechsel vom Piloten zu bewältigen ist. Hier ist ihm ein Fine-Tracking im eigentlichen Sinne praktisch nicht möglich, er ist vielmehr im verbleibenden Zeitfenster mit dem sog. „Gross Acquisition“ beschäftigt. Dementsprechend werden diese Bereiche von der Berechnung ausgeschlossen.

8.4.2 Frequenzbereichsanalyse

Die Zeitbereichsanalyse dient primär der Quantifizierung der Leistungsfähigkeit bei der Folgeaufgabe. In dieser Arbeit soll jedoch gleichzeitig auch der Bogen gespannt werden zu einer Analyse des Piloten, bzw. der Piloten, sowohl im Sinne der Flugeigenschaftsmodellierung als auch im Sinne der mathematischen Menschmodellierung. Bei dieser wird unter anderem der Frequenzgang der offenen Kette, bzw. des Piloten, genutzt. Somit ist es zur Validierung der Ergebnisse von Nöten, eine Frequenzbereichsanalyse durchzuführen. Während der Versuchsdurchführung werden alle im Simulator verfügbaren Messwerte mit einer Frequenz von 100 Hz aufgezeichnet (theoretisch werden damit alle Frequenzen bis 314 rad/s problemlos aufgelöst, was hierbei vollkommen ausreichend ist).

Für ein lineares System lässt sich die Übertragungsfunktion mittels Kreuzleistungsdichtespektrum und Autoleistungsdichtespektrum entsprechend

$$G(\omega) = \frac{S_{xy}(\omega)}{S_{xx}(\omega)} \tag{8-9}$$

beschreiben (vgl. [Dev00], [Smi07], [Ben10]).

Der Amplitudenverlauf lässt sich entsprechend

$$|G(\omega)| = \left|\frac{S_{xy}(\omega)}{S_{xx}(\omega)}\right| = \sqrt{\left|\frac{S_{yy}(\omega)}{S_{xx}(\omega)}\right|} = \left|\frac{Y(\omega)}{X(\omega)}\right| \tag{8-10}$$

bestimmen. Wie in Abbildung 79 zu sehen, wird zusätzlich noch die Kohärenz gemäß

$$\gamma_{xy}^2(\omega) = \frac{|S_{xy}(\omega)|^2}{S_{xx}(\omega) \cdot S_{yy}(\omega)} \tag{8-11}$$

berechnet (das Symbol γ steht hierbei wie allgemein üblich für die Kohärenz und hat nichts mit dem Bahnwinkel zu tun). Die Kohärenz stellt den Quotienten aus dem Quadrat des Betrages der Kreuzleistungsdichte sowie den Autoleistungsspektren dar (die zugehörigen Definitionen finden sich in Kapitel 4.4). Die Kohärenz dient dabei als Maß für die Linearität (Kohärenz = 1) bzw. über die Nichtlinearität der Signale (Kohärenz < 1). Fällt die Kohärenz signifikant unter den Wert „1“, so kann nicht mehr von linearem Systemverhalten ausgegangen werden. Somit lässt sich jeweils leicht die Frequenz ablesen, bis zu der die Daten zu Analyse- und Interpretationszwecken herangezogen werden können.

Durch die Darstellung der Frequenzgänge – entsprechend Formel (8-10) – sowohl für die offene Kette als auch für den Piloten bzw. den geschlossenen Kreis lassen sich die charakteristischen Größen wie z.B. Crossover-Frequenz, Pilotenkompensation, sog. Droop, Resonanzamplitude usw. direkt ablesen. Das Vorgehen bei der Analyse im Frequenzbereich ist prinzipiell sehr ähnlich dem Verhalten bei der (Flugzeug-)Parameteridentifikation, abgesehen von den komplexen Randbindungen aufgrund des menschlichen Verhaltens im Regelkreis.

8.5 Pilotenmodellierung auf Basis der Flugversuchsdaten

In diesem Kapitel soll auf die Modellierung der Piloten als quasi-lineare Systeme eingegangen werden. Dabei sollen die Unterschiede heraus gearbeitet werden, die sich ergeben, vergleicht man Flugversuchsdaten und die zu den jeweiligen Pilotenmodellen beschriebenen Standard-Auslegungsalgorithmen. Entsprechend der Grundlagen aus Kapitel 7.4 und 7.5 werden hierbei die Pilotenmodelle von Hess und Efremov genutzt.

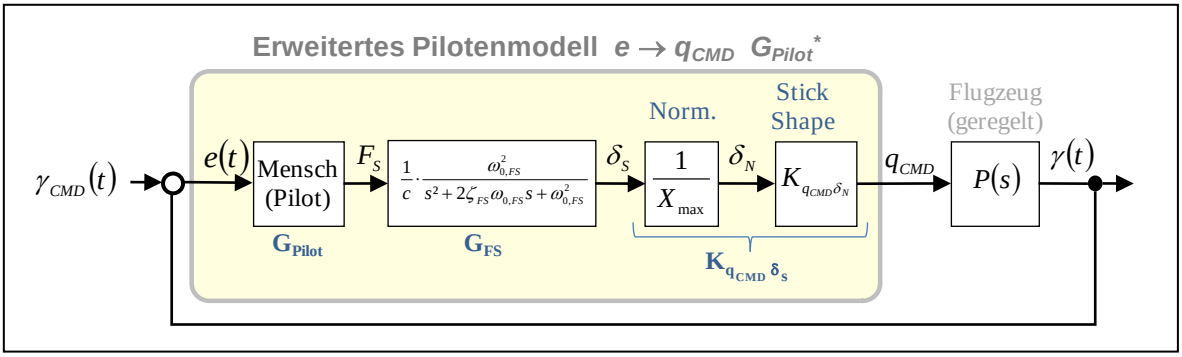


Abbildung 81 Pilotenmodelldarstellung der γ-Folge

Die Pilotenübertragungsfunktionen sind:

$$Y_{P,Hess} = K_P e^{-s\tau_0} \frac{Y_{NM} Y_{FS}}{1 + Y_{NM} Y_{FS} Y_{PF}}$$
$$Y_{P,Efr} = K_P \frac{T_L s + 1}{T_I s + 1} e^{-s\tau_0} \frac{1}{1 + Y_{PF}} Y_{NM} \qquad (8\text{-}12)$$

Hierbei wurden aus Gründen der Übersichtlichkeit gleiche Bezeichnungen verwendet (auch wenn die jeweiligen Autoren die Parameter unterschiedlich bezeichnen).
In beiden Fällen soll von einem ausschlagsbasierten Regelungssystem ausgegangen werden. Im Fall der Flugversuche aus Kapitel 8 ist die Streckendynamik durch die Übertragungsfunktion des Bahnwinkels γ gegeben. Dieser ergibt sich für ein äquivalentes Ersatzsystem niederer Ordnung zu:

$$\left.\frac{\gamma(s)}{q_{CMD}(s)}\right|_{LOES} = \frac{1}{(T_{\Theta 2}s + 1)} K_q \cdot \frac{(T_{\Theta 2}s + 1)}{N_{AS}(s)} \frac{1}{s} = \frac{K_q}{N_{AS}(s)} \frac{1}{s} \qquad (8\text{-}13)$$

Entsprechend der Missionsdefinition aus Anhang E ist dies der Flugzustand, welcher sich durch die Geschwindigkeit V = 105 KIAS, die Höhe h = 734m (2400 Fuss), sowie eine mittlere Schwerpunktlage von x_{SP} = 2,42m charakterisiert.

8.5.1 Bestimmung der Pilotenparameter mittels Optimierung

Entsprechend Abbildung 70 nimmt der Pilot den Sollpfadverlauf γ_{CMD} (siehe Kapitel 8.3) über das ihm voraus fliegende Flugzeug auf. Eine allgemeine Darstellung unter Einbeziehung des Pilotenmodells findet sich in Abbildung 81. Hierbei ist der Pilot als allgemeine Übertragungsfunktion G_{Pilot} dargestellt. Die Kausalkette soll hier kurz skizziert werden: Die vom Piloten

aufgebrachte Steuerkraft F_S wird über das Steuerkraftsystem in einen entsprechenden Stickausschlag δ_S (in [m]) umgesetzt. Normiert man diesen Ausschlag (bezogen auf den Maximalausschlag) so erhält man den dimensionslosen Steuerknüppelausschlag δ_N [-]. Dieser wird über eine entsprechende Steuersensitivität $K_{q_{CMD}\delta_N}$ in eine kommandierte Nickrate q_{CMD} umgerechnet. Alternativ lässt sich die Steuersensitivität auch direkt in Abhängigkeit des dimensionsbehafteten Steuerknüppelausschlags als $K_{q_{CMD}\delta_S}$.ausdrücken. Die beiden Herangehensweisen sind dabei äquivalent, allerdings wird der Stick-Ausschlag typischerweise normiert verwendet.

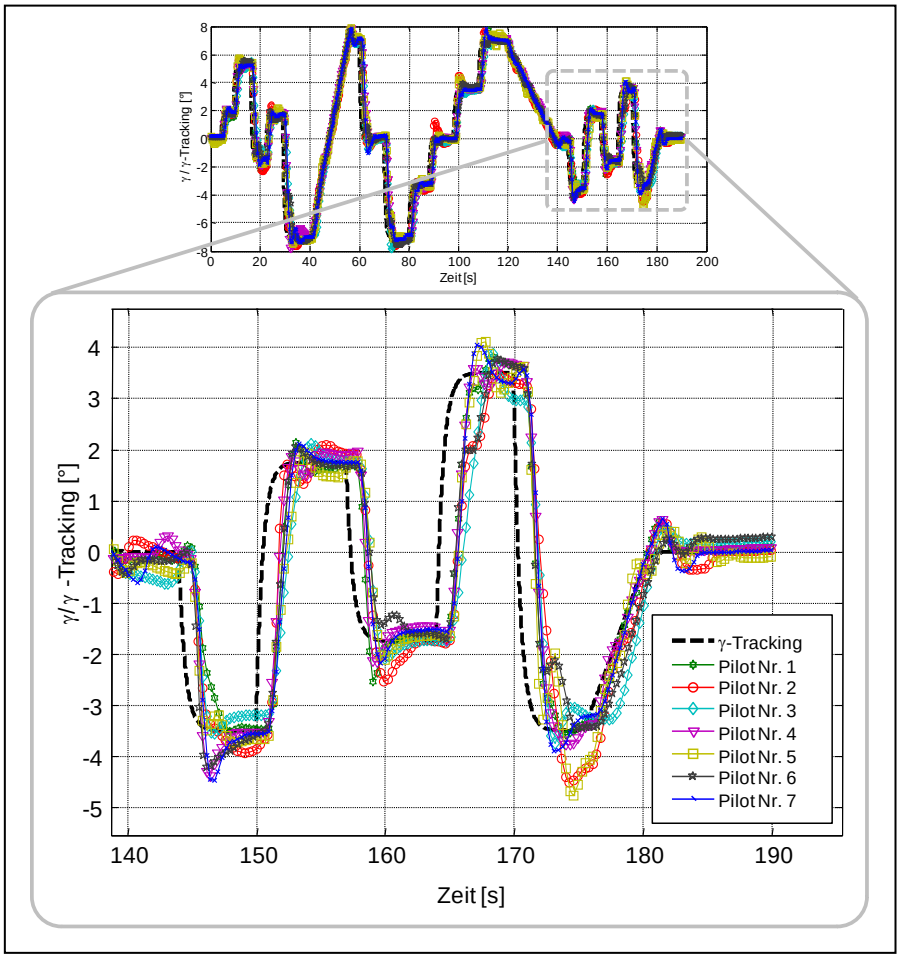


Abbildung 82 Zeitbereichsergebnisse der Flugversuchsaufgabe (Nr. 3 / Block 1)

Da weder bei Hess noch bei Efremov die Steuersensitivität betrachtet wird, soll entsprechend Abbildung 81 ein erweitertes Pilotenmodell G_{Pilot}^{*} verwendet werden. Dieses charakterisiert sich dadurch, dass der Eingang das (γ-)Fehlersignal ist und der Ausgang der kommandierten Nickrate entspricht. Zur Pilotenmodellierung soll der Flugversuch Nr. 3 aus Block 1 (siehe Abbildung 77) verwendet werden.

Die Parameter der Pilotenmodelle von Efremov und Hess werden dabei mittels Optimierung gewonnen. Hierbei wird der quadratische Fehler im Zeitbereich zwischen dem tatsächlichen Nickratenkommando (des einzelnen Piloten) und dem Ergebnis des linearen Modells (aus Gleichung (8-12)) durch Veränderung der Pilotenmodellparameter minimiert. Folglich erhält man ein lineares Pilotenmodell, dessen Zeitbereichsverhalten möglichst wenig von dem gemessenen Pilotenverhalten abweicht.

Zur weiteren Analyse wird mittels der linearen Streckendynamik (als Ergebnis der Trimmung und Linearisierung des Sechs-Freitheitsgrad-Modells am Missionspunkt) und dem so bestimmten Pilotenmodell, die Stabilität der offenen Kette aus Pilot und Flugzeug untersucht. Die sich ergebenden Stabilitätsgrenzen sowohl für die Hess-, als auch Efremov-Modellstruktur sind in Tabelle 15 aufgelistet.

Pilot	$A_{R,Hess}$	$A_{R,Hess}$ [dB]	$\varphi_{R,Hess}$	$A_{R,Efr}$	$A_{R,Efr}$ [dB]	$\varphi_{R,Efr}$
1	2.72	8.69	48.00	3.70	11.36	54.32
2	2.94	9.38	50.91	3.63	11.20	54.88
3	3.17	10.02	54.27	3.78	11.54	57.87
4	2.99	9.51	51.45	3.45	10.77	53.91
5	4.07	12.19	60.94	4.81	13.64	61.81
6	2.74	8.75	48.22	4.30	12.67	58.92
7	2.68	8.58	47.94	3.02	9.61	50.73

Tabelle 15 Stabilitätsreserven der offenen „Piloten + Flugzeug“-Kette

Eine Darstellung der Zeitbereichs-Ergebnisse aller sieben Piloten ist in Abbildung 82 dargestellt. Um eine gänzlich homogene Gruppe von Hobbypiloten zu haben, wurde Pilot 8 (vgl. Tabelle 13) - der einzige professionelle Testteilnehmer - nicht bei der Modellierung mit einbezogen. Die dabei errechneten Stabilitätsgrenzen decken sich sehr gut mit den Erkenntnissen von McRuer [McR95].

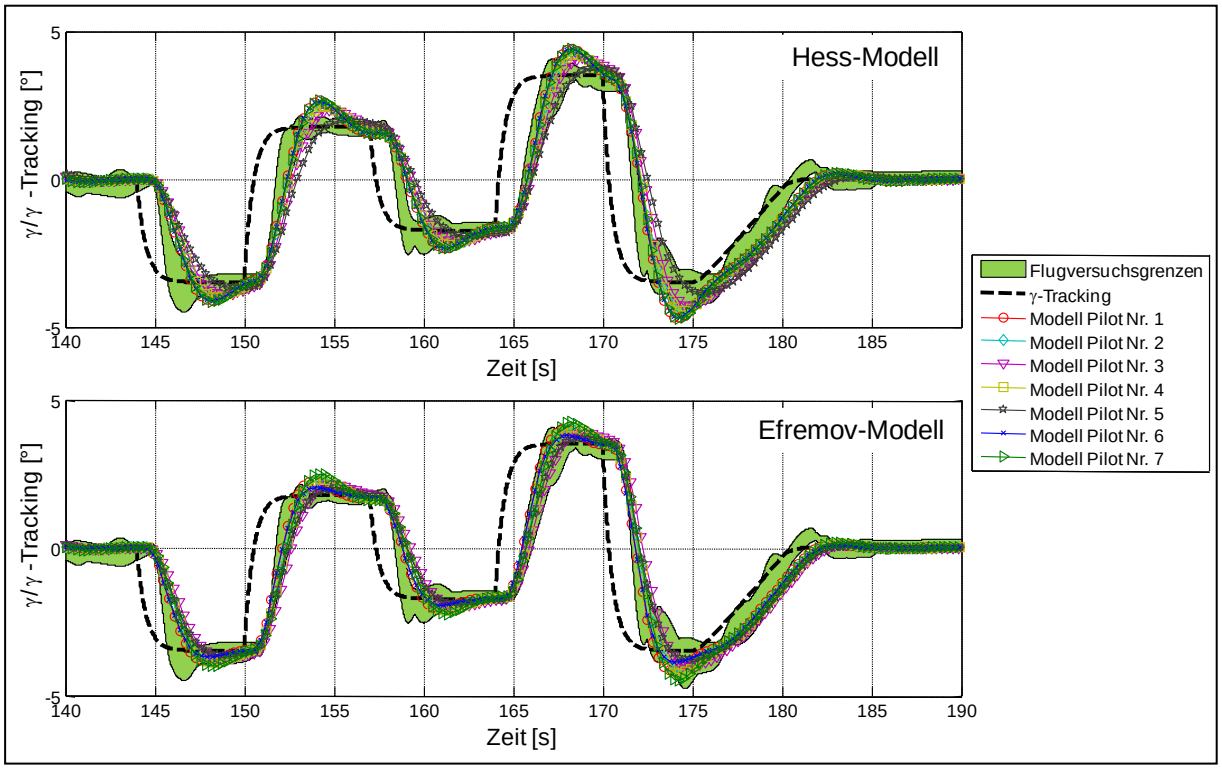


Abbildung 83 Vergleich der identifizierten Pilotenmodelle

Betrachtet man die simulierten Ergebnisse aus Pilotenmodell und linearer Strecke, so erkennt man entsprechend Abbildung 83, dass sich die Simulationsergebnisse sehr gut mit den realen Flugversuchsdaten decken (in Analogie zu Abbildung 82 ist der Bereich von 140s - 190s dar-

gestellt). Zum besseren Vergleich sind in grün die Bereiche der realen Pilotenantworten („Flugversuchsgrenzen“) dargestellt. Hier kann man erkennen, dass insgesamt die Modellierung nach Efremov noch näher an die realen Funktionswerte heran reicht, als die Modelle nach Hess. Bei der Optimierung beider Modelle wurde stets die Pilotentotzeit mit 200ms, entsprechend der allgemein vorgegebenen Modellierungstotzeit, angesetzt und selbst nicht dem Optimierungsprozess unterzogen.

8.5.2 Vergleich mit den Standard-Auslegungsmethoden

In diesem Kapitel sollen Ergebnisse aus Kapitel 8.5.1 mit den Standard-Auslegungsmethoden von Hess und Efremov verglichen werden. Betrachtet man die Streckendynamik aus Gleichung (8-13) so erkennt man, dass die Strecke primär einfach integrierendes Verhalten durch die Polstelle im Ursprung (mit einer Steigung von -20 dB pro Dekade) und ab der konjugiert-komplexen Polstelle (bei ca. 2.9 rad/s) dreifach integrierendes Verhalten aufweist (- 60 dB/Dek.).
Die Strecke selbst weist eine Crossoverfrequenz (bei der Übertragungsfunktion der kommandierten Nickrate auf den Bahnwinkel) von ca. 1 rad/s auf. Ausgehend von der Annahme, dass sich die Durchtrittsfrequenz der offenen Kette (aus Pilot und Flugzeug) unterhalb der Strecken-Polstelle befindet, stellt dies - auf Basis des Crossover-Modells und der Ergebnisse von McRuer (vgl. Kapitel 7.2) - den besten Fall für die Regelung durch einen Menschen dar. Denn in einem solchen Fall muss der Mensch, respektive der Pilot, lediglich als Verstärkung („Gain“) agieren, um im Bereich der Crossover-Frequenz einfach integrierendes Verhalten sicher zu stellen.

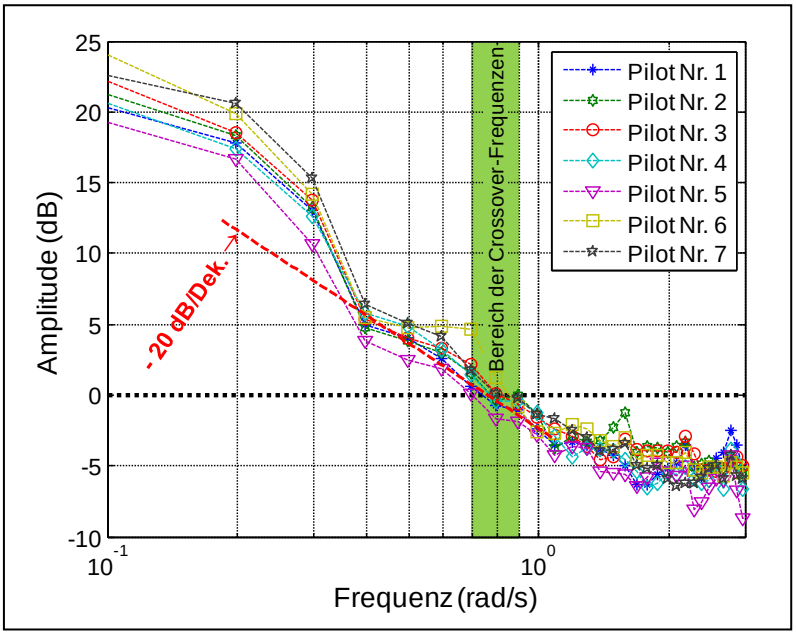


Abbildung 84 Bereich der identifizierten Crossover-Frequenzen aller Piloten

Betrachtet man die Ergebnisse der Frequenzbereichsanalyse für alle sieben Piloten entsprechend Abbildung 84, so erkennt man, dass die Durchtrittsfrequenz zwischen ca. 0.7 bis 0.9 rad/s liegt. Die Steigung von -20 dB/Dek. von einfach integrierenden Übertragungsverhalten ist im Crossover-Bereich eingezeichnet und deckt sich mit den Piloten-Amplitudenverläufen.

Entsprechend Kapitel 7.4, im Speziellen Gleichung (7-14), sieht auch Hess eine einfach-integrierende Streckendynamik und eine dementsprechende propriozeptive Rückführung vor. Lediglich die von ihm fest vorgegebene Soll-Crossoverfrequenz von 2 rad/s, stellt sich bei der Auslegung für diese Arbeit als nicht praktikabel heraus. Wie praktisch alle Pilotenmodelle, hat Hess dies für eine Nicklage-Folgeaufgabe festgelegt, nichtsdestotrotz werden keine Werte für andere Folge bzw. Missionsaufgaben von ihm geliefert.
Betrachtet man die Strecke mit einer zusätzlich eingebrachten Totzeit (von 100, 200 und 300 ms) entsprechend Abbildung 85 so erkennt man, dass sich die „kritische Kreisfrequenz“ ω_{krit} (vgl. [Bra05]) mit zunehmender Totzeit hin zu immer kleineren Frequenzen verschiebt. Die kritische Frequenz bezeichnet dabei diejenige Frequenz, an der die Phase gleich -180° ist (also genau dort, wo die Amplitudenreserve berechnet wird). Für 200ms (also die von Hess vorgegebene nominale Pilotentotzeit) ist für den hier untersuchten Fall, die kritische Frequenz bereits unterhalb von 2 rad/s. Da die Durchtrittsfrequenz (bei Hess) jedoch nur durch die Anpassung der Pilotenverstärkung erfolgt, liegt somit auf der Hand, dass der geschlossene Regelkreis instabil wird. Läge die kritische Frequenz „exakt“ auf 2 rad/s so wäre der GRK bei ebendieser Durchtrittsfrequenz gerade grenzstabil).

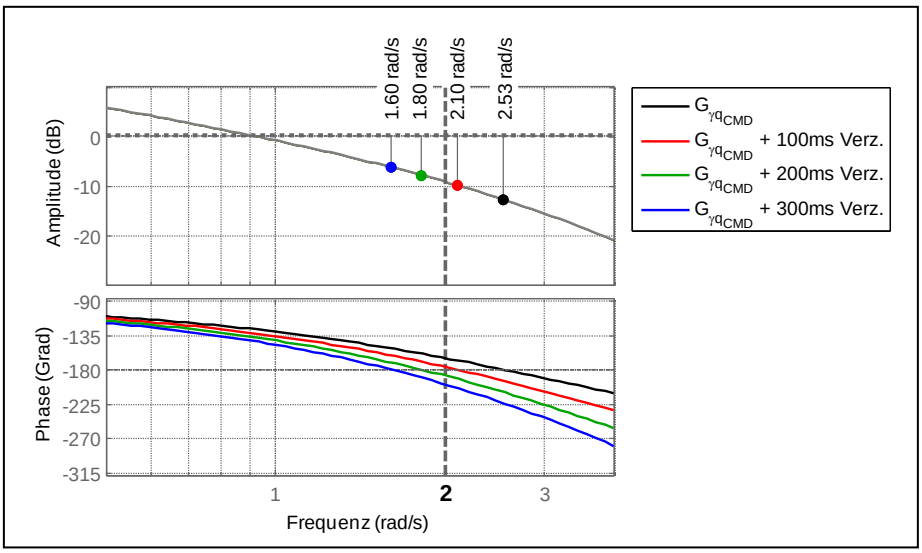


Abbildung 85 Veränderung der krit. Kreisfrequenz mit der eingebrachten Totzeit

Somit zeigt sich, dass eine auf dem Standard-Auslegungsverfahren basierende Bestimmung der Pilotenparameter nach Hess nicht ohne Weiteres möglich ist.

Ein wenig anders gestaltet sich das Ergebnis bei der Bestimmung der Pilotenparameter nach Efremov. Hierbei werden die Parameter durch Minimierung der Fehlervarianz σ_e^2 im Rahmen einer Optimierung bestimmt, siehe Gleichung (7-28). Im Rahmen der eigenen Implementierung wurden innerhalb der Optimierung folgende Nebenbedingungen mit hinzugefügt:

$$\begin{aligned} 10° \le \varphi_R \le 100° \\ A_R \ge 1 \\ 0.1 \le \omega_{CO} \le 8 \end{aligned} \qquad (8\text{-}14)$$

Hierdurch ist per se garantiert, dass das der geschlossene Regelkreis nicht instabil wird und grundsätzlich sinnvolle Stabilitätsgrenzen erreicht werden. Efremov gibt diese Nebenbedingungen nicht vor, allerdings hat ein Weglassen derselben, oftmals zu instabilem Verhalten des geschlossenen Kreises geführt.
Da die visuelle Fehlererfassung bei Efremov komplexer als bei Hess modelliert ist, ergibt sich durch den möglichen Vorhalt entsprechend Gleichung (7-24) die Möglichkeit einer höheren Crossover-Frequenz als bei Hess.
Nach der Optimierung ergibt sich ein Pilotenmodell, welches im Gegensatz zu den identifizierten Modellen eine deutlich höherer Crossover-Frequenz von deutlich mehr als 2 rad/s aufweist. Durch den Vorhalt aus der visuellen Fehlererfassung ist das Gesamtsystem jedoch stabil.

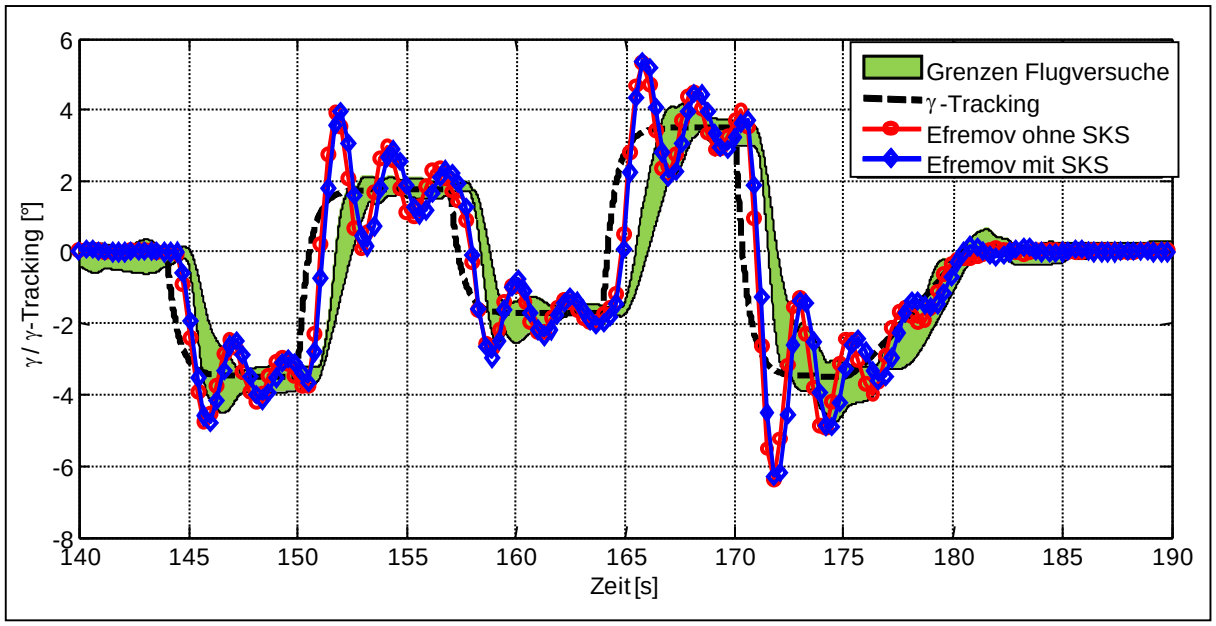


Abbildung 86 Simulationsergebnisse der berechneten Pilotenmodelle

Die Ergebnisse der linearen Simulation sind in Abbildung 86 dargestellt. Hier wurde die Optimierung ohne Steuerkraftsystem („ohne SKS“) als auch mit Steuerkraftsystem („mit SKS“) durchgeführt. Bei Efremov geht dies jeweils in einer erweiterten Streckendynamik auf.
Wie man leicht erkennen kann, ergibt sich ein oszillierendes Verhalten, welches von den realen Ergebnissen deutlich abweicht. Der Auslegungsalgorithmus nach Efremov ist jedoch insgesamt extrem komplex und zur Optimierung müssen in jedem Fall Algorithmen verwendet werden, welche bei der globalen Lösung von (Optimierungs-)Problemen geeignet sind.
Verstärkt man nun die Nebenbedingungen um zum Beispiel signifikant höhere Stabilitätsmaße zu erhalten, werden die Ergebnisse insgesamt realistischer.
So zeigt Abbildung 87 die Simulation mit Pilotenmodellen, bei denen ein Phasenrand von mehr als 30° als Nebenbedingung gefordert wurde. Man kann erkennen, dass im Vergleich zu den Ergebnissen aus Abbildung 86 die oszillatorischen Schwingungen deutlich reduziert sind. Zudem sank auch die Crossover-Frequenz auf einen Wert von ca. 2 rad/s ab, insgesamt also dem von Hess definierten Nominalwert.

Dennoch ergibt sich auch hier, im Vergleich zur Realität, ein signifikant aggressiveres Verhalten der simulierten Piloten. Vergleicht man die Ergebnisse mit den grün hinterlegten Flugversuchsdaten ist zu erkennen, dass die modellierten Piloten den realen Signalen deutlich voraus eilen.

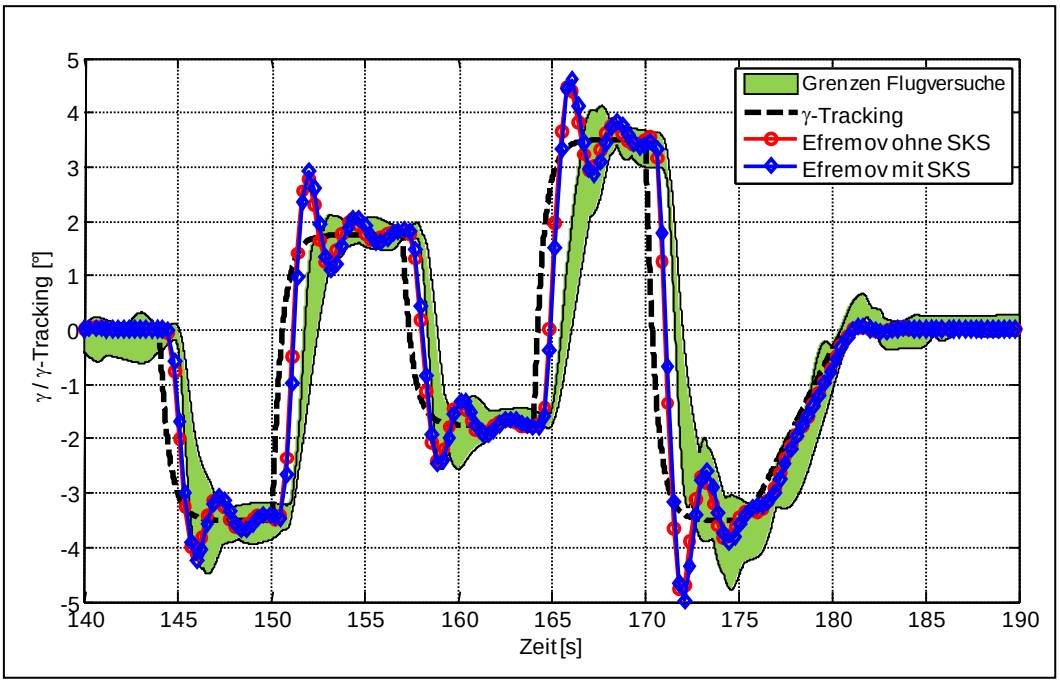


Abbildung 87 Optimierungsergebnisse mit veränderten Nebenbedingungen

Allgemein wäre es für einen bestimmten Anwendungsfall, das heißt, einer beliebigen Flugaufgabe, in Kombination mit einer beliebigen Streckendynamik, wünschenswert, ein einigermaßen repräsentatives Pilotenmodell auslegen zu können. Dies konnte jedoch innerhalb der vorliegenden Arbeit nicht realisiert werden. Die zur Verfügung stehenden Auslegungsverfahren führen nicht zu einem repräsentativen Ergebnis. Dies gilt besonders, da keine sonst übliche Nicklagefolgeaufgabe nachmodelliert wurde.
Gerade bei optimierungsbasierten Auslegungen mag der Anwender geneigt sein, durch das Einbringen unterschiedlichster Nebenbedingungen die Optimierungsergebnisse dahingehend einzuschränken, dass der Deckungsgrad mit realen Messungen erhöht wird. Doch gerade hier zeigt sich die Notwendigkeit von realen Messergebnissen. Eine rein klinische Auslegung ist somit in Ermangelung von realen Daten sehr schwer realisierbar.

Insgesamt hat sich jedoch der Modellierungsansatz von Efremov als äußerst geeignet zur Modellierung der Pilotenkommandos im Zeitbereich gezeigt. Wie in Abbildung 83 ersichtlich, können damit durchweg repräsentative Ergebnisse erzielt werden. Die Auslegung der Parameter erfolgt dabei jedoch im Unterschied zu der von Efremov empfohlen Vorgehensweise als Optimierung anhand der Zeitbereichsdaten. Wie in diesem Kapitel beschrieben, ist dieses Vorgehen das zielführendste, vor allem, wenn es sich nicht um eine Nicklagefolge handelt. Hier zeigt sich zudem der immer noch vorhandene Forschungsbedarf hinsichtlich einer verallgemeinerten, vereinheitlichten und harmonisierten Theorie der Pilotenmodellierung, besonders im Bezug auf neuartige Vorgaben von Steuergrößen in Kombination mit unterschiedlichen Missionsaufgaben.

8.6 Datenauswertung, Analyse und Ergebnisse

Ziel dieser Arbeit ist es, mittels der Pilotenbewertungen sowohl die zwei Reglerkonfigurationen („normaler“ und speziell ausgelegter Vorfilter) als auch die Optimalwerte für das Steuerkraftsystem hinsichtlich Steuersensitivität und Federkonstanten zu ermitteln. Primärer Indikator ist natürlich die Cooper-Harper-Bewertung der Piloten, wie auch die in den letzten Kapiteln vorgestellten Metriken.

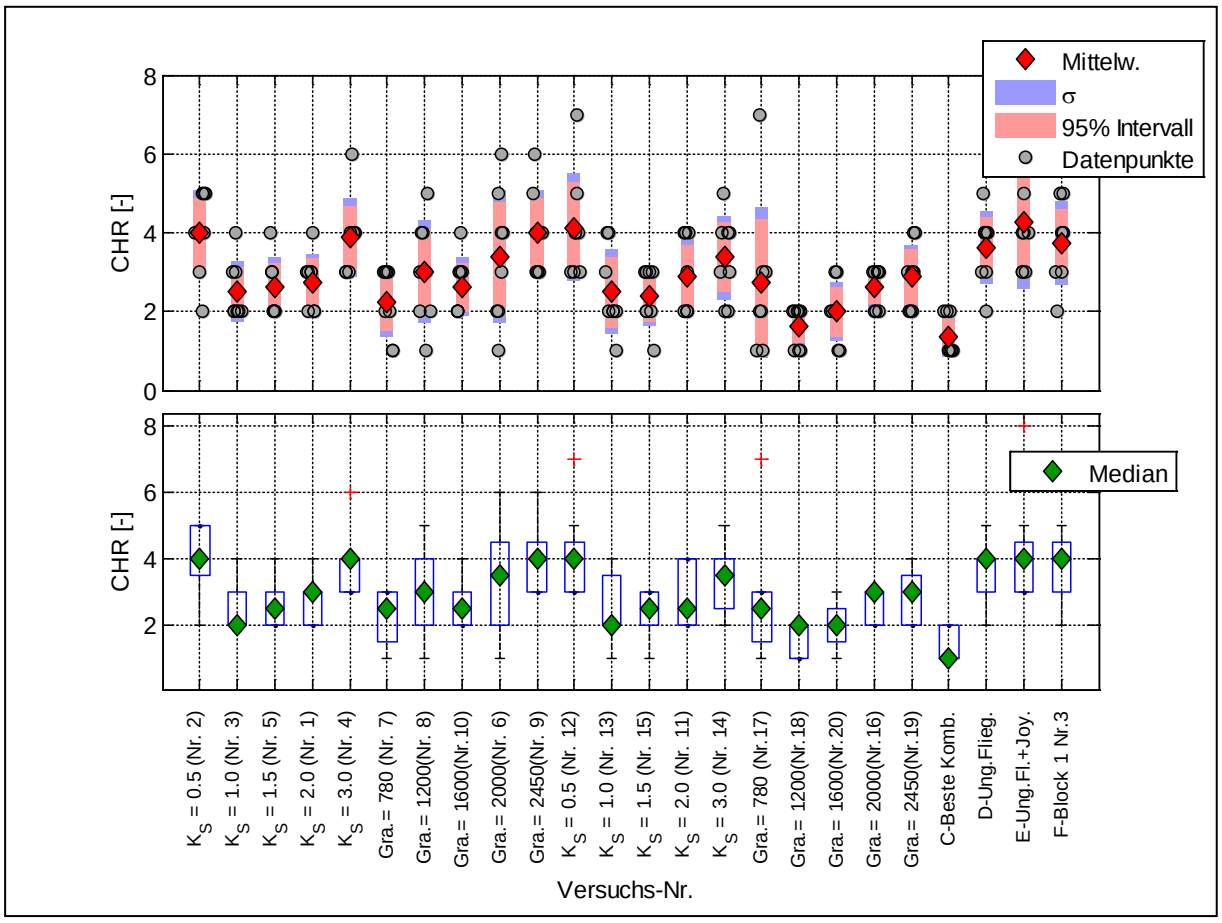


Abbildung 88 Statistische CHR-Verteilung für die Flugversuche (außer A und B)

Im Rahmen dieser Arbeit wurden Analyseroutinen entwickelt, um sich über statistische Auswerteverfahren einen bestmöglichen – und vor allem quantitativen – Eindruck über die gewonnenen Daten zu verschaffen. Abbildung 88 zeigt zum Beispiel eine der genutzten graphischen Visualisierungen. Es werden hierbei die Flugeigenschaftsbewertungen für alle Versuche (zur Erläuterung: Die Versuche sind in dieser Grafik so angeordnet, dass die zu untersuchenden Parameter aufsteigend sortiert sind) aller Piloten analysiert und statistisch dargestellt. Im oberen Teil der Grafik sind die jeweiligen Bewertungen (insgesamt jeweils 8 pro Versuch) als graue Punkte dargestellt (bezeichnet als „Datenpunkte“). Darüber hinaus sind das sogenannte 95 %-Konfidenzintervall (in Rosa), sowie die Standardabweichung (in Lila) und der Mittelwert (als rote Raute) dargestellt. Im unteren Teil werden wie bei statistischen Analysen üblich, sogenannte Kastengrafiken (sog. „Boxplots“) verwendet. Hierbei werden die Ergebnisse primär durch die Box charakterisiert (hierin liegen 50 % der mittleren Datenpunkte)

sowie über den Medianwert. Dieser stellt einen statistischen Mittelwert dar und beschreibt das 0,5-Quantil. Das heißt, durch den Median wird eine Stichprobe in zwei Hälften geteilt, wobei 50% der (Mess-)Punkte unterhalb und 50% der Stichproben oberhalb dieses Wertes liegen. Der Median wird bei statistischen Untersuchungen primär deshalb verwendet, da er eine Alternative zum arithmetischen Mittel (also dem Mittelwert) darstellt und weniger anfällig für Ausreißer ist. Aus ingenieurtechnischer Sicht ist oftmals der Mittelwert in Kombination mit der Standardabweichung ein häufig gebrauchtes Werkzeug. Aus Gründen der Vollständigkeit sind aus diesem Grund beide Darstellungen jeweils in einer Grafik vereint und alle Approximationen (in diesem Fall vor allem die Ausgleichskurven) werden sowohl für Mittel- als auch Medianwerte durchgeführt. Eine detaillierte Analyse der wichtigsten „Performance"-Parameter befindet sich im Anhang C dieser Arbeit. Innerhalb dieses Kapitels sollten beispielhaft vor allem die Bewertungsverteilungen herangezogen werden um die Optima zu indentifizieren.

Pilot Nr. 1														
Block	Nr.	K-Knüppel	Kraft-Grad.	$E_{\gamma,PM\Sigma}$	$E_{\gamma,VAR}$	Finetracking RMS	ω_{AC}	ω_{CO}	ω_{CO}-approx.	Knüppel-RMS	σ Knüppel	Kraft-RMS	Knüppel-Geschw.-RMS	CHR	Beste Konf.
Nr. 1	**2**	05.87	1600	1.36	159.10	0.14	1.07	0.76	0.83	0.21	0.21	22.90	0.94	4	
	3	11.74	1600	1.30	158.11	0.12	1.05	0.79	0.88	0.12	0.12	13.37	0.65	2	
	5	17.61	1600	1.23	158.83	0.12	0.99	0.96	0.99	0.09	0.09	10.28	0.56	2	X
	1	23.47	1600	1.23	170.36	0.18	1.02	0.93	0.95	0.07	0.07	8.53	0.48	3	
	4	35.21	1600	1.17	176.61	0.16	0.79	0.89	1.07	0.07	0.07	8.05	0.46	4	
Nr. 2	**7**	11.74	780	1.24	160.97	0.13	0.99	1.00	1.03	0.14	0.14	7.32	0.80	3	
	8	11.74	1200	1.31	155.20	0.13	1.05	0.90	0.87	0.12	0.12	9.84	0.63	4	
	10	11.74	1600	1.27	154.10	0.09	1.06	0.91	0.89	0.11	0.11	12.92	0.60	2	X
	6	11.74	2000	1.33	156.85	0.13	1.07	0.85	0.90	0.12	0.12	16.16	0.58	2	
	9	11.74	2450	1.35	159.65	0.13	1.07	0.79	0.87	0.12	0.12	20.38	0.62	4	
Nr. 3	**12**	05.87	1600	1.35	154.84	0.11	1.07	0.76	0.81	0.21	0.21	22.36	0.91	4	
	13	11.74	1600	1.21	156.26	0.10	1.00	0.95	1.02	0.13	0.13	14.36	0.73	2	
	15	17.61	1600	1.23	151.39	0.12	0.96	0.87	0.94	0.09	0.09	10.00	0.52	2	X
	11	23.47	1600	1.22	157.11	0.15	0.99	0.92	0.92	0.07	0.07	8.50	0.46	3	
	14	35.21	1600	1.20	191.77	0.22	0.61	0.97	1.06	0.09	0.09	9.86	0.66	5	
Nr. 4	**17**	11.74	780	1.20	154.70	0.14	0.99	0.96	1.03	0.13	0.13	7.03	0.77	1	
	18	11.74	1200	1.28	152.00	0.09	1.06	0.83	0.91	0.11	0.11	9.60	0.63	1	X
	20	11.74	1600	1.25	154.37	0.10	1.04	0.96	0.99	0.12	0.12	13.45	0.67	2	
	16	11.74	2000	1.28	153.76	0.12	1.07	0.90	0.92	0.11	0.11	16.02	0.62	3	
	19	11.74	2450	1.27	154.83	0.15	1.07	0.93	0.95	0.12	0.12	20.09	0.58	4	
	23	17.61	1200	1.18	159.21	0.12	0.97	1.05	1.11	0.10	0.10	8.21	0.62	1	
	24	11.74	1600	1.22	179.62	0.19	2.17	0.94	0.99	0.06	0.06	8.56	0.46	5	
	25	11.74	1600	0.93	161.91	0.19	1.97	1.56	1.63	0.09	0.09	0.16	0.85	5	
	26	11.74	1600	1.15	162.33	0.21	1.02	1.11	1.16	0.15	0.15	0.23	1.11	4	
	21	23.47	1600	1.44	210.07	0.32	0.89	0.74	0.93	0.09	0.09	11.44	0.54	5	
	22	23.47	1600	1.35	206.05	0.35	0.91	1.02	1.08	0.10	0.10	12.09	0.61	5	
Blockauswertung (jeweils Mittelwerte):		Nr. 1	**1.26**	**164.60**	**0.15**	**0.98**	**0.87**	**0.95**	**0.11**	**0.11**	**12.62**	**0.62**	**3.00**	
		Nr. 2	**1.30**	**157.35**	**0.12**	**1.05**	**0.89**	**0.91**	**0.12**	**0.12**	**13.33**	**0.65**	**3.00**	
		Nr. 3	**1.24**	**162.27**	**0.14**	**0.93**	**0.89**	**0.95**	**0.12**	**0.12**	**13.02**	**0.66**	**3.20**	
		Nr. 4	**1.26**	**153.93**	**0.12**	**1.05**	**0.92**	**0.96**	**0.12**	**0.12**	**13.24**	**0.65**	**2.20**	
Beste Konfiguration (als Vergleich):			**1.18**	**159.21**	**0.12**	**0.97**	**1.05**	**1.11**	**0.10**	**0.10**	**8.21**	**0.62**	**1.00**	

Abbildung 89 Exemplarische Datenauswertung für einen Piloten (hier Pilot 1)

Die Vorgehensweise bei der Analyse und Interpretation der Daten orientiert sich hierbei an der grundsätzlich zu klärenden Fragestellung dieser Arbeit. Erstens, wie soll die „Mit-Einbeziehung" des Steuerkraftsystems bei der Reglerauslegung und Interpretation der Flugeigenschaften erfolgen? Im hiesigen Fall heißt das: Wie unterscheiden sich die Ergebnisse von Block 1 und 2 im Vergleich zu Block 3 und 4? Zweitens, wie soll das Steuerkraftsystem selbst ausgelegt sein, um exzellente Flugeigenschaften zu gewährleisten? Das heißt: Wie unterscheiden sich die Werte innerhalb eines Blockes und sind eventuell Maximalwerte (respektive Minimalwerte im Sinne eines CH-Bewertungsschemas) vorhanden?

In Abbildung 89 sind zum Beispiel die Daten von Pilot Nr. 1 (siehe Tabelle 13) dargestellt. Zur blockweisen Analyse sind die Daten in Abbildung 91 aufgelistet. Hierbei sind jeweils pro Block die Mittelwerte und Medianwerte für Ablagen und Bewertung gebildet. Darüber hinaus wurden zum Vergleich die Werte der „besten“ Kombination (der Parameter des Steuerkraftsystems) aufgelistet. Diese Kombination kann und ist von Pilot zu Pilot unterschiedlich.

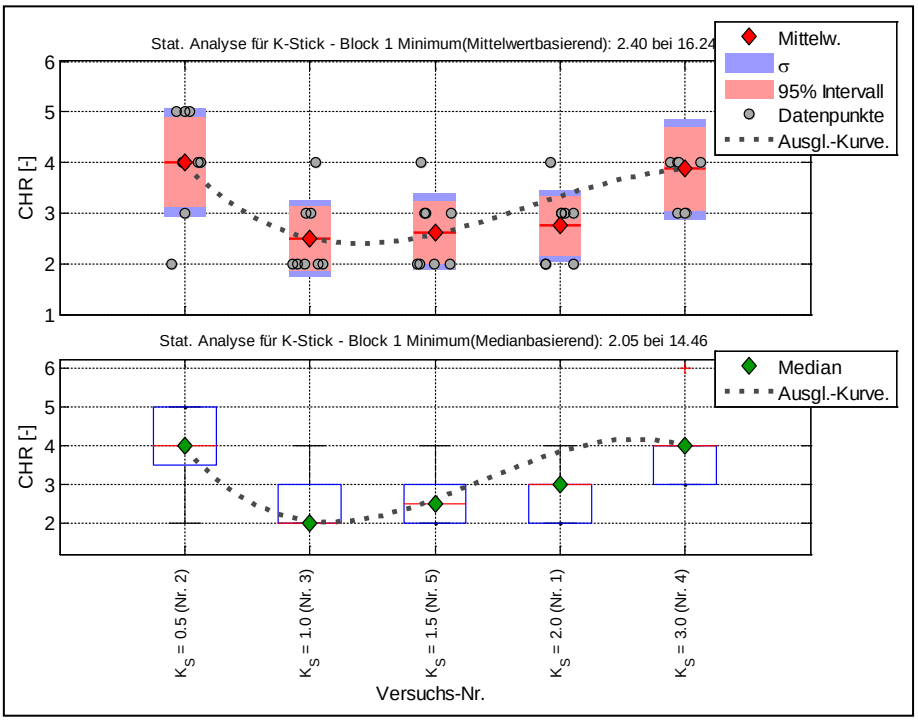


Abbildung 90 Analyse der Bewertungen von Block 1

Als erstes Beispiel soll eine Analyse der Bewertungen von Block 1 dienen (mit den Versuchen 1-5). Zusätzlich zur Darstellung in Abbildung 88 ist eine Ausgleichskurve für die arithmetischen Mittel der Bewertungen (oberer Teil der Abbildung) sowie für die Medianwerte in der Darstellung eingezeichnet. Die Minima der Ausgleichskurven sind jeweils in den Titeln der Grafiken näher spezifiziert. Darüber hinaus sind in Tabelle 16 die Optimalwerte für alle Blöcke aufgelistet.

	Optimalwerte:	
Block 1	Mittelw.	16,24 °/s
	Median:	14,46 °/s
Block 3	Mittelw.	15,65 °/s
	Median:	15,65 °/s
Block 2	Mittelw.	780 N/m
	Median:	780 N/m
Block 4	Mittelw.	1269 N/m
	Median:	1201 N/m

Tabelle 16 Optimalwerte entsprechend der Ausgleichskurven

		Eγ,RMS	Eγ,VAR	Eγ,RMS-Finetracking	ω_CO	ω_CO-Approx.	Stick-RMS	CHR
Block 1	Pilot Nr. 1	1.26	***164.60***	0.15	0.87	0.95	0.11	3.00
	Pilot Nr. 2	1.41	182.13	***0.32***	0.78	0.89	0.11	3.60
	Pilot Nr. 3	1.55	171.60	0.30	0.75	0.76	0.09	2.40
	Pilot Nr. 4	1.35	170.15	0.17	0.85	0.88	0.10	3.00
	Pilot Nr. 5	1.36	186.74	0.26	0.77	0.85	0.12	3.00
	Pilot Nr. 6	1.38	170.98	0.30	0.73	0.84	0.11	4.20
	Pilot Nr. 7	1.49	179.17	0.22	0.75	0.81	0.10	3.60
	Pilot Nr. 8	***1.59***	166.14	0.19	0.64	0.66	0.08	2.40
	Median:	**1.40**	**171.29**	**0.24**	**0.76**	**0.85**	**0.10**	**3.00**
	Mittelwert:	**1.42**	**173.94**	**0.24**	**0.77**	**0.83**	**0.10**	**3.15**
Block 2	Pilot Nr. 1	1.30	***157.35***	0.12	0.89	0.91	0.12	3.00
	Pilot Nr. 2	1.40	174.79	0.24	0.87	0.84	0.14	3.40
	Pilot Nr. 3	***1.55***	170.71	0.24	0.71	0.72	0.10	2.80
	Pilot Nr. 4	1.43	161.51	0.13	0.75	0.76	0.10	2.20
	Pilot Nr. 5	1.33	174.07	0.22	0.82	0.91	0.14	4.20
	Pilot Nr. 6	1.37	164.17	***0.28***	0.76	0.81	0.12	4.20
	Pilot Nr. 7	1.47	166.15	0.17	0.73	0.77	0.10	2.00
	Pilot Nr. 8	1.47	164.77	0.16	0.72	0.76	0.10	2.60
	Median:	**1.42**	**165.46**	**0.20**	**0.76**	**0.79**	**0.11**	**2.90**
	Mittelwert:	**1.42**	**166.69**	**0.20**	**0.78**	**0.81**	**0.12**	**3.05**
Block 3	Pilot Nr. 1	1.24	162.27	0.14	0.89	0.95	0.12	3.20
	Pilot Nr. 2	1.41	177.88	0.31	0.79	0.83	0.12	3.20
	Pilot Nr. 3	1.46	171.87	***0.32***	0.87	0.85	0.10	3.40
	Pilot Nr. 4	1.35	166.37	0.16	0.88	0.90	0.10	2.60
	Pilot Nr. 5	1.37	174.75	0.20	0.81	0.85	0.12	3.20
	Pilot Nr. 6	1.36	***160.70***	0.26	0.74	0.83	0.10	3.20
	Pilot Nr. 7	1.44	177.30	0.22	0.82	0.86	0.10	3.40
	Pilot Nr. 8	***1.47***	165.36	0.18	0.76	0.80	0.09	2.20
	Median:	**1.39**	**169.12**	**0.21**	**0.81**	**0.85**	**0.10**	**3.20**
	Mittelwert:	**1.39**	**169.56**	**0.22**	**0.82**	**0.86**	**0.10**	**3.05**
Block 4	Pilot Nr. 1	1.26	***153.93***	0.12	0.92	0.96	0.12	2.20
	Pilot Nr. 2	1.41	171.63	0.23	0.80	0.83	0.13	2.80
	Pilot Nr. 3	***1.56***	166.81	0.22	0.68	0.68	0.10	2.40
	Pilot Nr. 4	1.40	162.80	0.14	0.79	0.80	0.10	2.00
	Pilot Nr. 5	1.33	172.06	0.20	0.88	0.92	0.13	3.60
	Pilot Nr. 6	1.35	159.10	***0.26***	0.80	0.84	0.11	1.60
	Pilot Nr. 7	1.43	167.41	0.19	0.74	0.81	0.11	2.20
	Pilot Nr. 8	1.41	162.87	0.15	0.81	0.83	0.10	2.20
	Median:	**1.40**	**164.84**	**0.19**	**0.80**	**0.83**	**0.11**	**2.20**
	Mittelwert:	**1.39**	**164.58**	**0.19**	**0.80**	**0.83**	**0.11**	**2.38**
Beste Kombinationen	Pilot Nr. 1	***1.18***	159.21	***0.12***	1.05	1.11	0.10	1.00
	Pilot Nr. 2	1.26	171.58	0.16	0.93	1.03	0.16	2.00
	Pilot Nr. 3	1.51	170.76	0.22	0.72	0.74	0.05	1.00
	Pilot Nr. 4	1.35	***157.65***	0.15	0.84	0.85	0.11	1.00
	Pilot Nr. 5	1.29	175.15	0.19	1.00	0.97	0.11	2.00
	Pilot Nr. 6	1.31	163.80	0.23	0.79	0.91	0.09	1.00
	Pilot Nr. 7	1.45	161.49	0.16	0.70	0.75	0.10	1.00
	Pilot Nr. 8	1.39	163.11	0.13	0.80	0.82	0.10	2.00
	Median:	**1.33**	**163.46**	**0.16**	**0.82**	**0.88**	**0.10**	**1.00**
	Mittelwert:	**1.34**	**165.34**	**0.17**	**0.85**	**0.90**	**0.10**	**1.38**

Abbildung 91 Analyse aller Piloten pro Block

Zum besseren Verständnis und zur besseren Interpretation der Daten werden außerdem die in Kapitel 8.3.1 erläuterten und von den Piloten als subjektiv am angenehmsten empfundenen Konfigurationen analysiert. Die Anzahl der jeweils auf eine Konfiguration fallenden Selektionen ist hierbei in Abbildung 92 und Abbildung 93 dargestellt. Das heißt also, wie oft eine bestimmte Konfiguration von den Piloten als diejenige (pro Block) ausgewählt wurde, welche aus Pilotensicht am angenehmsten zu fliegen war.

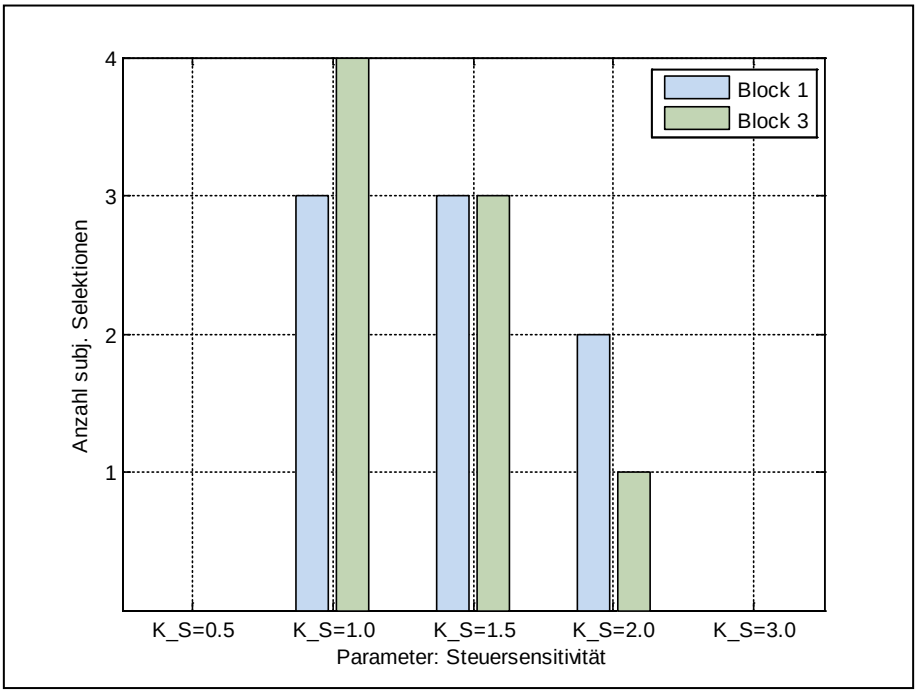


Abbildung 92 Beste Konfigurationen hinsichtlich Steuersensitivität

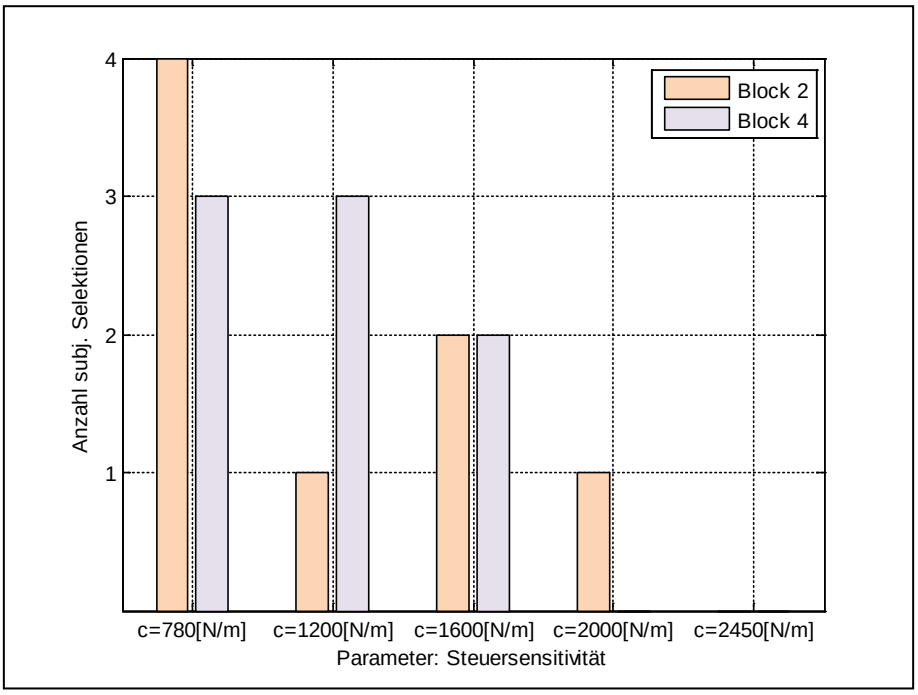


Abbildung 93 Beste Konfigurationen hinsichtlich Federkonstanten

Betrachtet man nun die Ergebnisse der Ausgleichsgeraden, so zeigt sich hinsichtlich der Steuersensitivität ein sehr klares Bild: Es scheint, dass die Wahl einer Steuersensitivität von ca. 11°/s schon nah an einem eventuellen Optimum von ca. 15-16°/s liegt. In diesem Fall decken sich sowohl die Selektionen als auch die CH-Bewertungsergebnisse.

Deutlich schwieriger gestaltet sich die Interpretation bei den Ergebnissen der Federkonstanten. Für Block 4 - also die Konfiguration mit speziell ausgelegtem Vorfilter – scheint sich ein Optimum bei ca. 1200 N/m zu befinden. Dies deckt sich sowohl mit den Cooper-Harper als auch den subjektiven Bewertungen entsprechend Abbildung 93. Hier wurde die niedrigste Federkonstante (von 780 N/m) zwar auch von vielen ausgewählt. In Summe waren jedoch die Bewertungen für 1200 N/m im Mittel deutlich besser.

Die Schwierigkeit ergibt sich hauptsächlich für die Federkonstante von Block 2. Die Ausgleichkurve zeichnet in diesem Fall kein repräsentatives Bild. Sowohl eine Federkonstante von 780 N/m als auch 1600 N/m war für viele der Piloten exzellent. Die Mehrheit jedoch hinsichtlich der subjektiv am besten fliegbaren Konfiguration fiel deutlich zugunsten von 780 N/m aus. Interessanterweise scheinen sich hier zwei Minima herauszukristallisieren. Hier scheint jedoch eine höhere Federkonstante die richtige Wahl zu sein, weil damit automatisch der Problematik zu hoher Lastfaktoren entgegengewirkt werden kann.

Wichtigste Erkenntnisse aus den Flugversuchen sind der hohe Stellenwert zum einen des Steuerkraftsystems, zum anderen der Steuersensitivität bei der Bewertung der Flugeigenschaften. Betrachtet man zum Beispiel Block 4, so sieht man, dass die Bewertung der Flugeigenschaften (natürlich mit Rücksicht auf die Tatsache, dass die Bewertung nicht von Profi-Testpiloten durchgeführt wurde) von 1 bis 7 variierte und dies nur aufgrund der Variation hinsichtlich der Federkonstanten. Gerade hier zeigt sich die Wichtigkeit der sinnvollen Wahl der zur Verfügung stehenden Parameter und deren Auswirkung auf das Pilotenempfinden. Die Wahl eines Wertes im ungefähren Mittelfeld der von Rodschenko vorgestellten Werte kann auf jeden Fall als sinnvoll angesehen werden. Natürlich sei hier auf den Zusammenhang zwischen Flugaufgabe und notwendigen Ausschlägen verwiesen und die Notwendigkeit deutlich umfänglicher Kriterien. Hätte man z.B. eine Aufgabe mit einer merklich höheren Dynamik gewählt (z.B. eine „Pitch Tracking“ Aufgabe mit Turbulenz), so wären sicher noch kleinere Federkonstanten von den Piloten bevorzugt worden, da sie den Stick tendenziell hätten mehr bewegen müssen. Die von Rodschenko vorgestellten Ergebnisse lassen sich jedoch nicht grundsätzlich und auf alle Anwendungsfälle übertragen, man denke auch noch an die zusätzlichen Freiheitsgrade, nimmt man Nichtlinearitäten oder Ausbrechkräfte mit hinzu. Hier sollte vielmehr Energie investiert werden, ein einheitliches Bewertungsschema im Sinne repräsentativer Flugaufgaben und der zugehörigen quantitativen Auswertung zu finden. Dies würde es den Flugzeugherstellern erlauben, auf nachvollziehbare und reproduzierbare Weise ihre Flugzeuge durch entsprechende Pilotenbewertungen zu optimieren. Schließlich sollte das Ziel sein, für die entsprechende Nutzerschicht ein exzellentes Produkt, respektive Flugzeug, zu entwickeln.

Hinsichtlich der Steuersensitivität hat sich die Optimierung mittels des „Pitch Rate Sensitivity“-Kriteriums als sehr gangbarer Weg erwiesen. Die dadurch gefundenen Startwerte waren schon nah am subjektiv gefühlten Optimalwert der Piloten und sind – gerade für den Fall der Diamond DA42 – stets innerhalb des auf zulassungstechnischer Sicht sicheren Bereichs anzusiedeln.

Bezüglich der Auswirkungen eines „transparenten“ Steuersystems bzw. der Einbindung des Steuersystems in die Flugeigenschaftsbewertung, wie von Mitchell gefordert, lässt sich dies mit den Ergebnissen aus Abbildung 91 durchweg bejahen. Die Gesamtheit der Flugversuche hat deutlich gezeigt, dass das Flugregelungssystem unter der Annahme eines harmonischen Steuerkraftsystems durchweg exzellente Flugeigenschaften bietet. Es hat sich herauskristallisiert, dass Block 4 (also der speziell ausgelegte Vorfilter mit einem „transparenten“ Steuerkraftsystem) die deutlich besten Bewertungen erhält. Dies ist darauf zurückzuführen, dass der Vorfilter implizit die Phasenverluste des Steuerkraftsystems ausgleicht. Hier ist dies dadurch bewerkstelligt, dass das Steuerkraftsystem Teile des Vorfilter-Übertragungsverhaltens mechanisch reproduziert. Dies bezieht sich jedoch auf die vorliegende Konfiguration, bei der der Vorfilter eher dämpfend zu Einsatz kommt. Bei einer anderen Konfiguration müsste unter Umständen der Vorfilter eher zusätzliche Elemente zur Kompensation des Steuersystems erhalten (z.B. eine doppelte Nullstelle). Dies wäre ebenso der Fall, wenn das Steuerkraftsystem nicht wie im hier vorliegenden Fall angepasst werden kann, sondern als Status quo zu Beginn der Reglerauslegung angesehen werden muss. Tendenziell wurden von den Piloten durchaus aggressivere Konfigurationen mit hoher Dämpfung bevorzug (im Sinne der Flugeigenschaftsklassifikation also hin zu „Level A“). Daraus lässt sich auch die Präferenz für ein transparentes Steuersystem erklären. Durch den aus Pilotensicht nicht vorhandenen Frequenzgang erhöht sich vice versa die Bandbreite der Streckendynamik. Somit wird ein schnelleres Manövrieren ohne sonstige Einbußen möglich, was von den Piloten als äußerst positiv empfunden wird.

Betrachtet man die Ergebnisse aus Abbildung 88 hinsichtlich der Unterschiede zwischen sinnvoll ausgelegtem Steuerkraftsystem und Joystick-Eingaben, so erkennt man signifikante Unterschiede. Bei der Pilotierung des Flugzeugs mittels des Joysticks wurden bei gleicher Auslegung von Steuersensitivität und Flugregelungssystem merklich schlechtere Bewertungen von den Piloten abgegeben. Hierbei wurde sowohl die *DA42* ohne Regler als auch die Konfiguration Nummer 3 aus Block 1 jeweils mit dem Joystick geflogen. Dies bestärkt die Notwendigkeit eines adäquat ausgelegten Steuerkraftsystems zu Sicherstellung exzellenter Flugeigenschaften. Neben der direkten Performance des Piloten hat sich sogar bei Cardullo [Car01] gezeigt, dass die Leistungen der Piloten schlechter waren, welche zuvor an konventionellen Low-Cost-Joysticks trainiert wurden, nachdem sie mit einem sinnvoll (und realistisch) eingestellten Steuerkraftsystem fliegen sollten. Aus den hier gesammelten Ergebnissen bleibt festzuhalten, dass jegliche Versuchsdurchführung mit einem nicht angepasstem Steuerkraftsystem (egal ob mangelhaft konfiguriert oder unjustierbar) zu keinerlei repräsentativen und nutzbaren Ergebnissen führt. Bei der Evaluierung von Flugeigenschaften muss sichergestellt sein, dass jegliche Degradierung durch das Steuerkraftsystem ausgeschlossen ist. Gerade

die Anpassung von Regler-Parametern mittels Joystick-Flugversuchen (gerade an PC Arbeitsplatzrechnern) sollte tunlichst vermieden bzw. intensiv hinterfragt werden.

Alles in allem lassen sich also verschiedene Ergebnisse aus den Flugversuchen und den Pilotenbewertungen gewinnen:

- Das Steuerkraftsystem sollte stets bei der Reglerauslegung mit einbezogen werden.
- Ohne ein adäquat und harmonisch ausgelegtes Steuerkraftsystem ist die Bewertung des Flugsteuerungssystems nicht aussagekräftig.
- Mittels der hier vorgestellten Auslegung der Steuersensitivität konnte ein dem Optimum recht naher Ausgangswert bestimmt werden.
- Die Flugaufgabe hat einen entscheidenden Einfluss auf die Pilotenbewertung in vielerlei Hinsicht (notwendige Steuereingaben, Folgeverhalten, Anforderungen an die Piloten, Bewertbarkeit, Transparenz, Quantifizierbarkeit usw.) .
- Es müssen allgemein anerkannte Maßsysteme zur Bewertung der Flugaufgabe verwendet werden.
- Tradierte Herangehensweisen und Methoden der Flugerprobung (v.a. aus der Militärluftfahrt) müssen bei der Miteinbeziehung von „Nicht-Testpiloten“ hinterfragt und angepasst werden.
- Für Hobby-Piloten ist die Möglichkeit der Anbindung an eigene Flugerfahrungen maßgeblich für die sinnvolle Bewertung neuer Konfigurationen.
- Die hier vorgestellte Flugversuchsmethodik lässt sich mit geringem Aufwand direkt im real fliegenden System zur Flugversuchserprobung einsetzen.

9 Zusammenfassung und Ausblick

9.1 Zusammenfassung

Im Rahmen der vorliegenden Arbeit wurde ein Gesamtkonzept zur Regelung der Längsbewegung von Kleinflugzeugen der Allgemeinen Luftfahrt entwickelt und am Beispiel der Diamond *DA42* implementiert und evaluiert.
Die Ziele der Auslegung waren zum einen der Entwurf eines Basisreglers in der Längsbewegung, welcher ein Höchstmaß an Robustheit zur Verfügung stellt und alle gängigen Flugeigenschaftskriterien in der Längsbewegung gleichermaßen erfüllt. Zum anderen bezieht der hier vorgestellte Ansatz das allzu oft aus flugeigenschaftstechnischer Sicht vernachlässigte Steuerkraftsystem im Rahmen einer konsistenten und harmonischen Auslegung mit ein. Der Gesamtregelungsansatz wurde in Form von umfangreichen Simulator-Flugversuchen, welchen ein neuartiger Ansatz mit dem Hauptaugenmerk auf der Einbindung von Hobby-Piloten als Testpiloten zugrunde liegt, evaluiert und bewertet.

Das Regelungskonzept für die Längsbewegung basiert auf einer Reglersynthese unter Nutzung der Quantitativen Feedback Theorie. Mittels dieser Methode der robusten Regelung wurde im Rahmen der Arbeit ein Regler entworfen und implementiert, welcher mit einem festen Satz von Verstärkungsfaktoren (sogenannten „Fixed Gains“) über die ganze Enveloppe operieren kann. Dabei ist gewährleistet, dass alle gängigen Flugeigenschaftskriterien erfüllt sind, sogar für alle Konfigurationsänderungen hinsichtlich Fahrwerks- und Klappenstellungen sowie variablem Schwerpunktsbereich. Dazu wurden die Führungsgrenzen der QFT ganz speziell hinsichtlich der einzuhaltenden Flugeigenschaften synthetisiert und optimiert. Im Unterschied zu einer rein regelungstechnischen Herangehensweise stellt der luftfahrtspezifische Anwendungsfall, besonders im General Aviation-Bereich, neue Randbedingungen und systemimmanente Beschränkungen, so zum Beispiel die Art der verfügbaren Sensoren und Sensorsignale, sowie nicht zuletzt die inhärenten (Klein-)Flugzeugdynamik selbst. Bei der Regler- und Vorfilterauslegung wurden zudem Realeffekte durch Aktuatorik und Totzeiten direkt mit einbezogen. Die hierbei gewonnen Frequenzbereichs-Führungsgrenzen können durchweg für weitere andere Auslegungsverfahren für dieselbe Flugzeugklasse herangezogen und weiterverwendet werden.

Darüber hinaus wurde in dieser Arbeit mittels eines ganzheitlichen holistischen Ansatzes nicht nur das Flugregelungssystem singulär betrachtet, sondern das Steuerkraftsystem explizit mit in die Auslegung einbezogen. Dazu wurde der Vorfilter speziell angepasst, um ein für den Piloten „transparentes“ Steuerkraftsystem zu erhalten. Selbiges wurde später in den Flugversuchen von den Piloten bewertet. Wie sich gezeigt hat, stellt die sinnvolle, respektive optimale, Bestimmung der freien Parameter des Steuerkraftsystems eine maßgebliche Voraussetzung für die Sicherstellung exzellenter Flugeigenschaften dar.

Die beschriebene Simulator-Flugversuchskampagne stellt des Weiteren einen fundamental wichtigen Punkt dieser Arbeit dar. Die Durchführung der Flugversuche mit einer homogenen Gruppe von Hobbypiloten basiert dabei auf der konsequent weitergedachten zukünftigen Nutzung bzw. dem Anwendungsfall eines solchen Flugregelungssystems und der dazu korrespondierenden Käuferschaft.

Altbekannte Herangehensweisen, gerade die Beurteilung über professionelle Testpiloten, in Kombination mit Testverfahren aus der Militärluftfahrt, waren bei der Bewertung des Gesamtsystems durch die Hobby-Piloten nicht anwendbar. Somit wurde ein Ansatz entwickelt, welcher dazu dienen soll, den Hobby-Piloten die bestmögliche Grundlage für die Bewertung der Flugaufgabe zu ermöglichen. Des Weiteren soll der präsentierte Versuchsaufbau mit den vorgestellten Bewertungssystemen es ermöglichen, die Flugversuche quantitativ auszuwerten zu können und in Relation zu den Pilotenbewertungen zu stellen. Die Bahnfolgeaufgabe war dabei ganz speziell auf den Fähigkeitsstand der Hobby-Piloten abgestimmt und gleichzeitig derart ausgelegt, dass die Ergebnisse der Flüge sowohl im Zeitbereich als auch im Frequenzbereich analysiert werden konnten. Die dabei zum Einsatz kommende dreidimensionale Darstellung in Form eines Formationsfluges, angezeigt auf einem zusätzlichen Forschungsdisplay, lässt sich unter Zuhilfenahme von Standardkomponenten hinsichtlich Rechnerarchitektur als auch Sensorik direkt in jedem anderen (Klein-)Flugzeug zur Flugeigenschaftsbewertung weiterverwenden. Dies stellt einen großen Vorteil für die spätere Bewertung im real fliegenden System dar.

Ganz allgemein hat der Fokus auf der hier verwendeten Bahnfolgeaufgabe den Vorteil, dass die Stärken eines Reglers für Flugzeuge der allgemeinen Luftfahrt deutlich werden. Ziel muss es stets sein, den Piloten bei der Bahnfolge im Rahmen seiner Flugaufgabe zu unterstützen. Zusätzliche automatische Sicherheits- und Unterstützungsfunktionen runden dabei das Regelungskonzept hinsichtlich der Erhöhung des Situationsbewusstseins für den Piloten ab.

Zusätzlich wurden im Rahmen dieser Arbeit moderne lineare Verfahren der Pilotenmodellierung auf die Ergebnisse aus den Flugversuchen angewendet. Notwendige Anpassungen und Modifikationen wurden erläutert und dargestellt.

Insgesamt hat der gezeigte Ansatz der Auslegung eines Längsbewegungsreglers zur Sicherstellung exzellenter Handling Qualities bei Kleinflugzeugen seine Tauglichkeit zur Erfüllung der gestellten Anforderungen unter Beweis gestellt. Die Beschränkung auf ein konventionelles, konservatives, lineares Design qualifiziert den Regler, bzw. stellt die Grundlage dar, für eine mögliche Zulassung. Somit ist die Ausgangsbasis für einen raschen Einsatz in einem real fliegenden zukünftigen Kleinflugzeug gegeben. Die für den Käufer eines solchen Flugzeugs zusätzlich anfallenden Kosten hinsichtlich Avionik bzw. umgelegten Entwicklungs- und Zulassungskosten werden durch ein Mehr an Sicherheit und an Flugkomfort mehr als kompensiert.

Sogar für den Flugzeughersteller ergeben sich neben dem direkten Verkaufsargument aufgrund einer höheren Sicherheit weitere Vorteile. Egal, ob auf dem Basisregler ein eigens entworfener Autopilot als weitere (äußere) Regelschleife aufgesetzt wird, oder ob ein am Markt befindliches System eingekauft wird, es wird in jedem Fall durch die Homogenisierung der Flugeigenschaften für die gesamte Enveloppe (inklusive aller Konfigurationen) eine Anpassung des Autopiloten wesentlich erleichtert.

Das gleiche gilt für die Nutzung autonomer Flugführungshilfen wie zum Beispiel dreidimensionaler Flugführungsanzeigen (in der Art eines Tunnels inklusive Prädiktor). Auch hier wird durch eine homogenere Flugzeugdynamik die Auslegung von Flugführungssystemen enorm erleichtert und vereinfacht.

9.2 Ausblick

Ziel der vorliegenden Arbeit war die Entwicklung eines Regelungskonzeptes in der Längsbewegung für zukünftige Kleinflugzeuge mit besonderem Augenmerk auf der Bereitstellung exzellenter Flugeigenschaften. Die Miteinbeziehung von Kleinflugzeugen im Rahmen der Flugeigenschaftskriterien wird dabei bis heute eher stiefmütterlich behandelt. Dies gilt ebenso für die Betrachtung des Steuerkraftsystems bei der Reglerauslegung. Aus der hier präsentierten Arbeit leiten sich verschiedene Perspektiven, Potentiale und Fragestellungen ab.

Der hier präsentierte Ansatz einer Eingrößenregelung der Nickrate ist bereits in der Lage, die vorgestellten Flugeigenschaftskriterien zu erfüllen. Die Quantitative Feedback Theorie bietet ihrerseits jedoch die Möglichkeit der Auslegung von robusten Mehrgrößenregelungen, welche durchaus das Potential bieten können, zukünftig noch bessere Performance zu liefern, sowie eine größere Zahl zur Verfügung stehender Steuerflächen zu nutzen (z.B. die Bremsklappen). Der erste konsequente Schritt wäre die direkte Anwendung bei der Steuerung der Seitenbewegung (im Sinne von Quer- und Seitenruder). Gerade im Hinblick auf die zusätzliche Einbindung von PIO-Kriterien bzw. die Kompensation noch größerer Totzeiten kann eine Mehrgrößenregelung weitere Vorteile beinhalten. Die direkte Anwendung von totzeitkompensierenden Verfahren, wie zum Beispiel eines Smith-Prädiktors, lassen sich mit der Quantitativen Feedback Theorie nutzen und bieten durchaus vielfältige Potentiale für eine zukünftige Nutzung. Gerade bei Kleinflugzeugen, welche mit einem Fly-by-Wire-System ausgestattet sind, fällt der Schritt zu einer Voll-Automatisierung im Sinne der Nutzung als Unbemanntes Luftfahrzeug (UAV) bzw. im „Dualbetrieb“ als optional pilotiertes Flugzeug („Optionally Piloted Vehicle“ - OPV) sehr leicht. Bei einer direkten Steuerung solcher UAVs vom Boden aus kann, durch Übertragungslatenzen bedingt, nochmals eine Vergrößerung der Robustheit notwendig werden.

Eine direkte weitere Perspektive ist die Nutzung des diskretisierten Reglers auf echter Flugregelungshardware. Zu solchen Zwecken hat der Lehrstuhl für Flugsystemdynamik bereits einen Teststand für Hardware-in-the-Loop-Simulationen (HILS) aufgebaut, auf dem der in C-

Code umgewandelte Regelungsalgorithmus unter Bedingungen der realen Welt („Real World Conditions“) eingehend getestet wird.

Der letzte Schritt bei der Reglererprobung wird die Implementierung und Integration des Flugsteuersystems auf dem Forschungsflugzeug des Lehrstuhls sein („Fliegender Erprobungsträger Bayern“), um die finale Validierung und Demonstration des Systems im Flug durchführen zu können.

Hinsichtlich zukünftiger Forschungsschwerpunkte auf dem Gebiet der bemannten Flugregelung ergeben sich ebenso verschiedene Perspektiven.
Zum einen hat die vorliegende Arbeit gezeigt, dass zur Auslegung und Evaluierung eines Regelungssystems für ein Kleinflugzeug der Allgemeinen Luftfahrt mit verschiedenen tradierten Konzepten gebrochen werden muss, um ein für den zukünftigen Nutzer (in diesem Fall also Hobby-Piloten) perfekt zugeschnittenes und optimiertes Gesamtkonzept bereitzustellen. Dies wird beim Thema der Flugversuchserprobung besonders deutlich. Der hier vorgestellte Ansatz hat in den durchgeführten Versuchen das Potential gezeigt, konsistente und homogene Bewertungen generieren zu können. Für zukünftige Flugtests kann dieses Konzept für andere Szenarien und Anwendungsfälle adaptiert werden. Wichtig ist nach wie vor, auf nationaler wie internationaler Ebene solche Szenarien gemeinschaftlich zu erarbeiten, um in Zukunft eine weitaus bessere Vergleichsgrundlage zu haben. Die detaillierte missionsorientierte Anforderungsdefinition wird sicherlich bald in den militärischen Anforderungskatalogen festgeschrieben werden. Ob sich dies jedoch aus Sicht von Kleinflugzeugen eins-zu-eins nutzen lassen wird, bleibt zu bezweifeln bzw. abzuwarten. Hier sind primär die Hersteller oder auch Forschungsinstitute gefragt, die zukünftig hier einen maßgeblichen Beitrag leisten können. Als Lohn steht in Aussicht, dass sich die Zahl von Unfällen im General Aviation Sektor maßgeblich reduzieren ließe und signifikant Menschenleben geschützt werden würden.

„Wenn wir Flügel hätten, hätten wir nie das Flugzeug erfunden.“ - Pavel Kosorin, tschechischer Schriftsteller

Literaturverzeichnis

[Abz02] Abzug, Malcolm J. und Larrabee, E. Eugene. 2002. *Airplane Stability and Control.* 2nd ed. Cambridge : Cambridge Univ. Press, 2002.

[Adv82] Advisory Group for Aerospace Research and Development (AGARD). 1982. *Criteria for Handling Qualities of Military Aircraft.* Neuilly-sur-Seine : North Atlantic Treaty Organization, 1982. AGARD-CP-333.

[Adv01] —. 2001. *Flying Qualities Flight Testing of Digital Flight Control Systems.* Neuilly-sur-Seine : North Atlantic Treaty Organization, 2001. RTO AGARDograph 300.

[All09] Allerton, David. 2009. *Principles of Flight Simulation.* Chichester : John Wiley & Sons, 2009. 0470754362.

[Alt92] Alter, K. W. und Regal, D. M. 1992. *Definition of the 2005 Flight Deck Environment.* Hampton : National Aeronautics and Space Administration (NASA), 1992. NASA CR-4479.

[Ash88] Ashkenas, Irving L. 1988. Pilot Modeling Applications. *Advacnes in Flying Qualities, Agard Lecture Series No. 157.* Neuilly sur Seine : Advisory Group fpr Aerospace Research & Development, 1988.

[Bai81] Bailey, R. E. und Smith, R. E. 1981. *An in-flight investigation of pilot-induced oscillation suppression filters during the fighter approach and landing task.* Dryden Flight Research Center : National Aeronautics and Space Administration, 1981. Calspan Report No. 6645-F-9.

[Bal09] Balas, Gary.G. und Hodgkinson, John. 2009. *Control design methods for good flying qualities.* Chicago : AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, 2009.

[Bau05] Bauschat, J.-Michael, Leißling, Dirk und Gestwa, Martin. 2005. *The Influence of Inceptor Dynamic on Pilot Performance.* San Francisco, CA : American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2005. AIAA 2005-6299.

[Ben10] Bendat, Julius S. und Piersol, Allan G. 2010. *Random Data.* New York : Wiley, 2010. 0470248777.

[Bih66] Bihrle, William. 1966. *A Handling Qualities Theory for Precise Flight Path Control.* Wright Patterson Air Force Base, Ohio : Air Force Wright Aeronautical Laboratories, 1966. AFFDLTR65-198.

[Bla91] Blakelock, John H. 1991. *Automatic control of aircraft and missiles.* New York : Wiley-IEEE, , 1991. 0471506516.

[Bor03] Borghesani, C., Chait, Y., Yaniv O. 2003. *The QFT Frequency Domain Control Design Toolbox - User's Guide.* San Diego : Terasoft, Inc., 2003.

[Bor031] Borghesani, Craig, Chait, Yossi und Yaniv, Oded. 2003. *The QFT Frequency Domain Control Design Toolbox.* San Diengo : Terasoft, Inc., 2003.

[Bra05] Braun, Anton. 2005. *Grundlagen der Regelungstechnik.* München : Carl Hanser Verlag, 2005. 3446403051.

[Bre02] Bredereke, Jan und Lankenau, Axel. 2002. *A Rigorous View of Mode Confusion.* Catania : Springer, 2002. S. 19-31. 9783540441571.

[Bro11] Brockhaus, Rudolf. 2011. *Flugregelung.* Berlin : Springer-Verlag GmbH, 2011. 978-3-642-01443-7.

[Bro12] Bromfield, Michael. 2012. *Criteria for acceptable stick force gradients of a light aeroplane.* London : Brunel University, 2012.

[Bun13] Bundesstelle für Flugunfalluntersuchung. 2013. *Flugunfälle und schwere Störungen in Deutschland.* Braunschweig : Bundesstelle für Flugunfalluntersuchung, 2013. www.bfu-web.de.

[Car01] Cardullo, Frank et. al,. 2001. *A Transfer of Training Study of Control Loader Dynamics.* Portland, Oregon : American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2001. AIAA-2011-6349.

[Coo07] Cook, Michael. 2007. *Flight Dynamics Principles.* Oxford : Butterworth-Heinemann, 2007. 9780750669276.

[Coo84] Cooper, G. E. und Harper, R. P. 1984. *Handling Qualities and Pilot Evaluation.* AIAA Wright Brothers Lectureship in Aeronautics : American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1984. AIAA-84-2442.

[Coo69] —. 1969. *The Use of Pilot Rating in the Evaluationof Aircraft Handling Qualities.* Neuilly-sur-Seine : Advisory Group for Aerospace Research and Development (AGARD), 1969. Agard Report 567.

[Cot10] Cotting, M. Christopher. 2010. *Evolution of Flying Qualities Analysis: Problems for a New Generation of Aircraft.* Blacksburg, : Virginia Polytechnic Institute and State University, 2010.

[Cro10] Croft, John. 2010. *Glass cockpits: fewer accidents, more fatal.* Sutton, London : Flight International, Reed Business Information Ltd., 2010. http://www.flightglobal.com/articles/2010/03/15/339340/glass-cockpits-fewer-accidents-more-fatal.html.

[Dev00] Devasahayam, Suresh R. 2000. *Signals and Systems in Biomedical Engineering.* Berlin : Springer, 2000. 0-306-46391-1.

[Dia04] Diamond Aircraft. 2004. *Airplane Flight Manual DA42 TDI.* Wiener Neustadt : Diamond Aircraft, 2004. 7.01.05-E.

[Dia13] Diamond Simulation. 2013. *D-SIM-42.* Egelsbach : Diamond Simulation, 2013. http://www.diamond-simulation.com/d-sim-42.html.

[Dob01] Dobler, Klaus. 2001. *Untersuchung zu räumlich integrierten Flugführungsanzeigen.* München : Herbert Utz Verlag, 2001. 3896758934.

[EAS10] EASA. 2010. *Certification Specifications for Normal, Utility, Aerobatic, and Commuter Category Aeroplanes CS23.* Köln : European Aviation Safety Agency, 2010. Amendment 2 (Corrigendum).

[Efr97] Efremov, Alexander V. 1997. *Development of Criteria For Prediction of Handling Qualities of New Generation of Aircraft.* Moskau : Moscow Aviation Institute, 1997. ADA333344.

[Efr11] Efremov, Alexander V. und Tjaglik, Mihail S. 2011. *The path piloting tasks: Problems and solutions.* 49. AIAA Aerospace Sciences Meeting, Olrando : American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2011. AIAA 2011-922.

[Efr10] Efremov, Alexander V., et al. 2010. *Development of Pilot Modeling and its Application to Manual Control Tasks.* 27. International Congress of the Aeronautical Sciences, Nizza : International council of aeronautical sciences (ICAS), 2010.

[Efr98] Efremov, Alexander V., Ogloblin, Alexander und Koshelenko, Alexander. 1998. *Evaluation and prediction of aircraft handling qualities.* 23rd Atmospheric Flight Mechanics Conference : American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1998. AIAA-98-4145.

[Efr96] Efremov, Alexander V., Rodchenko, Victor V. und Boris, Sergey. 1996. *Investigation of Pilot Induced Oscillation Tendency and Prediction Criteria Development.* Wright Patterson Air Force Base, Ohio : Air Force Wright Aeronautical Laboratories, Flight Dynamics Directorate, 1996. WL-TR-96-3109.

[Efr06] Efremov, Alexander V. und Ogloblin, A. V. 2006. *Progress in Pilot-in-the-Loop Investigations for Flying Qualities Prediction and Evaluation.* 25. International Congress of the Aeronautical Sciences, Hamburg : International council of aeronautical sciences (ICAS), 2006.

[Eva05] Evans, David. 2005. Safety: Mode Confusion, Timidity Factors. *Aviation Today.* [Online] 01. 07 2005. [Zitat vom: 15. 06 2010.] http://www.aviationtoday.com/av/categories/commercial/993.html.

[Fed13] Federal Aviation Administration. 2013. *FAA Aerospace Forecast Fiscal Years 2013-2033.* Washington, D.C. : Federal Aviation Administration, 2013.

[Fie00] Field, Edmund J., Rossitto, Kenneth F. und Mitchell, David G. 2000. *Landing Approach Flying Qualities Criteria For Active Control Transport Aircraft.* RTO AVT Symposium, Active Control Technology for Enhanced Performance Operational Capabilities of Military Aircraft, Land Vehicles and Sea Vehicles, Braunschweig : NATO Science and Technology Organization, 2000. RTO-MP-051.

[Foc01] Focus Magazin. 2001. *Eurofighter immer teurer.* München : Hubert Burda Media, 2001. Focus Magazin Nr. 13 (2001).

[Gar06] Garcia-Sanz, Mario. 2006. *Quantitative Robust Control Engineering:.* Brüssel : NATO Science and Technology Organization, 2006. RTO-EN-SCI-166.

[Gar10] Garmin. 2010. G1000. [Online] 14. 06 2010. https://buy.garmin.com/shop/shop.do?pID=6420.

[Gib99] Gibson, J.C. 1999. *Development of a Methodology for Excellence in Handling Qualitites Design for Fly by Wire Aricraft.* Delft : Delft University Press, 1999. ISBN 90-407-1842-3.

[Gil01] Gilbreath, Gregory P. 2001. *Prediction of Pilot-Induced-Oscillations (PIO) due to Actuator Rate Limiting using the Open-Loop Onset Point (OLOP) Criterion.* Wright-Patterson Air Force Base, Ohio : Air Force Institute of Technologie, 2001. AFIT/GAE/ENY/01M-02.

[Gol06] Golenhofen, Klaus. 2006. *Basislehrbuch Physiologie: Lehrbuch, Kompendium, Fragen und Antworten.* s.l. : Elsevier, Urban & Fischer Verlag, 2006.

[Gon89] Gonsalves, Paul G., et al. 1989. *Model-Based Method for Terrain-Following Display Design.* Wright-Patterson Air Force Base, Ohio : HARRY G. ARMSTRONG AEROSPACE MEDICAL RESEARCH LABORATORY, 1989. AAMRL-TR-89-039.

[Gra10] Grant, Peter R. und Schroeder, Jeffery A. 2010. *Modelling Pilot Control Behaviour for Flight Simulator Design and Assessment.* AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference, Toronto : American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2010. AIAA 2010-8356.

[Gro01] Group for Aeronautical Research and Technology in Europe (GARTEUR). 2001. *PIO Analysis of a Highly Augmented Aircraft.* s.l. : Group for Aeronautical Research and Technology in Europe (GARTEUR), 2001. GARTEUR/TP120-07.

[Gro00] —. 2000. *Test Techniques for Exerimental Detection of PIO.* s.l. : Group for Aeronautical Research and Technology in Europe (GARTEUR), 2000. Technical Report TP-120-03,.

[Hal75] Hall, G. Warren und Smith, Rogers E. 1975. *Flight Investigation of Fighter Side-Stick Force-Deflection Characteristics.* Wright Patterson Air Force Base, Ohio : Air Force Flight Dynamics Laboratory, 1975. AFFDL-TR-75-39.

[Har55] Harper Jr., Robert P. 1955. *Flight Evaluations of various Longitudinal Handling Qualities in a Variable-Stability Jet Fighter.* Ohio : United States Air Force, 1955. AD-092496.

[Har84] Harper Jr., Robert P. und Cooper, George E. 1984. *Handling Qualities and Pilot Evaluation.* Wright Brothers Lectureship in Aeronautics : Journal of Guidance and Control, 1984. vol.9 no.5 (515-529).

[Heg92] Hegg, Jeffrey W., Smith, Marion P. und Yount, Larry. 1992. *Sidestick Controllers for Advanced Aircraft Cockpits.* Digital Avionics Systems Conference, Seattle, WA , USA : Institute of Electrical and Electronics Engineers, 1992. 0-7803-0820-4.

[Hel11] Heller, M., et al. 2011. *Hybrid Control System for a Future Small Aircraft.* AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, Portland : American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2011. AIAA-2011-6635.

[Hel12] —. 2012. *Hybrides Flugsteuerungssystem für zukünftige Kleinflugzeuge (Future Small Aircraft).* Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Berlin : Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt, 2012. http://d-nb.info/1035019590 .

[Hel10] Heller, Matthias. 2010. *Vorlesung Flugdynamische Herausforderungen hochgradig-reglergestützter Konfigurationen.* München : Lehrstuhl für Flugsystemdynamik, Technische Universität München, 2010.

[Hes97] Hess, Ronald A. 1997. Feedback Control Models - Manual Control and Tracking. [Buchverf.] Gavriel Salvendy. *Handbook of human factors and ergonomics.* New York : Wiley, 1997.

[Hes08] —. 2008. *Illuminating the Pilot-Vehicle System: A Tribute to Duane McRuer.* Honolulu, Hawaii : American Institute of Aeronautics & Astronautics, Atmospheric Flight Mechanics Plenary, 2008.

[Hes03] —. 2003. Pilot Control. [Buchverf.] Pamela S. Tsang. *Principles and Practice of Aviation Psychology.* Boca Raton : CRC Press, 2003.

[Hes79] —. 1979. *Structural Model of the Adaptive Human Pilot.* AIAA Guidance and Control Conference, Boulder : American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1979. AIAA-79-1784.

[Hes971] —. 1997. *Unified Theory for Aircraft Handling Qualities and Adverse Aircraft-Pilot Coupling.* Reston : American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1997. Bde. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 20, No. 6 (1997).

[Hod99] Hodgkinson, John. 1999. *Aircraft Handling Qualities.* Oxford : Blackwell Science, 1999. 1-56347-331-3.

[Hol04] Holzapfel, Florian. 2004. *Nichtlineare adaptive Regelung eines unbemannten Fluggerätes.* München : Lehrstuhl für Flugmechanik und Flugregelung, 2004.

[Hor63] Horowitz, Isaac M. 1963. *Synthesis of Feedback Systems.* New York : Academic Press, 1963.

[Hos90] Hosman, Ruud J.A.W. und Benard, Bart. 1990. *Active and Passive Side-Stick Controllers in Manual Aircraft Control.* Los Angeles : Institute of Electrical and Electronics Engineers, 1990. 10.1109/ICSMC.1990.142165.

[Hou05] Houpis, Constantine H. 2005. *Quantitative Feedback Technique (QFT): Bridging the Gap.* Brüssel : NATO Science and Technology Organization, 2005. RTO-EN-SCI-142.

[Hou06] Houpis, Constantine H., Rasmussen, Steven J. und Garcia-Sanz, Mario. 2006. *Quantitative feedback theory, 2nd ed.* Boca Raton, : Taylor & Francis, 2006. 0849333709.

[Jag03] Jagacinski, Richard J. und Flach, John M. 2003. *Control Theory for Humans.* Mahwah : Lawrence Erlbaum Associates, 2003. 9780805822939.

[Jos03] Joshi, Anjali, Miller, Steven und Heimdahl, Mats. 2003. *Mode Confusion Analysis of a Flight Guidance System Using Formal Methods.* Indianapolis : IEEE, 2003.

[Kim03] Kimberlin, Ralph D. 2003. *Flight Testing of Fixed-Wing Aircraft.* Reston : American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2003. 1563475642.

[Klu04] Klussmann, Niels und Malik, Arnim. 2004. *Lexikon der Luftfahrt.* Berlin : Springer, 2004. 9783540205562.

[Köh05] Köhler, Bert-Uwe. 2005. *Konzepte der statistischen Signalverarbeitung.* Berlin : Springer, 2005. 3-540-23491-8.

[Kro11] Kroschel, Kristian, Rigoll, Gerhard und Schuller, Björn. 2011. *Statistische Informationstechnik.* Berlin : Springer, 2011. 3642159532.

[Lan07] Lange, Christian. 2007. *Wirkung von Fahrerassistenz auf der Führungsebene in Abhängigkeit der Modalität und des Automatisierungsgrades.* Garching : Lehrstuhl für Ergonomie, 2007. Technische Universität München.

[Lea10] Learmount, David. 2010. FAA study finds serious flaws in pilot training for handling automation. *Air Transport Intelligence news.* 2010.

[Lev00] Levine, William S. 2000. *Control System Applications.* Boca Raton : CRC Press, 2000. ISBN: 0849300541.

[Lev96] —. 1996. *The control handbook.* Boca Raton : CRC Press, 1996. 0849385709.

[Log13] Logitech. 2013. *Extreme 3D Pro.* Morges : Logitech, 2013. http://gaming.logitech.com/de-de/product/extreme-3d-pro-joystick.

[Luc10] Luczak, Holger. 2010. *Arbeitswissenschaft.* Berlin : Springer, 2010. 3540591383.

[Lun08] Lunze, Jan. 2008. *Regelungstechnik 1*. Berlin Heidelberg : Springer, 2008. ISBN: 978-3-540-68907-2.

[Lüt99] Lüttgen, Gerald und Carreño, Victor. 1999. Analyzing mode confusion via model checking. *Theoretical and Practical Aspects of SPIN Model Checking (SPIN '99), volume 1680 of Lecture Notes in Computer Science.* 1999, S. 120-135.

[Lut00] Lutz, Holger. 2000. *Taschenbuch der Regelungstechnik.* Frankfurt am Main : Harri Deutsch, 2000. ISBN 3-8171-1629-2.

[Mat13] Mathworks. 2013. *Simulink - Simulation und Model-Based Design.* Natick : Mathworks, 2013. http://www.mathworks.de/products/simulink/.

[McL90] McLean, Donald. 1990. *Automatic Flight Control Systems.* Cambridge : Prentice Hall, 1990. 0130540080.

[McR67] McRuer, Duane T. 1967. A Review of Quasi-Linear Pilot Models. *IEEE Transactions on Human Factors in Electronics.* 1967, Bd. Issue: 3, HFE-8.

[McR73] —. 1973. Development of Pilot-in-the-Loop Analysis. *Journal of Aircraft* . no.9 , 1973, Bd. vol. 10.

[McR65] —. 1965. *Human pilot dynamics in compensatory systems.* Ohio : United States. Air Force Flight Dynamics Laboratory, 1965.

[McR74] —. 1974. Mathematical Models of Human Pilot Behaviour. [Hrsg.] North Atlantic Treaty Organization. *AGARDograph.* 1974, no. 188.

[McR95] —. 1995. *Pilot-Induced Oscillations and Human Dynamic Behavior.* Washington, D.C. : National Aeronautics and Space Administration (NASA), 1995. NASA Contractor Report 4683.

[Mit04] Mitchell, David G. und Klyde, David H. 2004. *Recommended Practices for Exposing Pilot-Induced Oscillations or Tendencies in the Development Process.* USAF Developmental Test and Evaluation Summit, Woodland Hills, California : The American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2004. AIAA2004-6810.

[Mit95] Mitchell, David G., Aponso, Bimal L. und Klyde, David H. 1995. *Feel System and Flying Qualities.* Baltimore : American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1995. AIAA-1995-3425.

[Mit94] Mitchell, David G., et al. 1994. *Proposed Incorporation of Mission-Oriented Flying Qualities into MIL-STD-1797A.* 1994. WL-TR-94-3162.

[Mit03] Mitchell, David G., et al. 2003. *The Evolution, Revolution, and Challenges of Handling Qualities.* Wright Patterson Air Force Base, Ohio : Air Force Flight Dynamics Laboratory, 2003. ADA417898.

[Moo82] Moorhouse, David J. und Woodcock, Robert J. 1982. *Background Information and User Guide for MIL-F-878SC.* Ohio : Air Force Wright Aeronautical Laboratories, 1982. AFWAL-TR-81-3109.

[Mor03] Morelli, Eugene A. 2003. *Low Order Equivalent System Identification for the Tu-144LL Supersonic Transport Aircraft.* Reston : American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2003. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 26, No. 2.

[Nat97] National Research Council. 1997. *Aviation Safety and Pilot Control.* Washington : National Academy Press, 1997. 0309056888.

[Nat11] National Transportation Safety Board. 2011. *Review of Aircraft Accident Data 2007–2009.* Washington, D.C. : National Transportation Safety Board, 2011. NTSB/ARA-11/01.

[Nat12] —. 2012. *Review of U.S. Civil Aviation Accidents 2010.* Washington, D.C. : National Transportation Safety Board, 2012. NTSB/ARA-12/01.

[Nat10] —. 2010. *Safety Study - Introduction of Glass Cockpit Avionics into Light Aircraft.* Washington : National Transportation Safety Board, 2010.

[Nea701] Neal, T. Peter und Smith, Rogers E. 1970. *A Flying Qualities Criterion for the Design of Fighter Flight-Control Systems.* Los Angeles : American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1970. AIAA-70-927.

[Nea70] —. 1970. *An in-flight investigation to develop control system design criteria for fighter airplanes.* Wright-Patterson Air Force Base, Ohio : Air Force Flight Dynamics Laboratory, 1970. AFFDL-TR-70-74, VOLUME I.

[Nor00] North Atlantic Treaty Organization (NATO). 2000. *Flight Control Design – Best Practices.* Neuilly-sur-Seine : North Atlantic Treaty Organization (NATO), 2000. RTO TECHNICAL REPORT 29, RTO-TR-029.

[Orl99] Orlowski, Peter F. 1999. *Praktische Regeltechnik.* Berlin : Springer-Verlag GmbH, 1999. ISBN: 354065027X.

[Phi04] Philips, Warren F. 2004. *Mechanics of Flight.* Hoboken : John Wiley & Sons, 2004. 0471334588.

[Pra00] Pratt, Roger W. 2000. *Flight Control Systems: Practical Issues in Design and Implementation.* Stevenage : Inst. of Electrical Engineers, 2000. ISBN: 0852967667.

[Rad00] Rade, Lennart. 2000. *Springers Mathematische Formeln.* Berlin : Springer, 2000. ISBN: 978-3-540-67505-1.

[Rad80] Radford, R. C., Smith, R. und Bailey, R. 1980. *Landing flying qualities evaluation criteria for augmented aircraft.* Dryden Flight Research Center : National Aeronautics and Space Administration (NASA), 1980. NAS4-2534.

[Ras83] Rasmussen, Jens. 1983. *Skills, rules, and knowledge: Signals, signs, and symbols, and other distinctions in human performance models.* s.l. : IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics, 1983.

[Rea08] 2008. Reach For The Sky, EAA's monthly e-newsletter. *EAA's Llearn to Flyewsletter.* [Online] Experimental Aircraft Association (EAA), 2008. [Zitat vom: 17. 02 2011.] http://www.sportpilot.org/learntofly/issues/080924.html.

[Rod94] Rodchenko, Victor U., et al. 1994. *Investigation of Controllability Criteria of Class III Aircraft Equipped with a Sidestick.* Wright-Patterson Air Force Base : Air Force Wright Aeronautical Laboratories, Flight Dynamics Directorate, 1994. WLTR-96-3079.

[Ros03] Roskam, Jan. 2003. *Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls - Part II.* Laurence : DARcorporation, 2003. 1884885187.

[Rud08] Rudolph, Dietmar. 2008. *Anwendungen der Fourier-Transformation in der Nachrichtentechnik.* Berlin : Technische Fachhochschule Berlin, 2008.

[Sac08] Sachs, Gottfried, et al. 2008. *Verbesserung von Anflug- und Landefähigkeit auf kleinen/mittleren Flugplätzen durch zukünftige, bordautonome Flugführungshilfen.* Deutscher

Luft- und Raumfahrtkongress, Darmstadt : Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt, 2008.

[Sch13] Schuck, Falko, et al. AIAA Guidance, Navigation, and Control (GNC) Conference 2013. *Longitudinal Robust Controller for Excellent Handling Qualities Design of a General Aviation Aircraft using QFT.* Boston : American Institute of Aeronautics and Astronautics, AIAA Guidance, Navigation, and Control (GNC) Conference 2013. AIAA-2013-5180.

[She12] Shetty, Kamala I. und Hansman, R. John. 2012. *Current and Historical Trends in General Aviation in the United States.* Cambridge : MIT International Center for Air Transportation (ICAT), 2012. ICAT-2012-6.

[Sil09] Silverthorn, Dee U. 2009. *Physiologie.* s.l. : Pearson Deutschland GmbH, 2009.

[Smi07] Smith, Julius O. 2007. *Mathematics of the Discrete Fourier transform (DFT).* North Charleston : BookSurge Publishing, 2007. 097456074X.

[Spe00] Spencer, Charles F. 2000. *Cockpit Automation and Mode Confusion: The Use of Auditory Inputs for Error Mitigation.* Alabama : Maxwell Air Force Base, 2000.

[Ste10] Steffenhagen, Birgit. 2010. *Kleine Formelsammlung Regelungstechnik.* München : Carl Hanser Verlag, 2010. 3446414673.

[Sti96] Stinton, Darrol. 1996. *Flying qualities and flight testing of the aeroplane.* Oxford : Blackwell Science, 1996. 1563471175.

[Stu86] Sturmer, Steven R. 1986. *Pitch rate sensitivity criterion for category C flightphases - Class IV aircraft.* AIAA Astrodynamics Conference, Williamsburg : American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1986. AIAA-86-2201.

[Sys07] Systems Technology, Inc. 2007. Duane T. McRuer - A Tribute. [Online] 2007. [Zitat vom: 27. 08 2009.] http://www.systemstech.com/content/view/54/.

[Tas94] Taschner, Michael J. 1994. *A Handling Qualities Investigation of Conventional, Rate Command/Attitude Hold, and Attitude Command/Attitude Hold Response-Types in the Probe and Drogue Air Refueling Task.* Wright-Patterson Air Force Base, Ohio : AIR FORCE INSTITUTE OF TECHNOLOGY, 1994. ADA278464.

[Tob66] Tobie, H. N., Elliot, E. M. und Malcom, L. G. 1966. *A new longitudinal handling qualities criterion.* Dayton : Proceedings of the National Aerospace Electronics Conference, 1966.

[USD08] U.S. Department of Defense. 2008. *Flight Control Systems - Design, Installation and Test of Piloted Aircraft, General Specification For.* s.l. : United States Air Force, 2008. MIL-F-9490D (USAF).

[USD97] —. 1997. *Flying Qualities of Piloted Aircraft.* Washington : U.S. Department of Defense, 1997. MIL-HDBK-1797B.

[USN97] U.S. Naval Test Pilot School. 1997. *Fixed Wing Stability and Control.* Patuxent River : U.S. Naval Test Pilot School, 1997. USNTPS-FTM-No. 103.

[Unb08] Unbehauen, Heinz. 2008. *Regelungstechnik I.* Wiesbaden : Vieweg+Teubner, 2008. 3834804975.

[Unb07] —. 2007. *Regelungstechnik II.* Wiesbaden : Vieweg+Teubner, 2007. 3528833483.

[Uni80] United States Air Force. 1980. *Military Specification Flying Qualities of Piloted Airplanes.* s.l. : United States Air Force, 1980. MIL-F-8785C.

[Uni88] United States Air Force Test Pilot School. 1988. *Volume II. Flying Qualities Phase. Chapter 14: Flight Control Systems.* Edwards AFB, CA. : United States Air Force, 1988. ADA319984.

[Wil90] Wilson, D., Buckley, J. und Riley, D. 1990. *Unified Flying Qualities Criteria for Longitudinal Tracking.* AIAA 17th Atmospheric Flight Mechanics Conference, Portland : American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1990. AIAA-90-2806.

[Wil93] Wilson, David J., Riley, David K. und Citurs, Kevin D. 1993. *Aircrait Maneuvers for the Evaluation of Flying Qualities and Agility, Vol II: Maneuver Descriptions and Selection Guide.* Wright-Patterson Air Force Base, Ohio : Air Force Flight Dynamics Laboratory, 1993. WL-TR-93-3082.

[Wis10] Wise, John A., Hopkin, V. David und Garland, Daniel J. 2010. *Handbook of Aviation Human Factors.* Boca Raton : CRC Press, 2010. 9780805859065.

[Wun88] Wunschel, A. J., Ragdsale, W. A. und Stewart, E. C. 1988. *An evaluation of automatic control system concepts for general aviation airplanes.* Minneapolis : American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1988. S. 330-343.

[Yan99] Yaniv, Oded. 1999. *Quantitative Feedback Design of Linear and Nonlinear Control Systems.* Berlin : Kluwer Academic Publishers/Springer, 1999. 0792385292.

Anhang

A Schwerpunktlagen zur Modellevaluierung

Die folgenden Bilder sind der Ausbilderkonsole („Instructor Operator Station“) des *DA42* Simulators entnommen.

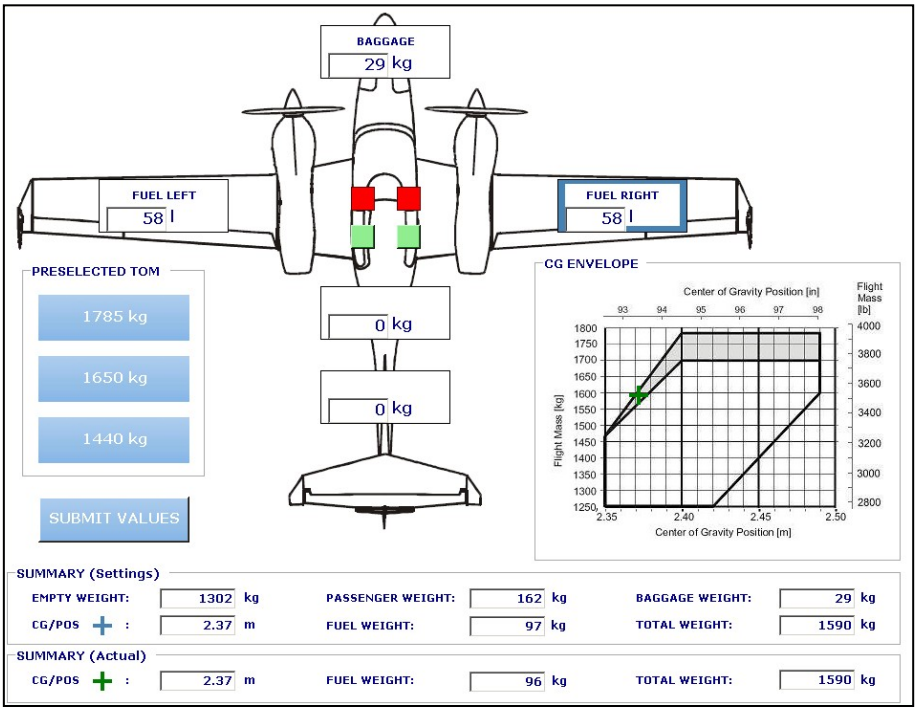


Abbildung 94 DA42 - Vordere Schwerpunktlage

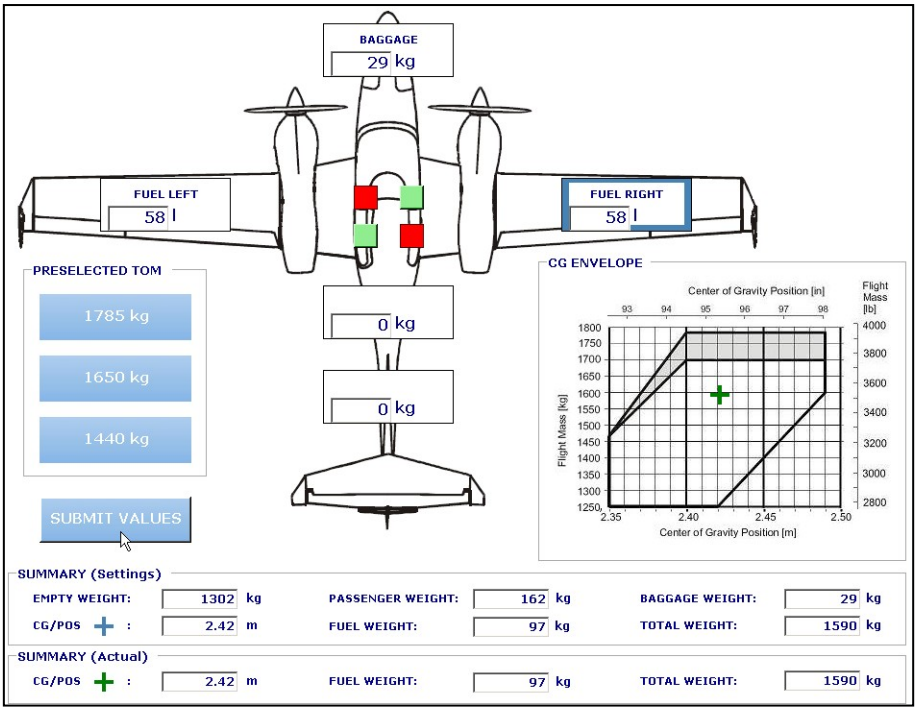


Abbildung 95 DA42 - Mittlere Schwerpunktlage

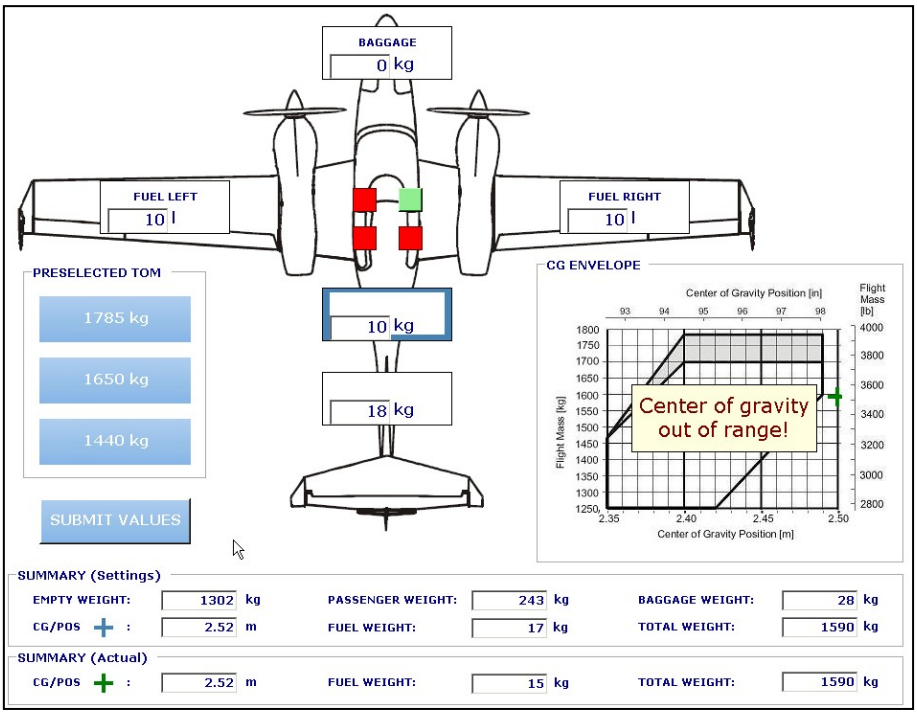


Abbildung 96 DA42 - Hintere Schwerpunktlage

B Ergebnisse der Pilotenmodellierung

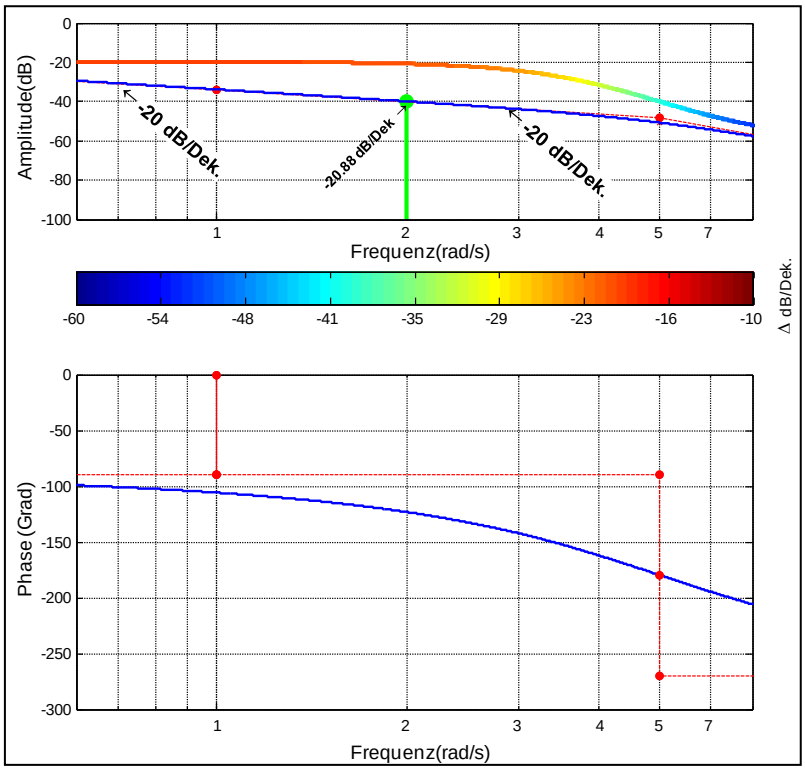


Abbildung 97 Einfache Pilotenkompensation

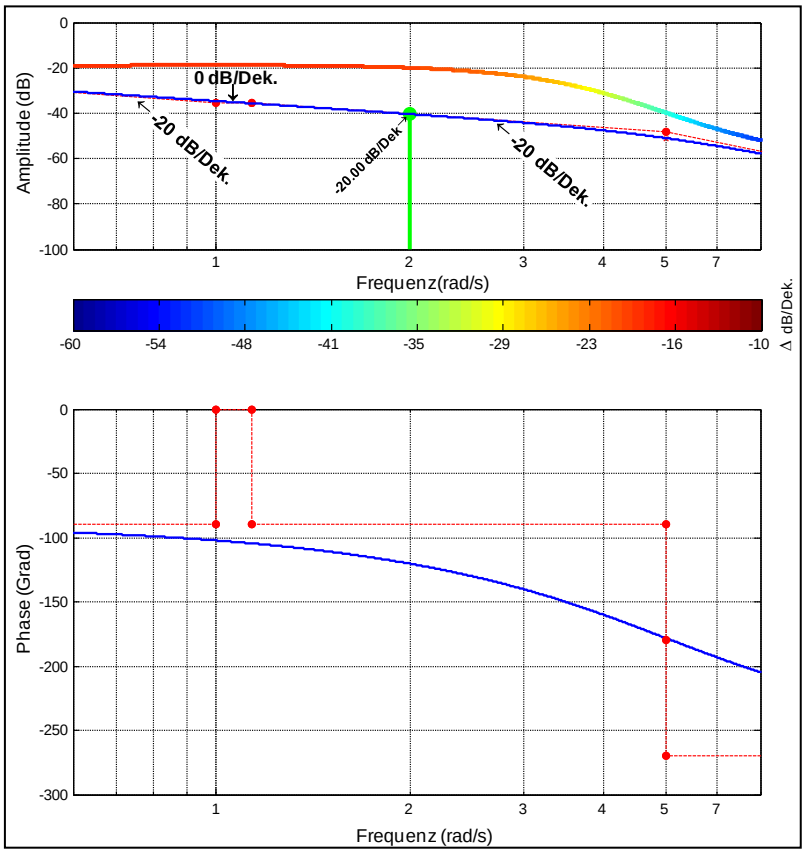


Abbildung 98 Optimierte Pilotenkompesation

C Ergebnisse der Versuchsdurchführung

Pilot Nr. 1:

Pilot Nr. 1

Block	Nr.	K-Knüppel	Kraft-Grad.	$E_{\gamma,PM\Sigma}$	$E_{\gamma,VAR}$	Finetracking RMS	ω_{AC}	ω_{CO}	ω_{CO}-approx.	Knüppel-RMS	σ Knüppel	Kraft-RMS	Knüppel-Geschw.-RMS	CHR	Beste Konf.
Nr. 1	**2**	05.87	1600	1.36	159.10	0.14	1.07	0.76	0.83	0.21	0.21	22.90	0.94	4	
	3	11.74	1600	1.30	158.11	0.12	1.05	0.79	0.88	0.12	0.12	13.37	0.65	2	
	5	17.61	1600	1.23	158.83	0.12	0.99	0.96	0.99	0.09	0.09	10.28	0.56	2	X
	1	23.47	1600	1.23	170.36	0.18	1.02	0.93	0.95	0.07	0.07	8.53	0.48	3	
	4	35.21	1600	1.17	176.61	0.16	0.79	0.89	1.07	0.07	0.07	8.05	0.46	4	
Nr. 2	**7**	11.74	780	1.24	160.97	0.13	0.99	1.00	1.03	0.14	0.14	7.32	0.80	3	
	8	11.74	1200	1.31	155.20	0.13	1.05	0.90	0.87	0.12	0.12	9.84	0.63	4	
	10	11.74	1600	1.27	154.10	0.09	1.06	0.91	0.89	0.11	0.11	12.92	0.60	2	X
	6	11.74	2000	1.33	156.85	0.13	1.07	0.85	0.90	0.12	0.12	16.16	0.58	2	
	9	11.74	2450	1.35	159.65	0.13	1.07	0.79	0.87	0.12	0.12	20.38	0.62	4	
Nr. 3	**12**	05.87	1600	1.35	154.84	0.11	1.07	0.76	0.81	0.21	0.21	22.36	0.91	4	
	13	11.74	1600	1.21	156.26	0.10	1.00	0.95	1.02	0.13	0.13	14.36	0.73	2	
	15	17.61	1600	1.23	151.39	0.12	0.96	0.87	0.94	0.09	0.09	10.00	0.52	2	X
	11	23.47	1600	1.22	157.11	0.15	0.99	0.92	0.92	0.07	0.07	8.50	0.46	3	
	14	35.21	1600	1.20	191.77	0.22	0.61	0.97	1.06	0.09	0.09	9.86	0.66	5	
Nr. 4	**17**	11.74	780	1.20	154.70	0.14	0.99	0.96	1.03	0.13	0.13	7.03	0.77	1	
	18	11.74	1200	1.28	152.00	0.09	1.06	0.83	0.91	0.11	0.11	9.60	0.63	1	X
	20	11.74	1600	1.25	154.37	0.10	1.04	0.96	0.99	0.12	0.12	13.45	0.67	2	
	16	11.74	2000	1.28	153.76	0.12	1.07	0.90	0.92	0.11	0.11	16.02	0.62	3	
	19	11.74	2450	1.27	154.83	0.15	1.07	0.93	0.95	0.12	0.12	20.09	0.58	4	
	23	17.61	1200	1.18	159.21	0.12	0.97	1.05	1.11	0.10	0.10	8.21	0.62	1	
	24	11.74	1600	1.22	179.62	0.19	2.17	0.94	0.99	0.06	0.06	8.56	0.46	5	
	25	11.74	1600	0.93	161.91	0.19	1.97	1.56	1.63	0.09	0.09	0.16	0.85	5	
	26	11.74	1600	1.15	162.33	0.21	1.02	1.11	1.16	0.15	0.15	0.23	1.11	4	
	21	23.47	1600	1.44	210.07	0.32	0.89	0.74	0.93	0.09	0.09	11.44	0.54	5	
	22	23.47	1600	1.35	206.05	0.35	0.91	1.02	1.08	0.10	0.10	12.09	0.61	5	
	Blockauswertung (jeweils Mittelwerte):		Nr. 1	**1.26**	**164.60**	**0.15**	**0.98**	**0.87**	**0.95**	**0.11**	**0.11**	**12.62**	**0.62**	**3.00**	
			Nr. 2	**1.30**	**157.35**	**0.12**	**1.05**	**0.89**	**0.91**	**0.12**	**0.12**	**13.33**	**0.65**	**3.00**	
			Nr. 3	**1.24**	**162.27**	**0.14**	**0.93**	**0.89**	**0.95**	**0.12**	**0.12**	**13.02**	**0.66**	**3.20**	
			Nr. 4	**1.26**	**153.93**	**0.12**	**1.05**	**0.92**	**0.96**	**0.12**	**0.12**	**13.24**	**0.65**	**2.20**	
	Beste Konfiguration (als Vergleich):			**1.18**	**159.21**	**0.12**	**0.97**	**1.05**	**1.11**	**0.10**	**0.10**	**8.21**	**0.62**	**1.00**	

Pilot Nr. 2:

Pilot Nr. 2

Block	Nr.	K-Knüppel	Kraft-Grad.	$E_{\gamma,PM\Sigma}$	$E_{\gamma,VAR}$	Finetracking RMS	ω_{AC}	ω_{CO}	ω_{CO}-approx.	Knüppel-RMS	σ Knüppel	Kraft-RMS	Knüppel-Geschw.-RMS	CHR	Beste Konf.
Nr. 1	**2**	05.87	1600	1.48	173.23	0.20	1.07	0.78	0.82	0.22	0.22	23.88	0.81	5	
	3	11.74	1600	1.36	170.83	0.21	1.05	0.81	0.91	0.12	0.12	13.97	0.55	3	X
	5	17.61	1600	1.48	192.87	0.48	1.00	0.75	0.84	0.10	0.10	11.68	0.53	3	
	1	23.47	1600	1.43	173.83	0.37	1.01	0.70	0.79	0.06	0.06	8.24	0.28	3	
	4	35.21	1600	1.30	199.85	0.33	0.82	0.85	1.09	0.07	0.07	8.56	0.48	4	
Nr. 2	**7**	11.74	780	1.37	176.09	0.30	1.00	0.74	0.87	0.14	0.14	7.26	0.81	3	X
	8	11.74	1200	1.35	168.15	0.16	1.00	0.92	0.85	0.14	0.14	11.13	0.79	3	
	10	11.74	1600	1.42	181.49	0.34	1.04	0.90	0.85	0.14	0.14	14.94	0.79	3	
	6	11.74	2000	1.42	170.59	0.23	1.05	0.91	0.77	0.12	0.12	17.21	0.61	4	
	9	11.74	2450	1.46	177.60	0.18	0.99	0.88	0.86	0.14	0.14	23.59	0.76	4	
Nr. 3	**12**	05.87	1600	1.47	162.69	0.16	1.07	0.74	0.74	0.21	0.21	22.42	0.83	3	
	13	11.74	1600	1.38	170.81	0.34	1.05	0.84	0.89	0.13	0.13	14.21	0.66	2	X
	15	17.61	1600	1.38	175.77	0.29	0.93	0.91	0.82	0.10	0.10	11.55	0.63	3	
	11	23.47	1600	1.42	177.06	0.27	0.96	0.73	0.77	0.07	0.07	8.93	0.43	4	
	14	35.21	1600	1.38	203.04	0.49	0.76	0.73	0.92	0.07	0.07	8.82	0.45	4	
Nr. 4	**17**	11.74	780	1.34	167.99	0.18	0.99	0.77	0.86	0.13	0.13	7.08	0.74	2	X
	18	11.74	1200	1.36	170.07	0.22	0.96	0.79	0.86	0.14	0.14	11.55	0.79	2	
	20	11.74	1600	1.48	176.58	0.27	0.99	0.78	0.79	0.13	0.13	14.90	0.74	3	
	16	11.74	2000	1.35	163.05	0.23	1.06	0.77	0.79	0.12	0.12	16.75	0.64	3	
	19	11.74	2450	1.50	180.47	0.23	1.00	0.87	0.85	0.14	0.14	23.08	0.72	4	
	23	11.74	780	1.26	171.58	0.16	0.89	0.93	1.03	0.16	0.16	8.35	0.90	2	
	24	11.74	1600	1.20	193.19	0.23	2.14	1.11	1.13	0.08	0.08	10.43	0.64	4	
	25	11.74	1600	1.14	183.88	0.36	1.93	1.22	1.49	0.10	0.10	0.31	0.79	4	
	26	11.74	1600	1.26	209.52	0.37	0.87	0.99	1.20	0.20	0.20	0.13	1.19	4	
	21	23.47	1600	1.70	221.40	0.74	0.89	0.75	0.80	0.09	0.09	11.16	0.31	6	
	22	23.47	1600	1.63	228.52	0.72	0.89	0.75	0.94	0.11	0.11	12.45	0.64	5	
	Blockauswertung (jeweils Mittelwerte):			**1.41**	**182.13**	**0.32**	**0.99**	**0.78**	**0.89**	**0.11**	**0.11**	**13.27**	**0.53**	**3.60**	
				1.40	**174.79**	**0.24**	**1.01**	**0.87**	**0.84**	**0.14**	**0.14**	**14.83**	**0.75**	**3.40**	
				1.41	**177.88**	**0.31**	**0.96**	**0.79**	**0.83**	**0.12**	**0.12**	**13.18**	**0.60**	**3.20**	
				1.41	**171.63**	**0.23**	**1.00**	**0.80**	**0.83**	**0.13**	**0.13**	**14.67**	**0.73**	**2.80**	
	Beste Konfiguration (als Vergleich):			**1.26**	**171.58**	**0.16**	**0.89**	**0.93**	**1.03**	**0.16**	**0.16**	**8.35**	**0.90**	**2.00**	

Pilot Nr. 3:

Pilot Nr. 3															
Block	Nr.	K-Knüppel	Kraft-Grad.	$E_{\gamma,PM\Sigma}$	$E_{\gamma,VAR}$	Finetracking RMS	ω_{AC}	ω_{CO}	ω_{CO}-approx.	Knüppel-RMS	σ Knüppel	Kraft-RMS	Knüppel-Geschw.-RMS	CHR	Beste Konf.
Nr. 1	**2**	05.87	1600	1.64	163.37	0.36	1.06	0.62	0.62	0.18	0.18	19.50	0.46	2	
	3	11.74	1600	1.56	166.59	0.25	1.06	0.68	0.70	0.09	0.09	11.58	0.29	2	X
	5	17.61	1600	1.53	171.19	0.31	1.06	0.78	0.76	0.07	0.07	9.04	0.24	2	
	1	23.47	1600	1.45	169.70	0.24	1.06	0.82	0.87	0.05	0.05	7.68	0.20	3	
	4	35.21	1600	1.54	187.13	0.35	1.03	0.85	0.84	0.04	0.04	6.52	0.18	3	
Nr. 2	**7**	11.74	780	1.52	167.66	0.23	1.06	0.68	0.72	0.10	0.10	5.76	0.33	1	X
	8	11.74	1200	1.57	173.96	0.24	1.06	0.82	0.75	0.10	0.10	9.20	0.31	2	
	10	11.74	1600	1.51	166.34	0.24	1.06	0.64	0.69	0.10	0.10	12.09	0.35	3	
	6	11.74	2000	1.56	172.07	0.26	1.07	0.69	0.71	0.10	0.10	15.12	0.31	4	
	9	11.74	2450	1.58	173.53	0.25	1.07	0.71	0.74	0.10	0.10	18.82	0.36	4	
Nr. 3	**12**	05.87	1600	1.52	172.30	0.26	1.07	0.72	0.80	0.21	0.21	22.62	0.60	5	
	13	11.74	1600	1.41	171.86	0.28	1.06	0.88	0.88	0.11	0.11	13.08	0.41	4	
	15	17.61	1600	1.56	168.98	0.30	1.02	0.75	0.72	0.07	0.07	9.33	0.25	3	
	11	23.47	1600	1.35	175.68	0.33	0.92	1.14	1.01	0.07	0.07	8.84	0.31	2	X
	14	35.21	1600	1.47	170.53	0.42	1.06	0.86	0.86	0.04	0.04	6.27	0.17	3	
Nr. 4	**17**	11.74	780	1.56	169.18	0.21	1.07	0.71	0.72	0.10	0.10	5.81	0.31	2	X
	18	11.74	1200	1.46	167.52	0.23	1.06	0.75	0.76	0.10	0.10	9.21	0.33	2	
	20	11.74	1600	1.58	163.10	0.18	1.07	0.65	0.64	0.09	0.09	11.43	0.29	2	
	16	11.74	2000	1.59	167.86	0.23	1.07	0.66	0.64	0.09	0.09	14.59	0.27	3	
	19	11.74	2450	1.60	166.39	0.27	1.07	0.65	0.65	0.09	0.09	17.67	0.29	3	
	23	23.47	780	1.51	170.76	0.22	1.06	0.72	0.74	0.05	0.05	3.77	0.19	1	
	24	11.74	1600	1.57	173.76	0.26	3.10	0.65	0.58	0.03	0.03	6.53	0.13	2	
	25	11.74	1600	1.40	164.99	0.39	2.25	0.83	0.87	0.05	0.05	0.39	0.32	4	
	26	11.74	1600	1.47	179.33	0.31	1.07	0.78	0.86	0.12	0.12	0.22	0.64	3	
	21	23.47	1600	1.75	219.46	0.64	0.92	0.63	0.72	0.08	0.08	10.65	0.26	6	
	22	23.47	1600	1.76	203.64	0.65	0.91	0.65	0.69	0.08	0.08	10.49	0.25	6	
	Blockauswertung			**1.55**	**171.60**	**0.30**	**1.06**	**0.75**	**0.76**	**0.09**	**0.09**	**10.86**	**0.27**	**2.40**	
	(jeweils Mittelwerte):			**1.55**	**170.71**	**0.24**	**1.06**	**0.71**	**0.72**	**0.10**	**0.10**	**12.20**	**0.33**	**2.80**	
				1.46	**171.87**	**0.32**	**1.03**	**0.87**	**0.85**	**0.10**	**0.10**	**12.03**	**0.35**	**3.40**	
				1.56	**166.81**	**0.22**	**1.07**	**0.68**	**0.68**	**0.10**	**0.10**	**11.74**	**0.30**	**2.40**	
	Beste Konfiguration (als Vergleich):			**1.51**	**170.76**	**0.22**	**1.06**	**0.72**	**0.74**	**0.05**	**0.05**	**3.77**	**0.19**	**1.00**	

Pilot Nr. 4:

Pilot Nr. 4															
Block	Nr.	K-Knüppel	Kraft-Grad.	$E_{\gamma,PM\Sigma}$	$E_{\gamma,VAR}$	Finetracking RMS	ω_{AC}	ω_{CO}	ω_{CO}-approx.	Knüppel-RMS	σ Knüppel	Kraft-RMS	Knüppel-Geschw.-RMS	CHR	Beste Konf.
Nr. 1	**2**	05.87	1600	1.53	161.33	0.22	1.06	0.66	0.63	0.18	0.18	20.02	0.67	4	
	3	11.74	1600	1.37	161.94	0.16	1.07	0.75	0.81	0.11	0.11	12.74	0.49	2	X
	5	17.61	1600	1.28	164.63	0.15	1.05	0.91	0.94	0.08	0.08	10.14	0.46	3	
	1	23.47	1600	1.29	173.74	0.13	1.03	0.93	0.97	0.07	0.07	8.51	0.37	2	
	4	35.21	1600	1.26	189.09	0.19	0.93	0.97	1.03	0.06	0.06	7.44	0.39	4	
Nr. 2	**7**	11.74	780	1.35	162.01	0.15	1.06	0.76	0.84	0.11	0.11	6.26	0.45	3	
	8	11.74	1200	1.37	162.70	0.10	1.06	0.89	0.84	0.11	0.11	9.83	0.50	2	
	10	11.74	1600	1.54	160.75	0.14	1.06	0.70	0.66	0.09	0.09	11.53	0.32	2	
	6	11.74	2000	1.43	161.19	0.14	1.06	0.73	0.76	0.10	0.10	15.15	0.41	1	X
	9	11.74	2450	1.47	160.90	0.13	1.07	0.65	0.69	0.10	0.10	18.08	0.37	3	
Nr. 3	**12**	05.87	1600	1.52	156.08	0.16	1.07	0.63	0.64	0.18	0.18	19.64	0.57	3	
	13	11.74	1600	1.30	161.40	0.12	1.06	0.91	0.94	0.11	0.11	12.98	0.51	1	X
	15	17.61	1600	1.38	163.10	0.17	1.06	0.91	0.89	0.07	0.07	9.40	0.30	3	
	11	23.47	1600	1.25	172.37	0.16	0.94	1.08	1.02	0.08	0.08	9.32	0.45	2	
	14	35.21	1600	1.28	178.90	0.19	0.90	0.88	1.00	0.05	0.05	7.32	0.32	4	
Nr. 4	**17**	11.74	780	1.37	165.62	0.11	1.07	0.90	0.83	0.11	0.11	6.16	0.42	3	
	18	11.74	1200	1.37	161.37	0.13	1.07	0.83	0.88	0.11	0.11	9.53	0.44	1	
	20	11.74	1600	1.43	163.52	0.16	1.09	0.72	0.76	0.10	0.10	12.13	0.39	1	X
	16	11.74	2000	1.40	161.84	0.19	1.07	0.75	0.76	0.10	0.10	15.25	0.42	2	
	19	11.74	2450	1.41	161.62	0.12	1.07	0.73	0.77	0.10	0.10	18.20	0.37	3	
	23	11.74	1600	1.35	157.65	0.15	1.06	0.84	0.85	0.11	0.11	12.45	0.44	1	
	24	11.74	1600	1.27	181.32	0.26	2.44	0.89	0.88	0.05	0.05	7.60	0.26	4	
	25	11.74	1600	1.08	171.88	0.19	2.02	1.12	1.30	0.08	0.08	0.30	0.55	3	
	26	11.74	1600	1.30	177.28	0.19	1.02	0.85	0.96	0.14	0.14	0.16	0.87	4	
	21	23.47	1600	1.54	229.31	0.57	0.91	0.75	0.92	0.10	0.09	11.61	0.43	5	
	22	23.47	1600	1.61	206.48	0.41	0.90	0.77	0.83	0.08	0.08	10.70	0.33	5	
	Blockauswertung			**1.35**	**170.15**	**0.17**	**1.03**	**0.85**	**0.88**	**0.10**	**0.10**	**11.77**	**0.48**	**3.00**	
	(jeweils Mittelwerte):			**1.43**	**161.51**	**0.13**	**1.06**	**0.75**	**0.76**	**0.10**	**0.10**	**12.17**	**0.41**	**2.20**	
				1.35	**166.37**	**0.16**	**1.01**	**0.88**	**0.90**	**0.10**	**0.10**	**11.73**	**0.43**	**2.60**	
				1.40	**162.80**	**0.14**	**1.07**	**0.79**	**0.80**	**0.10**	**0.10**	**12.25**	**0.41**	**2.00**	
	Beste Konfiguration (als Vergleich):			**1.35**	**157.65**	**0.15**	**1.06**	**0.84**	**0.85**	**0.11**	**0.11**	**12.45**	**0.44**	**1.00**	

Pilot Nr. 5:

Pilot Nr. 5															
Block	Nr.	K-Knüppel	Kraft-Grad.	$E_{\gamma,PM\Sigma}$	$E_{\gamma,VAR}$	Finetracking RMS	ω_{AC}	ω_{CO}	ω_{CO}-approx.	Knüppel-RMS	σ Knüppel	Kraft-RMS	Knüppel-Geschw.-RMS	CHR	Beste Konf.
Nr. 1	**2**	05.87	1600	1.43	161.98	0.22	1.06	0.73	0.73	0.21	0.21	22.19	1.19	4	
	3	11.74	1600	1.35	179.26	0.23	1.02	0.79	0.83	0.14	0.14	15.23	1.04	2	
	5	17.61	1600	1.38	168.63	0.23	1.04	0.75	0.79	0.09	0.09	10.19	0.70	2	X
	1	23.47	1600	1.36	213.31	0.25	0.76	0.79	0.91	0.11	0.11	11.87	0.86	4	
	4	35.21	1600	1.30	210.51	0.38	0.87	0.79	1.00	0.07	0.07	8.38	0.58	3	
Nr. 2	**7**	11.74	780	1.32	168.68	0.21	0.99	0.80	0.90	0.14	0.14	7.56	1.06	1	X
	8	11.74	1200	1.29	167.94	0.21	0.98	0.81	0.94	0.14	0.14	11.31	0.96	5	
	10	11.74	1600	1.38	181.34	0.24	0.93	0.75	0.89	0.15	0.15	16.65	1.08	3	
	6	11.74	2000	1.34	177.80	0.23	1.05	0.88	0.86	0.13	0.13	17.76	1.02	6	
	9	11.74	2450	1.34	174.57	0.23	1.05	0.88	0.95	0.13	0.13	21.80	0.77	6	
Nr. 3	**12**	05.87	1600	1.59	162.12	0.20	1.07	0.63	0.62	0.18	0.18	20.14	0.79	4	
	13	11.74	1600	1.30	173.43	0.17	1.02	0.95	0.94	0.14	0.14	14.81	0.90	3	
	15	17.61	1600	1.33	170.64	0.18	0.89	0.92	0.91	0.11	0.11	11.84	0.77	2	X
	11	23.47	1600	1.31	181.20	0.20	0.78	0.74	0.85	0.10	0.10	10.56	0.94	4	
	14	35.21	1600	1.30	186.33	0.25	0.67	0.81	0.92	0.07	0.07	8.53	0.64	3	
Nr. 4	**17**	11.74	780	1.29	177.13	0.17	1.01	0.84	0.91	0.15	0.15	7.77	1.26	7	
	18	11.74	1200	1.28	160.78	0.17	1.03	0.79	0.91	0.12	0.12	10.35	0.76	2	X
	20	11.74	1600	1.32	173.80	0.28	1.05	0.95	0.95	0.13	0.13	14.67	0.80	3	
	16	11.74	2000	1.32	176.80	0.20	0.99	1.07	0.97	0.13	0.13	18.50	0.92	3	
	19	11.74	2450	1.46	171.77	0.20	1.06	0.76	0.85	0.13	0.13	21.29	0.79	3	
	23	17.61	1200	1.29	175.15	0.19	0.89	1.00	0.97	0.11	0.11	9.17	0.75	2	
	24	11.74	1600	1.17	182.92	0.25	2.21	1.00	0.98	0.06	0.06	9.13	0.66	3	
	25	11.74	1600	1.48	197.55	0.39	0.97	0.93	0.84	0.17	0.17	0.11	1.35	8	
	26	11.74	1600	1.40	220.54	0.70	1.07	0.87	1.08	0.19	0.19	0.18	1.50	5	
	21	23.47	1600	1.56	272.14	0.86	0.90	1.11	1.12	0.12	0.11	13.17	0.65	5	
	22	23.47	1600	1.62	251.46	0.71	0.89	0.71	0.86	0.11	0.10	12.23	0.71	6	
	Blockauswertung (jeweils Mittelwerte):			**1.36**	**186.74**	**0.26**	**0.95**	**0.77**	**0.85**	**0.12**	**0.12**	**13.57**	**0.87**	**3.00**	
				1.33	**174.07**	**0.22**	**1.00**	**0.82**	**0.91**	**0.14**	**0.14**	**15.02**	**0.98**	**4.20**	
				1.37	**174.75**	**0.20**	**0.89**	**0.81**	**0.85**	**0.12**	**0.12**	**13.18**	**0.81**	**3.20**	
				1.33	**172.06**	**0.20**	**1.03**	**0.88**	**0.92**	**0.13**	**0.13**	**14.51**	**0.91**	**3.60**	
	Beste Konfiguration (als Vergleich):			**1.29**	**175.15**	**0.19**	**0.89**	**1.00**	**0.97**	**0.11**	**0.11**	**9.17**	**0.75**	**2.00**	

Pilot Nr. 6:

Pilot Nr. 6															
Block	Nr.	K-Knüppel	Kraft-Grad.	$E_{\gamma,PM\Sigma}$	$E_{\gamma,VAR}$	Finetracking RMS	ω_{AC}	ω_{CO}	ω_{CO}-approx.	Knüppel-RMS	σ Knüppel	Kraft-RMS	Knüppel-Geschw.-RMS	CHR	Beste Konf.
Nr. 1	**2**	05.87	1600	1.51	165.41	0.37	1.05	0.68	0.74	0.21	0.21	22.70	0.76	5	
	3	11.74	1600	1.33	159.08	0.24	1.00	0.74	0.84	0.12	0.12	13.90	0.68	4	
	5	17.61	1600	1.35	172.37	0.31	1.01	0.77	0.88	0.09	0.09	10.69	0.49	4	
	1	23.47	1600	1.42	181.02	0.33	0.98	0.79	0.90	0.07	0.07	8.87	0.42	2	X
	4	35.21	1600	1.31	177.02	0.26	0.94	0.70	0.85	0.06	0.06	7.49	0.38	6	
Nr. 2	**7**	11.74	780	1.40	165.87	0.27	1.02	0.75	0.78	0.11	0.11	6.47	0.55	3	X
	8	11.74	1200	1.40	161.32	0.28	1.03	0.75	0.74	0.11	0.11	9.67	0.53	4	
	10	11.74	1600	1.35	166.25	0.20	1.02	0.79	0.85	0.12	0.12	13.97	0.66	4	
	6	11.74	2000	1.33	161.45	0.23	1.00	0.79	0.85	0.12	0.12	16.88	0.60	5	
	9	11.74	2450	1.36	165.95	0.40	1.00	0.73	0.81	0.12	0.12	21.17	0.68	5	
Nr. 3	**12**	05.87	1600	1.43	160.84	0.30	1.05	0.72	0.76	0.20	0.20	22.06	0.82	7	
	13	11.74	1600	1.32	157.18	0.20	1.03	0.71	0.86	0.12	0.12	13.28	0.58	4	
	15	17.61	1600	1.34	153.87	0.16	0.98	0.75	0.81	0.08	0.08	9.57	0.43	1	X
	11	23.47	1600	1.37	162.75	0.30	1.00	0.76	0.79	0.06	0.06	8.32	0.40	2	
	14	35.21	1600	1.32	168.84	0.35	0.88	0.78	0.94	0.05	0.05	7.14	0.38	2	
Nr. 4	**17**	11.74	780	1.37	162.47	0.23	1.01	0.74	0.77	0.11	0.11	6.40	0.59	1	X
	18	11.74	1200	1.34	157.03	0.22	1.03	0.89	0.86	0.11	0.11	9.69	0.54	1	
	20	11.74	1600	1.35	156.60	0.25	0.99	0.87	0.87	0.12	0.12	13.42	0.62	2	
	16	11.74	2000	1.35	158.10	0.34	1.05	0.73	0.81	0.11	0.11	15.62	0.54	2	
	19	11.74	2450	1.35	161.31	0.28	1.04	0.78	0.91	0.11	0.11	19.87	0.52	2	
	23	17.61	1200	1.31	163.80	0.23	0.98	0.79	0.91	0.09	0.09	7.78	0.48	1	
	24	23.47	1600	1.22	176.99	0.33	1.16	0.95	0.98	0.05	0.05	8.25	0.33	3	
	25	11.74	1600	1.32	166.44	0.29	2.49	0.90	0.79	0.06	0.06	0.29	0.49	4	
	26	23.47	1600	1.50	194.07	0.54	0.88	0.81	0.78	0.09	0.09	0.16	0.66	5	
	21	23.47	1600	1.44	217.18	0.54	0.91	0.83	0.95	0.10	0.10	12.04	0.55	8	
	22	23.47	1600	1.44	217.18	0.54	0.91	0.83	0.95	0.10	0.10	12.04	0.55	8	
	Blockauswertung (jeweils Mittelwerte):			**1.38**	**170.98**	**0.30**	**0.99**	**0.73**	**0.84**	**0.11**	**0.11**	**12.73**	**0.55**	**4.20**	
				1.37	**164.17**	**0.28**	**1.01**	**0.76**	**0.81**	**0.12**	**0.12**	**13.63**	**0.60**	**4.20**	
				1.36	**160.70**	**0.26**	**0.99**	**0.74**	**0.83**	**0.10**	**0.10**	**12.08**	**0.52**	**3.20**	
				1.35	**159.10**	**0.26**	**1.03**	**0.80**	**0.84**	**0.11**	**0.11**	**13.00**	**0.56**	**1.60**	
	Beste Konfiguration (als Vergleich):			**1.31**	**163.80**	**0.23**	**0.98**	**0.79**	**0.91**	**0.09**	**0.09**	**7.78**	**0.48**	**1.00**	

Pilot Nr. 7:

Pilot Nr. 7															
Block	Nr.	K-Knüppel	Kraft-Grad.	$E_{\gamma,PM\Sigma}$	$E_{\gamma,VAR}$	Finetracking RMS	ω_{AC}	ω_{CO}	ω_{CO}-approx.	Knüppel-RMS	σ Knüppel	Kraft-RMS	Knüppel-Geschw.-RMS	CHR	Beste Konf.
Nr. 1	**2**	05.87	1600	1.64	175.61	0.19	1.06	0.66	0.64	0.19	0.19	20.53	0.47	5	
	3	11.74	1600	1.50	174.92	0.19	1.06	0.72	0.78	0.11	0.11	12.72	0.38	3	
	5	17.61	1600	1.46	170.09	0.19	1.05	0.76	0.82	0.07	0.07	9.33	0.27	3	X
	1	23.47	1600	1.48	171.84	0.23	1.06	0.72	0.78	0.06	0.06	7.81	0.26	3	
	4	35.21	1600	1.34	203.39	0.28	0.89	0.89	1.04	0.06	0.06	7.64	0.30	4	
Nr. 2	**7**	11.74	780	1.45	167.86	0.21	1.06	0.80	0.83	0.11	0.11	6.22	0.37	2	
	8	11.74	1200	1.49	165.77	0.15	1.07	0.68	0.71	0.10	0.10	9.09	0.36	1	X
	10	11.74	1600	1.45	166.27	0.11	1.06	0.78	0.81	0.11	0.11	12.49	0.37	2	
	6	11.74	2000	1.46	166.72	0.20	1.06	0.70	0.77	0.10	0.10	15.28	0.39	2	
	9	11.74	2450	1.51	164.11	0.17	1.06	0.71	0.74	0.10	0.10	18.29	0.32	3	
Nr. 3	**12**	05.87	1600	1.60	167.26	0.21	1.07	0.67	0.64	0.18	0.18	19.92	0.53	4	
	13	11.74	1600	1.47	164.77	0.13	1.07	0.75	0.79	0.10	0.10	12.28	0.35	2	X
	15	17.61	1600	1.41	170.73	0.24	1.05	0.90	0.88	0.08	0.08	9.54	0.30	3	
	11	23.47	1600	1.40	178.02	0.24	1.05	0.78	0.91	0.06	0.06	8.20	0.28	4	
	14	35.21	1600	1.33	205.72	0.26	0.83	0.99	1.09	0.06	0.06	8.10	0.33	4	
Nr. 4	**17**	11.74	780	1.39	172.34	0.24	1.06	0.74	0.85	0.12	0.12	6.45	0.46	3	
	18	11.74	1200	1.41	168.86	0.16	1.07	0.74	0.86	0.11	0.11	9.58	0.42	2	
	20	11.74	1600	1.45	165.98	0.15	1.07	0.76	0.81	0.10	0.10	12.29	0.34	1	X
	16	11.74	2000	1.47	167.33	0.20	1.07	0.67	0.72	0.10	0.10	14.92	0.34	3	
	19	11.74	2450	1.43	162.53	0.17	1.06	0.77	0.82	0.11	0.11	18.89	0.39	2	
	23	11.74	1600	1.45	161.49	0.16	1.07	0.70	0.75	0.10	0.10	11.94	0.34	1	
	24	11.74	1600	1.30	181.28	0.23	2.53	0.88	0.83	0.05	0.05	7.82	0.23	4	
	25	11.74	1600	1.29	174.44	0.28	2.20	0.79	0.91	0.06	0.06	0.30	0.47	3	
	26	11.74	1600	1.48	168.25	0.23	1.07	0.77	0.82	0.11	0.11	0.13	0.59	2	
	21	23.47	1600	1.61	239.66	0.57	0.91	0.74	0.90	0.09	0.09	11.69	0.35	5	
	22	23.47	1600	1.58	251.80	0.60	0.91	0.75	0.94	0.10	0.10	12.41	0.44	6	
	Blockauswertung (jeweils Mittelwerte):			**1.49**	**179.17**	**0.22**	**1.03**	**0.75**	**0.81**	**0.10**	**0.10**	**11.60**	**0.34**	**3.60**	
				1.47	**166.15**	**0.17**	**1.06**	**0.73**	**0.77**	**0.10**	**0.10**	**12.27**	**0.36**	**2.00**	
				1.44	**177.30**	**0.22**	**1.02**	**0.82**	**0.86**	**0.10**	**0.10**	**11.61**	**0.36**	**3.40**	
				1.43	**167.41**	**0.19**	**1.07**	**0.74**	**0.81**	**0.11**	**0.11**	**12.43**	**0.39**	**2.20**	
	Beste Konfiguration (als Vergleich):			**1.45**	**161.49**	**0.16**	**1.07**	**0.70**	**0.75**	**0.10**	**0.10**	**11.94**	**0.34**	**1.00**	

Pilot Nr. 8:

Pilot Nr. 8															
Block	Nr.	K-Knüppel	Kraft-Grad.	$E_{\gamma,PM\Sigma}$	$E_{\gamma,VAR}$	Finetracking RMS	ω_{AC}	ω_{CO}	ω_{CO}-approx.	Knüppel-RMS	σ Knüppel	Kraft-RMS	Knüppel-Geschw.-RMS	CHR	Beste Konf.
Nr. 1	**2**	05.87	1600	1.76	167.42	0.18	1.07	0.54	0.56	0.17	0.17	19.19	0.48	3	
	3	11.74	1600	1.63	163.31	0.27	1.07	0.59	0.59	0.09	0.09	11.32	0.27	2	
	5	17.61	1600	1.55	162.19	0.16	1.07	0.67	0.68	0.06	0.06	8.46	0.22	2	
	1	23.47	1600	1.60	166.92	0.16	1.07	0.66	0.66	0.05	0.05	7.25	0.19	2	X
	4	35.21	1600	1.40	170.88	0.17	1.05	0.75	0.84	0.04	0.04	6.35	0.19	3	
Nr. 2	**7**	11.74	780	1.46	162.66	0.16	1.07	0.71	0.75	0.10	0.10	5.85	0.39	2	
	8	11.74	1200	1.45	164.17	0.16	1.06	0.73	0.77	0.10	0.10	9.15	0.39	3	
	10	11.74	1600	1.44	164.42	0.14	1.07	0.72	0.78	0.10	0.10	12.19	0.38	2	X
	6	11.74	2000	1.57	166.47	0.17	1.06	0.67	0.68	0.09	0.09	14.44	0.33	3	
	9	11.74	2450	1.41	166.10	0.19	1.06	0.76	0.80	0.11	0.11	19.04	0.41	3	
Nr. 3	**12**	05.87	1600	1.63	165.83	0.19	1.07	0.66	0.66	0.18	0.18	20.04	0.51	3	
	13	11.74	1600	1.51	165.38	0.19	1.07	0.70	0.76	0.10	0.10	11.94	0.32	2	X
	15	17.61	1600	1.45	162.63	0.17	1.08	0.75	0.81	0.07	0.07	8.98	0.28	2	
	11	23.47	1600	1.43	164.70	0.20	1.07	0.74	0.79	0.05	0.05	7.27	0.22	2	
	14	35.21	1600	1.32	168.26	0.15	1.03	0.93	0.98	0.04	0.04	6.32	0.23	2	
Nr. 4	**17**	11.74	780	1.37	170.60	0.17	1.07	0.93	0.89	0.11	0.11	6.29	0.47	3	
	18	11.74	1200	1.39	159.99	0.13	1.06	0.78	0.84	0.11	0.11	9.23	0.40	2	X
	20	11.74	1600	1.43	162.92	0.18	1.07	0.76	0.81	0.10	0.10	12.19	0.42	2	
	16	11.74	2000	1.42	159.57	0.14	1.07	0.80	0.82	0.10	0.10	14.94	0.37	2	
	19	11.74	2450	1.44	161.27	0.14	1.07	0.75	0.76	0.10	0.10	18.48	0.38	2	
	23	11.74	1200	1.39	163.11	0.13	1.07	0.80	0.82	0.10	0.10	9.15	0.39	2	
	24	11.74	1600	1.38	172.47	0.24	2.51	0.69	0.73	0.04	0.04	7.33	0.24	4	
	25	11.74	1600	1.19	164.67	0.20	2.18	0.89	1.04	0.06	0.06	0.18	0.45	3	
	26	11.74	1600	1.35	171.08	0.20	1.05	0.93	0.94	0.13	0.13	0.20	0.65	3	
	21	23.47	1600	1.84	202.28	0.64	0.92	0.54	0.52	0.07	0.07	10.01	0.23	6	
	22	23.47	1600	1.71	191.08	0.73	0.91	0.63	0.57	0.08	0.07	10.11	0.31	5	
	Blockauswertung (jeweils Mittelwerte):			**1.59**	**166.14**	**0.19**	**1.06**	**0.64**	**0.66**	**0.08**	**0.08**	**10.52**	**0.27**	**2.40**	
				1.47	**164.77**	**0.16**	**1.06**	**0.72**	**0.76**	**0.10**	**0.10**	**12.13**	**0.38**	**2.60**	
				1.47	**165.36**	**0.18**	**1.06**	**0.76**	**0.80**	**0.09**	**0.09**	**10.91**	**0.31**	**2.20**	
				1.41	**162.87**	**0.15**	**1.07**	**0.81**	**0.83**	**0.10**	**0.10**	**12.23**	**0.41**	**2.20**	
	Beste Konfiguration (als Vergleich):			**1.39**	**163.11**	**0.13**	**1.07**	**0.80**	**0.82**	**0.10**	**0.10**	**9.15**	**0.39**	**2.00**	

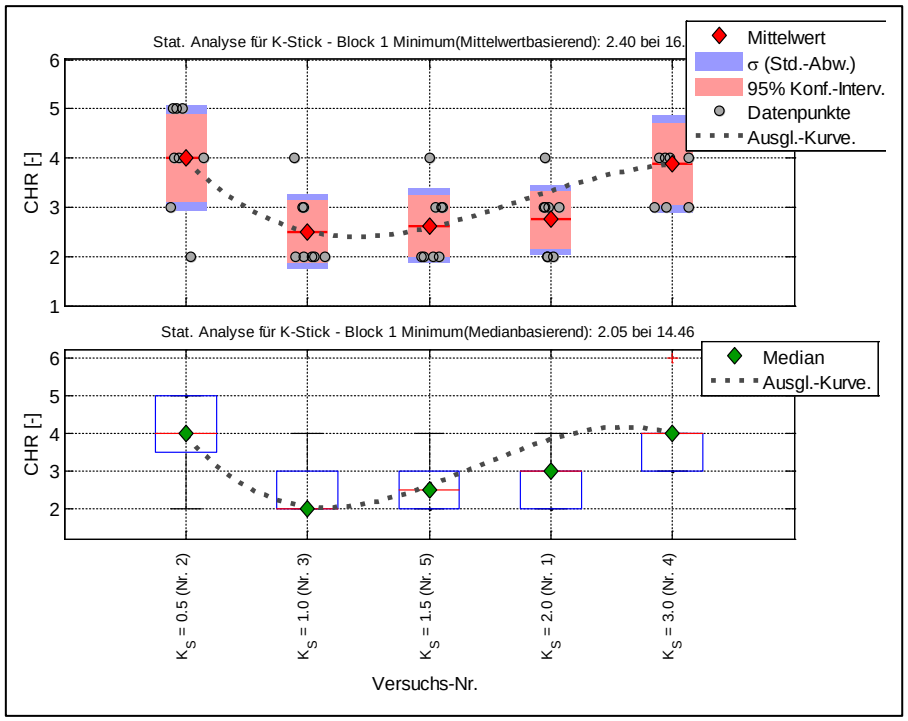


Abbildung 99 Analyse der Bewertungen von Block 1

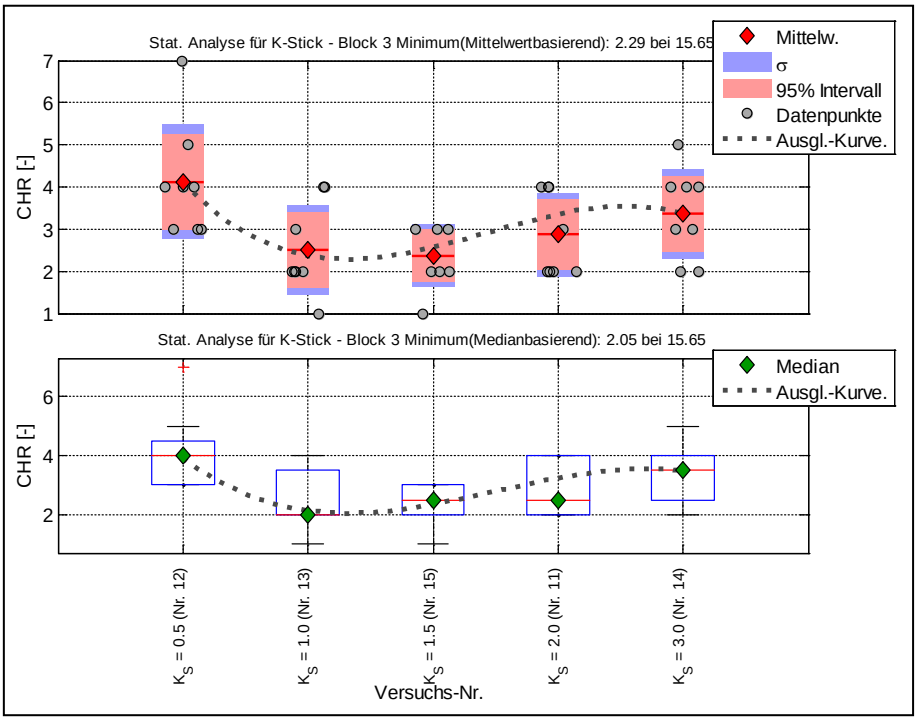


Abbildung 100 Analyse der Bewertungen von Block 3

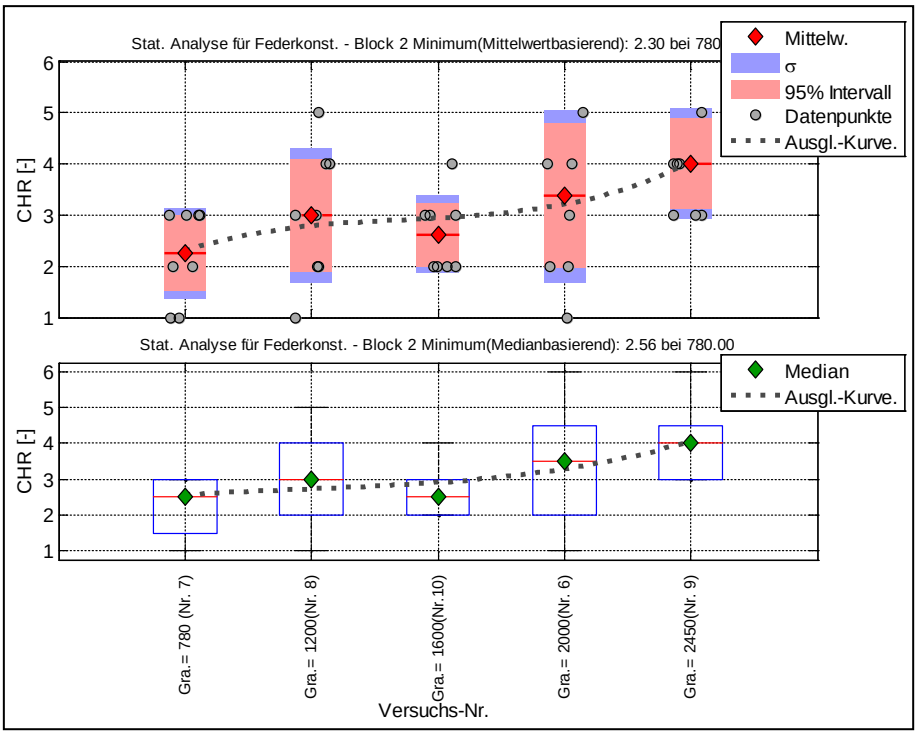


Abbildung 101 Analyse der Bewertungen von Block 2

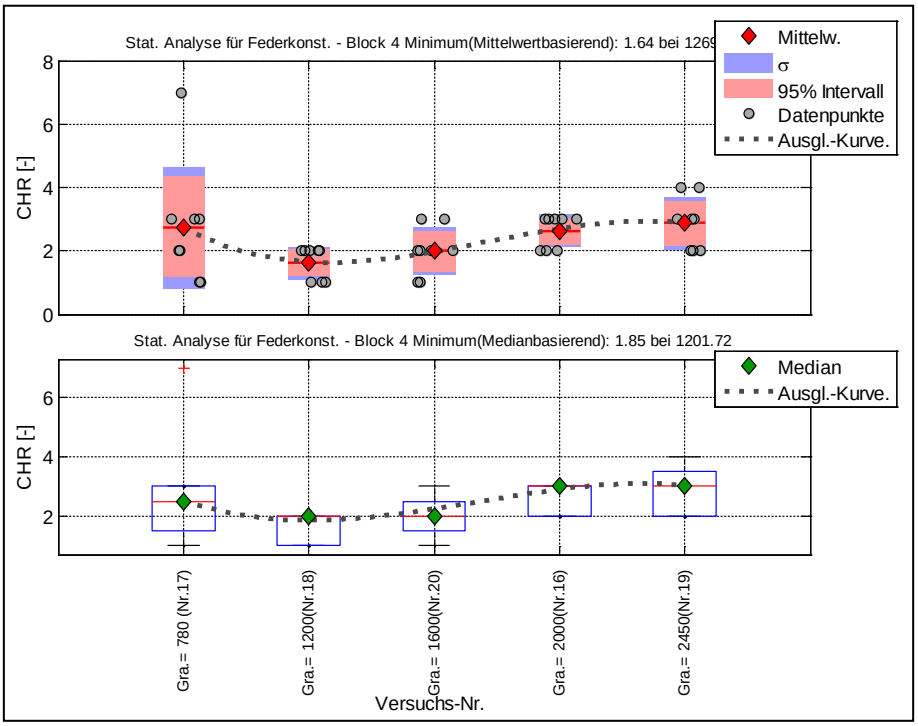


Abbildung 102 Analyse der Bewertungen von Block 4

D Ergebnisse der Flugeigenschaftsauswertung

Bandbreitenkriterium:

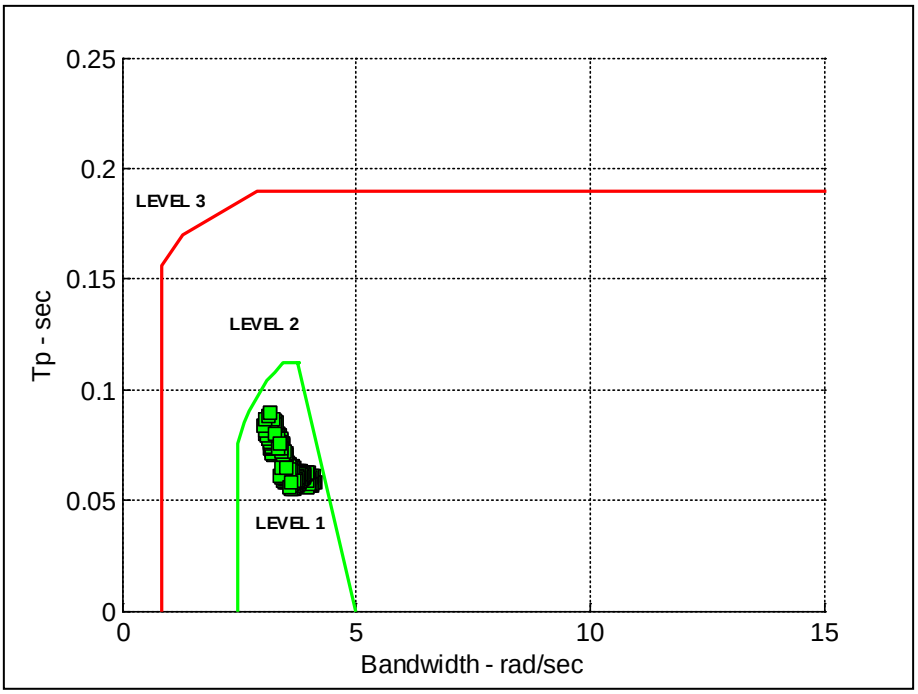


Abbildung 103 Analyse Bandbreitenkriterium

Dropback-Kriterium:

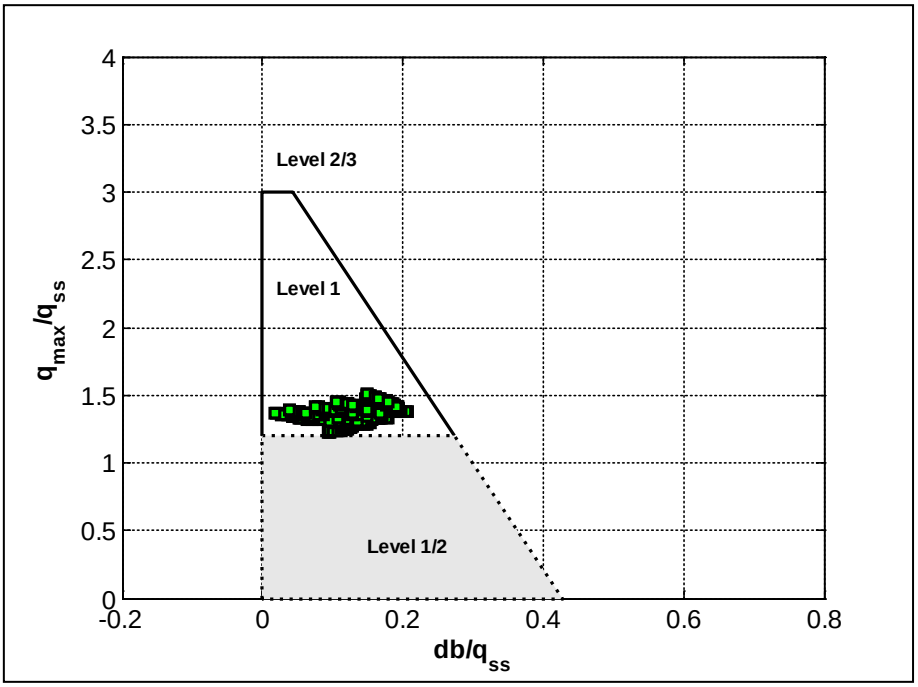


Abbildung 104 Analyse Dropback-Kriterium

Neal-Smith -Kriterium:

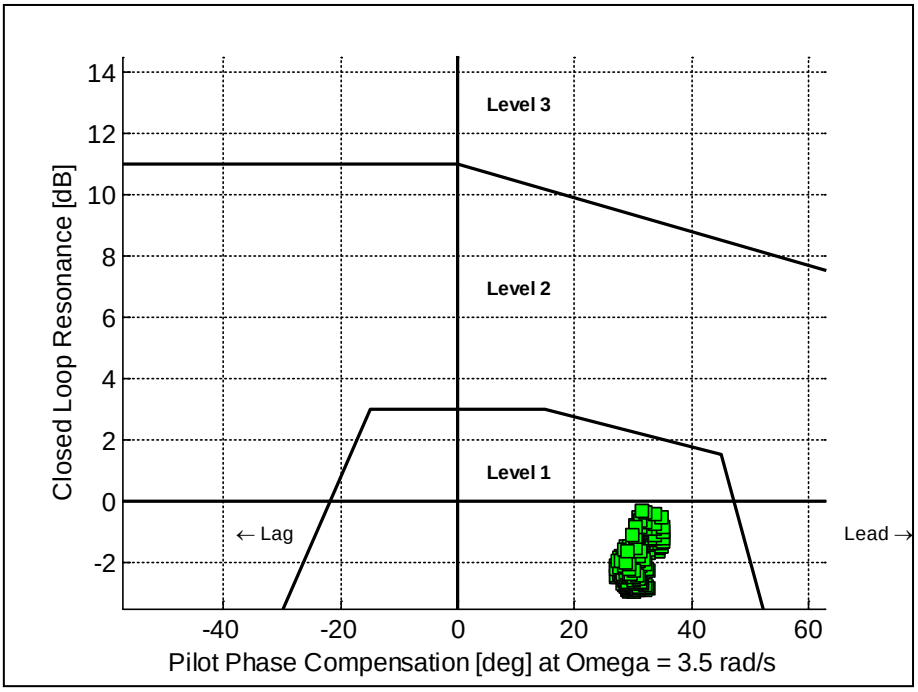


Abbildung 105 Analyse Neal-Smith-Kriterium

Transient peak ratio-Kriterium:

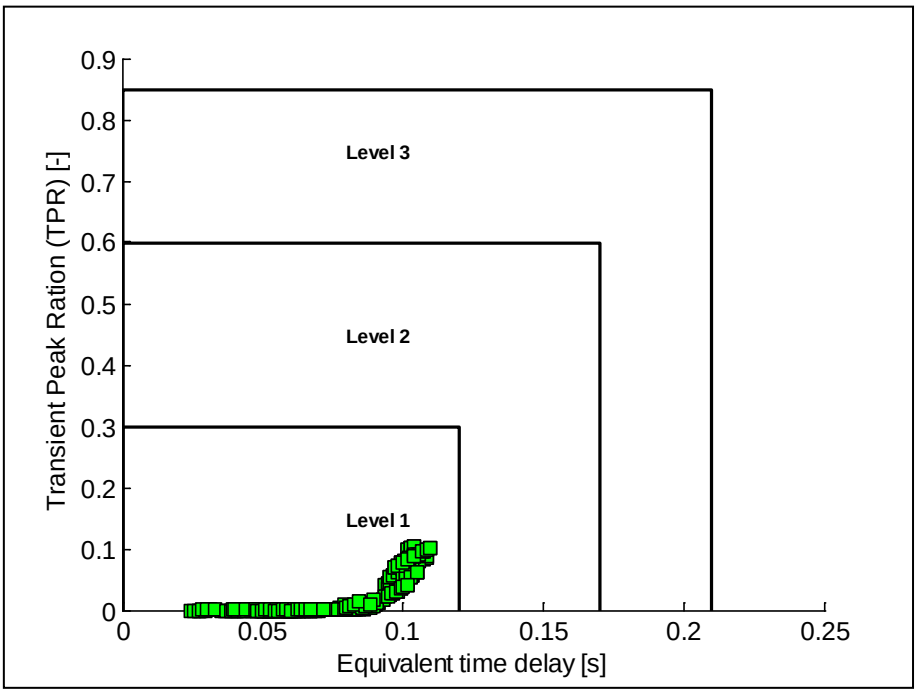


Abbildung 106 Analyse Transient peak ratio

CAP-Kriterium:

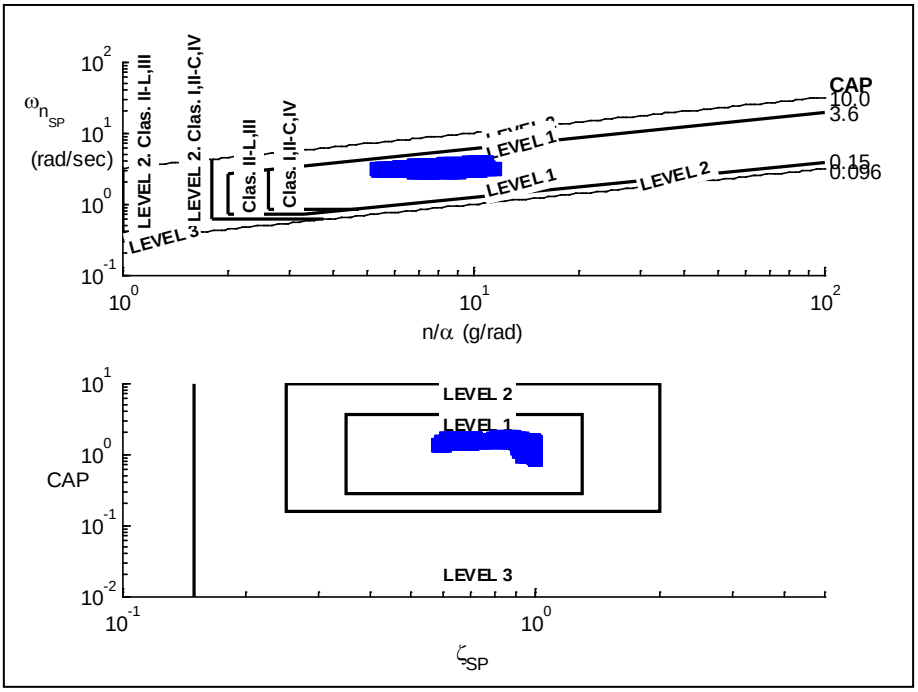


Abbildung 107 Analyse Control Anticipation Parameter

C*-Kriterium:

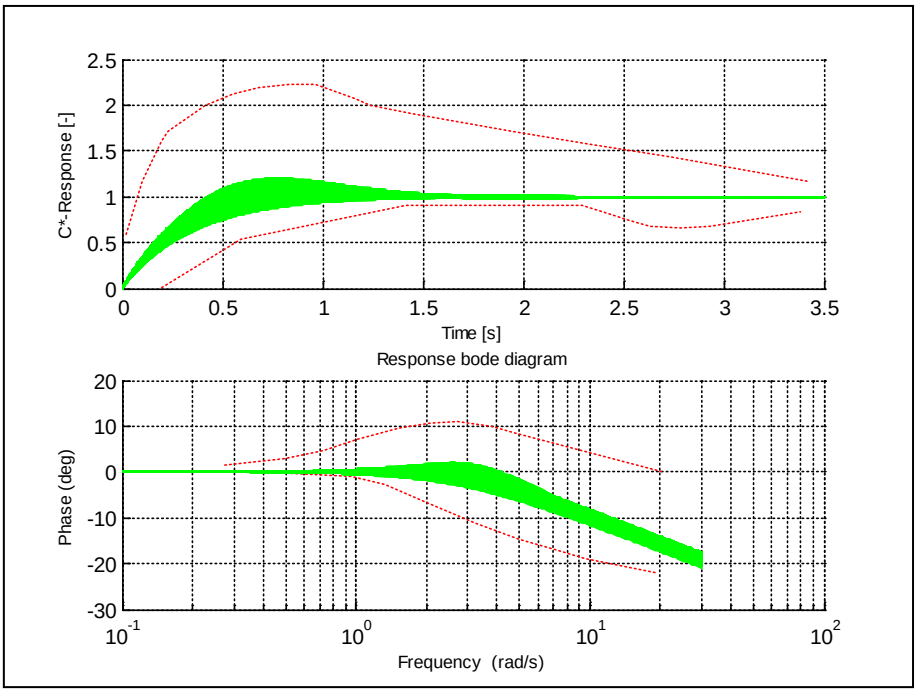


Abbildung 108 Analyse C*-Kriterium

„Updated“ Dropback-Kriterium:

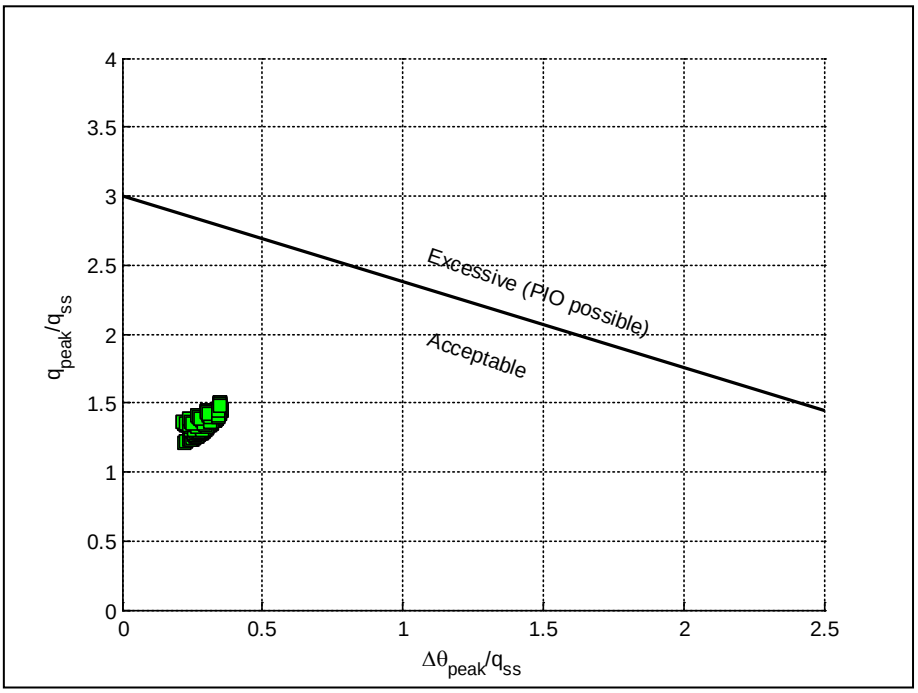


Abbildung 109 Analyse „Updated“ Dropback-Kriterium

Gibson Phase Rate -Kriterium:

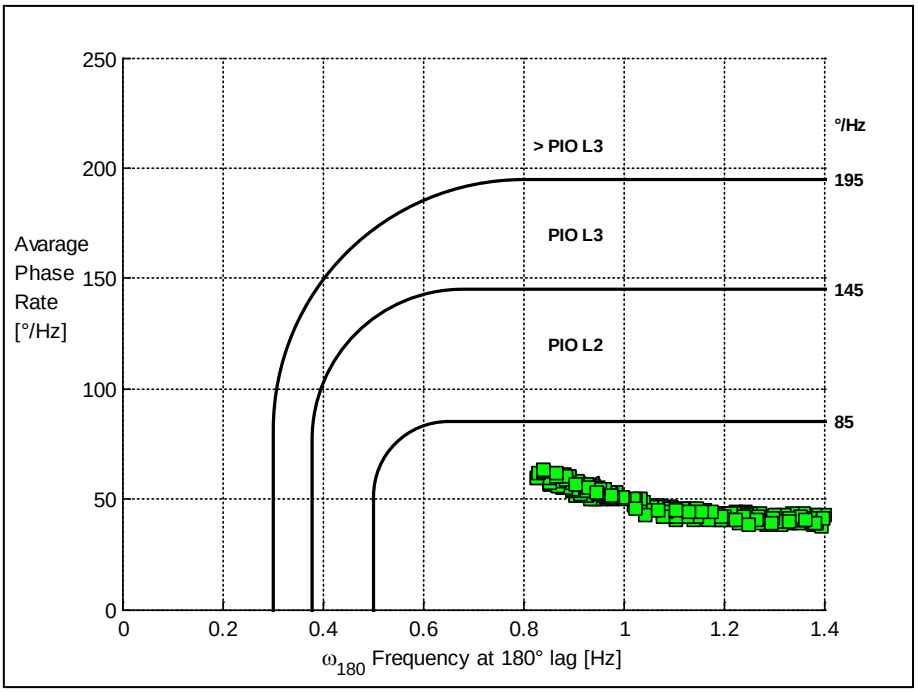


Abbildung 110 Analyse Gibson Phase Rate-Kriterium

Stabilitätsradius:

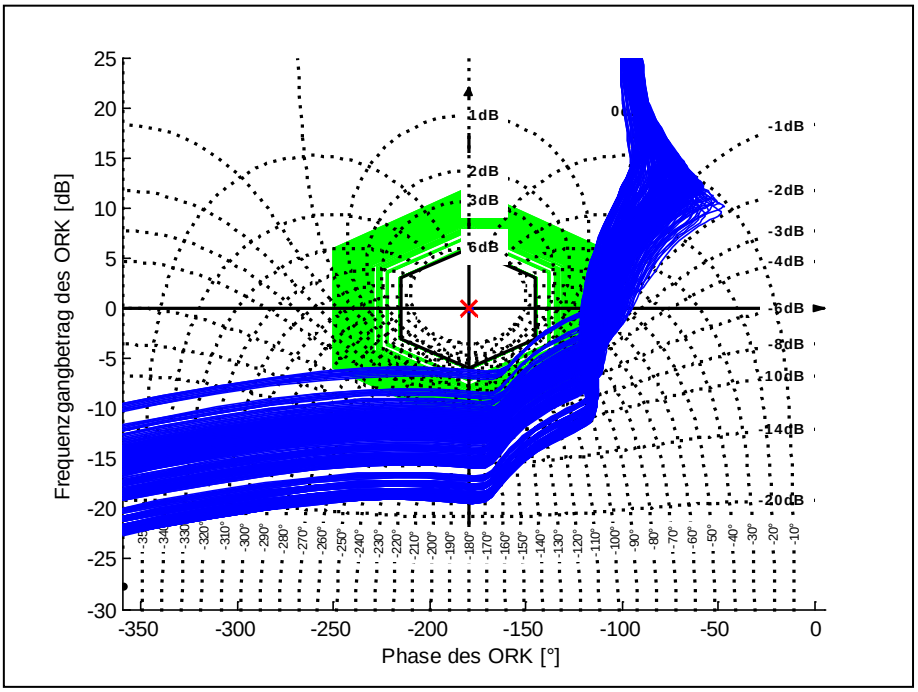


Abbildung 111 Analyse Stabilitätsradius

E Missions-/Programmdefinition und Randbedingungen

Allgemeines:

Flugzeugtyp:	Kleinflugzeug des Typs Diamond DA42
Flugsegment:	Formationsflug mit Pfadfolge-Fokus
Primäre Untersuchungsgröße:	Flugverhalten in der Längsbewegung
Gesamtuntersuchungsdauer:	Ca. 2h
Flugversuchsdauer einer Konfiguration:	4 min
Gesamtanzahl an Konfigurationen:	26

Missionsbeschreibung (Kurzbeschreibung der Aufgabe, welche der Pilot im beschriebenen Flugsegment erfüllen soll):

1. Wie muss sich der Pilot verhalten um das gewünschte Ziel zu erreichen?

   Durch visuelle Referenzierung auf das Hilfstriebwerk („Auxiliary power unit" – APU) des voraus fliegenden Flugzeugs. Hierbei muss der Pilot seinen Flugpfadvektor mit der APU zur Deckung bringen, was ihm zusätzlich durch farbliche Kennzeichnung erleichtert wird.

2. Unter welchen Flugbedingungen ist die Aufgabe durchzuführen (Flugzustand, Umgebungsbedingungen, Cockpit Interface)?

   V = 105 KIAS (ungefähr konst. durch Autothrottle), h = 734m (2400 Fuss), mittlere Schwerpunktlage (cg = 2,42m), keine Turbulenzen, ruhige Luft, Steuerung lediglich in den Längsbewegung („Wingsleveler" und „Autothrottle" aktiv)

3. Welche Randbedingungen hat der Pilot einzuhalten?

   Entsprechend der Flugaufgabe ist die „unerwünschte" (d.h. Ablage >1°) möglichst zu vermeiden und der Fehler soll zügig abgebaut werden

Bewertungsbeschreibung:

Was soll bewertet werden?

Flugeigenschaften der jeweiligen Konfiguration mittels Cooper-Harper-Bewertungsschema [Coo69] und zusätzlich pro Block Auswahl einer subjektiv angenehmsten Konfiguration

Wann ist die Bewertung durchzuführen?

Unmittelbar nach jeder Flugdurchführung

Was wird zur Verfügung gestellt?

Versuchsaufbau:	„Fixed base"-Simulator Modell DA42
Flugzustand:	Normal
Konfigurationsänderung während d. Fluges:	Keine
Transiente Fehler (unbemerkt auftretende Fehler während des Fluges):	Keine
Gewünschte Folgegenauigkeit:	$\lvert\gamma_{\text{Fehler}}\rvert \leq 0{,}25°$ (Farbcodierung grün)
Ausreichende Folgegenauigkeit:	$\lvert\gamma_{\text{Fehler}}\rvert \leq 1{,}00°$ (Farbcodierung orange)
Ungewünschte Folgegenauigkeit:	$\lvert\gamma_{\text{Fehler}}\rvert > 1{,}00°$ (Farbcodierung rot)

Cockpit-Schnittstelle

Primärsteuerorgane:	Steuerung des Flugzeugs über eine Center-Stick Anordnung für Block 1-4 und Versuch A-D, für Konfiguration E, F; Steuerung des Flugzeugs mittels Joysticks (Logitech)
(Simulator-)Bewegung:	Keine („Fixed base")
Instrumente:	HUD mit Flugpfadanzeige (Primäranzeigen auf zusätzlichem Forschungsdisplay (siehe Abbildung 69), da Autothrottle aktive aber weitestgehend vernachlässigbar), zusätzlich normale Flugzeuginstrumentierung (sog. „Primary Flight Display") parallel aktiv.

Umgebungsbedingungen

Tageszeit:	Tag
Visuelle Rahmenbedingungen:	ungehindert
Turbulenz, Scher- und Seitenwinde:	Keine

F Fluggeschwindigkeiten

Die wohl wichtigste Größe zur sicheren Handhabung des Flugzeugs stellt die Fluggeschwindigkeit dar. Sie ist maßgeblich für die Flugeigenschaften und damit für die Steuerbarkeit des Flugzeugs. Der Ausfall der Geschwindigkeitsmessung oder eine Falschinterpretation der Anzeigen ist mit einer der Hauptursachen bei Flugzeugabstürzen. Gerade Piloten von kleinen Maschinen neigen dazu, die Flugzeuge bis an ihre Flugbereichsgrenzen zu bringen und damit einen Strömungsabriss herbei zu führen. Aus flugphysikalischer Sicht gibt es eine Vielzahl von Fluggeschwindigkeiten deren Kenntnis und richtige Interpretation für eine flugdynamische und flugeigenschaftstechnische Analyse unverzichtbar sind. Der Vollständigkeit halber sollen deshalb im Folgenden die wichtigsten Größen kurz zur Sprache gebracht werden. Da bei den Fluggeschwindigkeiten die englischen Ausdrücke als weltweit anerkannte Fachausdrücke und werden deshalb als solche benutzt.

Die *Indicated Airspeed* (angezeigte Fluggeschwindigkeit) ist die Geschwindigkeit, die der Pilot auf seinen Instrumenten ablesen kann. Selbige enthält Instrumentenfehler und wird vom Fahrtmesser als Differenz des gemessenen Gesamtdrucks und des Umgebungsdrucks (=Staudruck) relativ zur Luftdichte in Meereshöhe berechnet (=Eichhöhe des Fahrtmessers). Hierbei werden als weder der Kompressibilität der Luft, noch der Veränderung der Luftdichte mit der Höhe Rechnung getragen.

Die sogenannte *Calibrated Airspeed* (kalibrierte Fluggeschwindigkeit) korrigiert primär die Instrumentenfehler, welche z.B. durch Kalibrierungstabellen.

Korrigiert man nun die oben angesprochenen Fehler, so kommt man auf zwei weitere Geschwindigkeiten. Zum einen auf die *Equivalent Airspeed* (Äquivalente Fluggeschwindigkeit), welche die Calibrated Airspeed um die Kompressibilitätseffekte bereinigt, als auch auf die sogenannte *True Airspeed* (Wahre Fluggeschwindigkeit). Diese stellt die „wahre“ Fluggeschwindigkeit dar, spricht die Geschwindigkeit des Flugzeugs relativ zur umgebenden Luftmasse. Hierbei wird relativ zur Equivalent Airspeed auch noch die Dichteabnahme mit berücksichtigt.

Die wichtigsten formelmäßigen Beziehungen sollen hier nochmals angeführt werden:

$$V_{True} = \sqrt{2\frac{q_{dyn}}{\rho}} \quad \text{mit} \quad q_{dyn} = 0{,}5 \cdot \rho \cdot V^2 \tag{9-1}$$

$$V_{equ} = \sqrt{2\frac{q_{dyn}}{\rho_{SL}}} = V_{True} \cdot \sqrt{\frac{\rho}{\rho_{SL}}} \tag{9-2}$$

Physikalisch gesehen, muss jedoch die Berechnung wie folgt durchgeführt werden (als Ausgangsbasis sei der gemessene total und statische Druck angenommen - ohne Systemfehler):

$$V_{Cal} = a_{SL}\sqrt{\frac{2}{\kappa-1}\left[\left(\frac{p_{total}-p_{stat}}{p_{SL}}+1\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}-1\right]} \tag{9-3}$$

Die Größen in Meereshöhe (Kennzeichnung SL = **S**ea **L**evel) sind dabei im Fahrtmesser fest eingetragene Werte.

Die „Equivalent Airspeed“ berechnet sich wie folgt

$$V_{Equ} = a\sqrt{\frac{2\rho}{\rho_{SL}(\kappa-1)}\left[\left(\frac{p_{total}-p_{stat}}{p_{stat}}+1\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}-1\right]} \tag{9-4}$$

und daraus die wahre Fluggeschwindigkeit

$$V_{True} = a\sqrt{\frac{2}{\kappa-1}\left[\left(\frac{p_{total}-p_{stat}}{p_{stat}}+1\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}-1\right]} \tag{9-5}$$

Nur im rein inkompressiblen Fall lässt sich die wahre Geschwindigkeit als

$$V_{True} \approx \sqrt{\frac{2q_{dyn}}{\rho}} = \sqrt{\frac{2(p_{total}-p_{stat})}{\rho}} \tag{9-6}$$

approximieren.

Für jedes Flugzeug gibt es eine Reihe charakteristischer Fluggeschwindigkeiten, welche als IAS bezogene Größen am Fahrtmesser kenntlich gemacht sind [Klu04]:

- V_{n0}: Maximale Reisegeschwindigkeit
- V_{ne}: Maximalgeschwindigkeit bei ruhiger Luft
- V_a: Manövriergeschwindigkeit – Geschw. bei der starke Ruderausschläge noch nicht zu einem Strömungsabriß führen
- V_{S0}: Stall-Speed (max. Gewicht) Klappen ausgefahren
- V_{S1}: Stall-Speed (max. Gewicht) Klappen eingefahren
- V_{fe}: Maximalgeschwindigkeit mit Klappen ausgefahren

Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1 Flugzeugskizze mit Koordinatensystemen 5
Abbildung 2 Untersuchte SP-Lagen des Simumlationsmodells [Dia04] 6
Abbildung 3 Trimmergebnisse für verschiedene Schwerpunktlagen 7
Abbildung 4 Signalflussdiagramm der Anstellwinkelschwingung 10
Abbildung 5 Ganzheitliche Auslegungsstrategie 13
Abbildung 6 Flugphasen eines typischen General Aviation Missionsprofils 18
Abbildung 7 Blockschaltbild der Längsreglerstruktur 19
Abbildung 8 Unterscheidung Flying und Handling Qualities entsprechend [Coo07] 21
Abbildung 9 Exemplarisches q-Feel-System [Uni88] 25
Abbildung 10 Typische Flugzeug-Steuerorgane [Efr96] 26
Abbildung 11 Typische Knüppel-Kraft/Weg-Charakteristik (siehe auch [Heg92]) 26
Abbildung 12 Modellierung des Steuerkraftsystems (siehe auch [McL90]) 27
Abbildung 13 Zusammenhang Stick und Crossover-Frequenz (siehe [Mit94]) 28
Abbildung 14 Stickgeometrie DA42 31
Abbildung 15 Parameteridentifizierung Logitech Extreme 3D 32
Abbildung 16 Auswirkung von LZI-Systemen auf stochastische Prozesse [Köh05] 33
Abbildung 17 Unfallhäufigkeit nach Flugphasen 36
Abbildung 18 Übertragungsverhalten der Längsbewegung (2-Freiheitsgrad- Näherung) 37
Abbildung 19 Kräftegleichgewicht beim Abfangbogen 39
Abbildung 20 Erweitertes Bandbreitenkriterium [Mit03] 40
Abbildung 21 CAP-Grenzen für Kleinflugzeuge entsprechend [USD97] 42
Abbildung 22 Grenzen der C*-Kriteriums für den Landefall 44
Abbildung 23 Bandbreitendefinition 45
Abbildung 24 Auswertungsdiagramm des Bandbreiten-Kriteriums 46
Abbildung 25 Dropback-Auswertungsdiagramm 47
Abbildung 26 Auswertungsdiagramm des „Updated Dropback“-Kriteriums 48
Abbildung 27 Definition des „Transient peak ratio“ 49
Abbildung 28 Auswertungsdiagramm des „Transient peak ratio“-Kriteriums 50
Abbildung 29 Definition zusätzlicher Grenzen (vgl. [Gib99]) 50
Abbildung 30 Sogenannte Pilotenbewertungs-Kontur (u.a. [Bro11], [Coo07], [Har55]) 51
Abbildung 31 Auswertungsdiagramm des „Gibson Phase Rate“-Kriteriums 52
Abbildung 32 Gesamtsystem Pilot-Flugzeug 53
Abbildung 33 Nichols-Diagramm mit M-φ_M-Kurven 57
Abbildung 34 Stabilitätsradien in Nichols-Koordinaten 58
Abbildung 35 Nichols Diamant 58
Abbildung 36 QFT SISO Struktur 59
Abbildung 37 Führungsgrenzen im Frequenzbereich 61
Abbildung 38 Unsicherheitsgebiet und Frequenzschablone ([Hou05], [Hou06]) 62
Abbildung 39 Bode-Diagramme der Streckenübertragungsfunktionen 63
Abbildung 40 Frequenzschablonen für die Reglerauslegung 64

Abbildung 41 QFT-Stabilitätsgrenze, Stabilitätsradien und Nichols-Diamant 66
Abbildung 42 UHFB-Kontur (vgl. [Hou06]) 67
Abbildung 43 Bestimmung der sog. „Tracking Boundaries“ 68
Abbildung 44 Anforderungen an den Vorfilter [Hou06] 70
Abbildung 45 QFT SISO Reglerstruktur des RCAH-Systems 71
Abbildung 46 Normierte Aktuator-Sprungantwort 72
Abbildung 47 Erzeugung von Ersatzsystemen niederer Ordnung 75
Abbildung 48 Festlegung des „ω_{AS}-$T_{\Theta 2}$ vs ζ_{AS}“-Kriteriums (vgl. [Gib99]) 76
Abbildung 49 Ergebnisse der Flugeigenschaftsanalyse für unterschiedliche Kriterien 77
Abbildung 50 Erzeugung des finalen Überschneidungsgebietes 78
Abbildung 51 Amplitudenverlauf der OL-Nickraten-Übertragungsfunktionen 79
Abbildung 52 Finale Führungsgrenzen 80
Abbildung 53 Ergebnis des finalen „Loop Shapings“ 81
Abbildung 54 Ergebnisse der finalen Vorfilter-Auslegung 83
Abbildung 55 Optimierung der Steuersensitivität 85
Abbildung 56 Nachbildung einer Theta-Folge 86
Abbildung 57 Vergleich geregelt/ungeregelt bei Dublette 87
Abbildung 58 Zusätzliche Sicherheits- und Unterstützungsfunktionen 87
Abbildung 59 Kräftegleichgewicht im Kurvenflug 88
Abbildung 60 Manuelles Steuersystem (frei nach [McR74]) 90
Abbildung 61 Menschliches Regelungsverhalten 91
Abbildung 62 Darstellung der N.-S.-Zielgrößen im Nichols-Diagramm 99
Abbildung 63 Definition des Bewertungsparameter des GRK 100
Abbildung 64 Auswertungsdiagramm des Neal-Smith-Kriteriums 100
Abbildung 65 Überarbeitetes „Structural Model“ von Hess [Hes971] 101
Abbildung 66 Auswertungsdiagramm des Strukturmodells nach Hess 104
Abbildung 67 Bodediagramm einer Beispiel-Übertragungsfunktion 105
Abbildung 68 Strukturmodell nach Efremov 106
Abbildung 69 Folgedarstellung auf dem Forschungsdisplay 113
Abbildung 70 Darstellung der Trackingaufgabe 116
Abbildung 71 Analogie der Farbdarstellung bei einer Prädiktionsanzeige [Sac08] 117
Abbildung 72 Kompletter Solltrajektorienverlauf 118
Abbildung 73 Untersuchung der spektralen Leistungsdichte 120
Abbildung 74 Pseudozufälliges Multisinus-Signal gleicher Varianz 121
Abbildung 75 Geometrie der Bahnfolgeaufgabe (nur Längsbewegung) 121
Abbildung 76 Geometrie der Bahnfolgeaufgabe (nur Längsbewegung) 122
Abbildung 77 Prinzipieller Versuchsdurchlauf 123
Abbildung 78 Cooper-Harper-Bewertungsschema ([Coo69], [Coo84]) 125
Abbildung 79 Ergebnisse eines Testdurchlaufs 127
Abbildung 80 Fine Tracking Fehler im Zeitbereich 128
Abbildung 81 Pilotenmodelldarstellung der γ-Folge 131
Abbildung 82 Zeitbereichsergebnisse der Flugversuchsaufgabe (Nr. 3 / Block 1) 132
Abbildung 83 Vergleich der identifizierten Pilotenmodelle 133

Abbildung 84 Bereich der identifizierten Crossover-Frequenzen aller Piloten 134
Abbildung 85 Veränderung der krit. Kreisfrequenz mit der eingebrachten Totzeit 135
Abbildung 86 Simulationsergebnisse der berechneten Pilotenmodelle 136
Abbildung 87 Optimierungsergebnisse mit veränderten Nebenbedingungen 137
Abbildung 88 Statistische CHR-Verteilung für die Flugversuche (außer A und B) 138
Abbildung 89 Exemplarische Datenauswertung für einen Piloten (hier Pilot 1) 139
Abbildung 90 Analyse der Bewertungen von Block 1 140
Abbildung 91 Analyse aller Piloten pro Block 141
Abbildung 92 Beste Konfigurationen hinsichtlich Steuersensitivität 142
Abbildung 93 Beste Konfigurationen hinsichtlich Federkonstanten 142
Abbildung 94 DA42 - Vordere Schwerpunktlage 161
Abbildung 95 DA42 - Mittlere Schwerpunktlage 161
Abbildung 96 DA42 - Hintere Schwerpunktlage 162
Abbildung 97 Einfache Pilotenkompensation 163
Abbildung 98 Optimierte Pilotenkompesation 163
Abbildung 99 Analyse der Bewertungen von Block 1 168
Abbildung 100 Analyse der Bewertungen von Block 3 168
Abbildung 101 Analyse der Bewertungen von Block 2 169
Abbildung 102 Analyse der Bewertungen von Block 4 169
Abbildung 103 Analyse Bandbreitenkriterium 170
Abbildung 104 Analyse Dropback-Kriterium 170
Abbildung 105 Analyse Neal-Smith-Kriterium 171
Abbildung 106 Analyse Transient peak ratio 171
Abbildung 107 Analyse Control Anticipation Parameter 172
Abbildung 108 Analyse C^*-Kriterium 172
Abbildung 109 Analyse „Updated“ Dropback-Kriterium 173
Abbildung 110 Analyse Gibson Phase Rate-Kriterium 173
Abbildung 111 Analyse Stabilitätsradius 174

Tabellenverzeichnis

Tabelle 1 Konfigurationsdaten DA42 5
Tabelle 2 Übersicht über die statischen Stabilitätsmaße 24
Tabelle 3 Unterschiedliche Klassifizierung der Steuerungsarten 24
Tabelle 4 Identifizierte Stick-Parameter 32
Tabelle 5 Liste der verwendeten Flugeigenschaftskriterien 40
Tabelle 6 Grenzen des TPR-Kriteriums (V_T in Fuß/s) 49
Tabelle 7 Auslegungsfrequenzen zur Reglersynthese 60
Tabelle 8 Stabilitätsgrenze und zugehörige Reserven 67
Tabelle 9 Werte für τ_e und ω_C in Abhängigkeit der Streckendynamik 97
Tabelle 10 N.-S.-Eckfrequenzen für verschiedene Flugphasen 99
Tabelle 11 Anregungsspezifikationen nach Efremov 108
Tabelle 12 Demonstrationsmanöver entsprechend Mitchell [Mit94] 111
Tabelle 13 Übersicht über die an den Flugversuchen teilnehmenden Piloten 112
Tabelle 14 Übersicht über Sollwerte bei der Folgeaufgabe („Tracking Task“) 117
Tabelle 15 Stabilitätsreserven der offenen „Piloten + Flugzeug“-Kette 133
Tabelle 16 Optimalwerte entsprechend der Ausgleichskurven 140