

Andrej Schönfeld

Untersuchung von PIO-Tendenzen bei plötzlichen Umschaltungen in der Flugdynamik



Andrej Schönfeld
**Untersuchung von PIO-Tendenzen bei plötzlichen
Umschaltungen in der Flugdynamik**

Die Schriftenreihe *Institute of Aeronautics and Astronautics: Scientific Series* wird herausgegeben von:

Prof. Dr.-Ing. Robert Luckner,

Prof. Dr.-Ing. Dieter Peitsch,

Prof. Dr.-Ing. A. Bardenhagen,

Prof. Dr.-Ing. Klaus Bri ,

Prof. Dr.-Ing. Julien Weiss

Andrej Schönfeld

**Untersuchung von PIO-Tendenzen bei plötzlichen
Umschaltungen in der Flugdynamik**

Bibliografische Information der Deutschen Nationalbibliothek

Die Deutsche Nationalbibliothek verzeichnet diese Publikation in der Deutschen Nationalbibliografie; detaillierte bibliografische Daten sind im Internet über <http://dnb.dnb.de> abrufbar.

Universitätsverlag der TU Berlin, 2019

<http://verlag.tu-berlin.de>

Fasanenstr. 88, 10623 Berlin

Tel.: +49 (0)30 314 76131 / Fax: -76133

E-Mail: publikationen@ub.tu-berlin.de

Zugl.: Berlin, Techn. Univ., Diss., 2018

Gutachter: Prof. Dr.-Ing. Robert Luckner

Gutachter: Prof. Dr.-Ing. Florian Holzapfel (TU München)

Die Arbeit wurde am 16. Februar 2018 an der Fakultät V unter Vorsitz von Prof. Dr. Dietrich Manzey erfolgreich verteidigt.

Diese Veröffentlichung – ausgenommen Zitate und Abbildung 3.1 – ist unter der CC-Lizenz CC BY lizenziert.

Lizenzvertrag: Creative Commons Namensnennung 4.0

<http://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>

Umschlagfoto: DLR | <https://www.dlr.de/dlr/desktopdefault.aspx/tabid-10471/#gallery/6165> | CC BY 3.0 | <https://creativecommons.org/licenses/by/3.0/>

Druck: Pro Business, Berlin

Satz/Layout: Andrej Schönfeld

ISBN 978-3-7983-3056-6 (print)

ISBN 978-3-7983-3057-3 (online)

ISSN 2512-5141 (print)

ISSN 2512-515X (online)

Zugleich online veröffentlicht auf dem institutionellen Repositoryum der Technischen Universität Berlin:

DOI 10.14279/depositonce-7922

<http://dx.doi.org/10.14279/depositonce-7922>

Vorwort

Diese Arbeit entstand am Fachgebiet für Flugmechanik, Flugregelung und Aeroelastizität der Technischen Universität Berlin zur Zeit meiner Tätigkeit als wissenschaftlicher Mitarbeiter. Viele Personen haben während dieser Zeit zum Gelingen dieser Arbeit beigetragen.

Mein besonderer Dank gilt meinem Betreuer Herrn Prof. Dr.-Ing. Robert Luckner für seine Unterstützung während der gesamten Arbeit, für seine ausführlichen Kommentare und die Bereitstellung der erforderlichen Ressourcen zur Durchführung der Pilotenversuche.

Herrn Prof. Dr.-Ing. Florian Holzapfel danke ich für die Übernahme des Zweitgutachtens.

Mein Dank gilt allen Mitarbeitern des Fachgebietes für die angenehme, freundliche und konstruktive Arbeitsatmosphäre während meiner Zeit am Fachgebiet. Für die technische Unterstützung beim Aufbau der Versuchstation und der Planung der Pilotenversuche möchte ich vor allem die Herren Bernd Boche, Andre Kaden und David Bieniek hervorheben. Besonders möchte ich auch meinen beiden Bürokollegen Matthias Lauterbach und Alexander Köthe für die vielen inspirierenden, aufmunternden und auch kritischen Gespräche danken.

Ich bedanke mich auch bei allen Piloten, die an den Versuchen teilnahmen und damit die Grundlage für diese Arbeit geschaffen haben.

Außerdem bedanke ich mich bei allen Studenten, die im Rahmen von Studienarbeiten oder ihrer Tätigkeit am Fachgebiet zu dieser Arbeit beigetragen haben: Julian Rhein, Maik Gentsch, Rainer Andres, Sebastian Lademann, Christian Walko, Dominik Baczyzmalski, Tobias Mörsel.

Mein größter Dank gilt meiner Frau Svetlana, die mit ihrem Antrieb, ihrem Verständnis und ihrer großen Geduld den wesentlichen Anteil zum Abschluss dieser Arbeit beigetragen hat.

Berlin, Oktober 2017

Andrej Schönfeld

Kurzfassung

Bisher wurden Kopplungsphänomene des Gesamtsystems Pilot-Flugzeug (Piloteninduzierte Schwingungen, PIO) nach einer Umschaltung im Flugregelungssystem nur unzureichend systematisch untersucht. In den letzten Jahren traten jedoch einige Vorfälle in der zivilen Luftfahrt auf, die zeigten, dass schwere Vorfälle entstehen können, wenn Umschaltungen der Flugregelungsgesetze involviert sind. Die vorliegende Arbeit befasst sich mit der Entwicklung einer Versuchsmethodik zur gezielten Untersuchung von PIO-Tendenzen bei plötzlichen Umschaltungen in der Flugdynamik (PIO-Kategorie III). Außerdem wird untersucht, ob Umschaltungen von Flugregelgesetzen, die die Flugdynamik und die Flugeigenschaften ändern, Ursache für PIO-Tendenzen sein können.

Hierzu wurde eine Datenbank mit Flugdynamiken eines Transportflugzeuges während des Landeanflugs erzeugt. Diese Dynamiken wurden sowohl mit existierenden Kriterien als auch durch Piloten in einem Festsitzsimulator bezüglich ihrer PIO-Tendenzen und Flugeigenschaften beurteilt. Aus der Datenbank wurden verschiedene Umschaltkonstellationen generiert, deren dynamisches Verhalten vor und nach der Umschaltung in einem definierten Zusammenhang standen. Während einer Versuchskampagne in einem Festsitzsimulator mit mehreren Linien- und Testpiloten wurden diese Konstellationen bewertet. Dabei kam neben den üblichen Bewertungsskalen auch eine eigens für diese Arbeit modifizierte Variante der *Transient Failure Rating Scale* zum Einsatz.

Die Versuche zeigten, dass die entwickelte Methodik in der Lage war, PIO-Tendenzen aufzuzeigen. Es ließ sich zeigen, dass Umschaltkonstellationen existieren, bei denen PIO-Tendenzen auftreten, obwohl die Flugdynamiken nach der Umschaltung als PIO-frei galten. Nähere Untersuchungen zeigten, dass eine Destabilisierung des geschlossenen Regelkreises Pilot-Flugzeug dafür verantwortlich war, deren Ursache in der Adaptionfähigkeit eines Piloten an eine neue modifizierte Flugdynamik liegt. Es werden Empfehlungen zur Vorhersage von PIO-Tendenzen bei Umschaltungen formuliert, die in weiterführenden Untersuchungen validiert werden sollten.

Abstract

The interaction between pilot and aircraft (pilot-induced oscillation, PIO) after a mode transition in the flight control system has not been sufficiently and systematically investigated until now. Some recent severe incidents of transport aircraft highlighted that severe accidents can occur, if transitions inside the flight control system are involved. This thesis deals with the development of an experimental method to specifically investigate PIO tendencies of sudden changes in the aircraft dynamics (PIO category III). In addition, this thesis investigates, whether mode transitions in flight control laws, which modify flight dynamics and handling qualities, cannot only be a trigger for PIO tendencies but also their cause.

For this purpose a database with different aircraft dynamics of a transport aircraft during the landing approach phase has been created. Its dynamics have been rated by existing handling qualities criteria and by human pilots in a fixed-base simulator. From this database several switching constellations have been generated with a defined relationship between the dynamic behaviour before and after the transition. During a test campaign in a fixed-base simulator with airline and test pilots the different constellations have been evaluated. Besides the usual rating scales a modified transient failure rating scale has been used for the evaluation of the transitions.

The simulator campaign demonstrated that the proposed method is able to expose hidden PIO tendencies. Furthermore, it has been demonstrated that switching constellations exist that show PIO tendencies, although the aircraft dynamics after the mode transition was supposed to be PIO resistant. Closer investigations attributed this to the destabilization of the closed-loop pilot-vehicle system, which is caused by pilot's capabilities to adapt to a new and modified flight dynamics. Different recommendations have been given to predict PIO tendencies of mode transitions. They should be validated in future studies.

Inhaltsverzeichnis

Nomenklatur		ix
Abkürzungsverzeichnis		xiii
1 Einführung		1
1.1	Hintergrund	1
1.2	Problemstellung	3
1.3	Praxisrelevanz des Problems	4
1.4	Aktueller Forschungsstand	6
1.4.1	Pilotenverhalten bei plötzl. Änderungen	6
1.4.2	Messung von zeitabhängigem Pilotenverhalten	10
1.5	Ziele und Umfang der Arbeit	11
1.6	Aufbau der Arbeit	13
2 Grundlagen		15
2.1	Piloteninduzierte Schwingungen	15
2.1.1	Das Phänomen	15
2.1.2	Mögliche Ursachen	18
2.1.3	Auslöser	20
2.1.4	Kategorisierung	20
2.1.5	Vermeidungsstrategien	21
2.2	Gesamtsystem Pilot-Flugzeug	22
2.3	Verhaltensmuster des Piloten	27
2.4	Math. Beschr. des Systems Pilot-FLZ	28
2.4.1	Herleitung der mathematischen Beschreibung	29
2.4.2	Messbarkeit des Systems Pilot-FLZ	33
2.4.3	Pilotenmodelle	37
2.5	Exp. Methoden zur FE-Untersuchung	37
2.5.1	Flugaufgaben	38
2.5.2	Bewertungsskalen	39
2.6	FE-Kriterien der Längsbewegung	47
2.6.1	Kriteriensystematik	47
2.6.2	Kriterien für die Steuerempfindlichkeit	50

2.6.3	Kriterien für das dyn. Flugzeugverhalten	53
3	Flugdynamikdatenbank	73
3.1	Referenzflugzeug	73
3.2	Wahl der Flugszenarien	75
3.3	Aufstellen der Datenbank	77
3.3.1	Basisflugdynamiken und Trimmzustände	77
3.3.2	Struktureller Aufbau der Flugdynamiken	78
3.3.3	Aufstellung der LOES-Modelle	80
4	Versuchsaufbau	87
4.1	Versuchsanlage	87
4.2	Simulationsprogramm	89
4.3	Bildschirmanzeige	91
4.4	Aktiver Sidestick	91
5	Versuchsvorbereitung und -durchführung	97
5.1	Flugaufgabe	97
5.2	Eingangssignal	98
5.3	Testprozedur	101
5.4	Fragebogen	104
5.5	Steuerbarkeitsmerkmale – Beurteilung	105
5.6	Anzahl der durchgeführten Versuche	106
5.7	Versuchspersonen	106
6	Beurteilung der Flugdynamiken	109
6.1	Überblick über die Flugdynamiken	109
6.2	Betrachtung des Zeitverhaltens	112
6.3	Betrachtung der Steuerempfindlichkeit	114
6.4	Anwendung der Frequenzbereichskriterien	118
6.4.1	Dynamiken der Umschaltchar 1	119
6.4.2	Dynamiken der Umschaltchar 2	122
6.4.3	Dynamiken der Umschaltchar 3	123
6.4.4	Dynamiken der Umschaltchar 4	126
6.5	Auswertung der Pilotenversuche	129
6.5.1	Auswertung der <i>Normal-Law</i> -Dynamiken	133
6.5.2	Auswertung der <i>Direct-Law</i> -Dynamiken	134
6.5.3	Untersuchung der PIO-Anfälligkeit	139
6.6	Abschließende Bewertung	142
7	Beurteilung der Umschaltkonstellationen	147
7.1	Allgemeine Beurteilung der Umschaltungen	147
7.2	Betrachtung der PIO-Anfälligkeit	153
7.3	Vergleich mit den DL-Dynamiken	160
7.4	Betrachtung des Systems Pilot-Flugzeug	166
7.5	Vorschlag für eine Verifikationsmethode	171

8 Zusammenfassung und Ausblick	173
A Flugdynamiken	177
A.1 <i>Normal-Law</i> -Dynamiken	177
A.2 <i>Direct-Law</i> -Dynamiken	180
B Flugeigenschaftsbewertungen	197
C Pilotenbewertungen	211
D Pilotenurteile über Flugdynamiken	225
D.1 <i>Normal-Law</i> -Dynamiken	225
D.2 <i>Direct-Law</i> -Dynamiken Umschaltchar 1	229
D.3 <i>Direct-Law</i> -Dynamiken Umschaltchar 2	233
D.4 <i>Direct-Law</i> -Dynamiken Umschaltchar 3	236
D.5 <i>Direct-Law</i> -Dynamiken Umschaltchar 4	240
E Pilotenbriefing	245
F Algorithmus zum Erkennen von PIO-Anzeichen	255

Abbildungsverzeichnis

2.1	Gesamtsystem Pilot-Flugzeug	24
2.2	Unterschiedliche Anzeigentypen	26
2.3	Allgemeiner Regelkreis Pilot-Flugzeug	30
2.4	Cooper-Harper-Skala	41
2.5	PIO-Tendenz-Bewertungsskala	43
2.6	Modifizierte Transient Failure Rating Scale	46
2.7	Kategorisierung von FE-kriterien der LB	49
2.8	Steuerempfindlichkeit in der Nickachse	53
2.9	Kriteriumsgraphik CAP ($\omega_{0,AS}$ über $n_{z\alpha}$)	55
2.10	Kriteriumsgraphik CAP (CAP über D_{AS})	56
2.11	Kriteriumsgraphik CAP (CAP über τ_e)	56
2.12	Beispiel zum Dropback-Kriterium	59
2.13	Kriteriumsgraphik des Dropback-Kriteriums	60
2.14	Kriteriumsgraphik Phasengradientenkriterium	63
2.15	Kriteriumsgraphik des Ampl.-Phasen-Kriteriums	64
2.16	Kriteriumsgraphik des Bandbreitenkriteriums	67
2.17	Kriteriumsgraphik des Neal-Smith-Kriteriums	71
3.1	Dreiseitenansicht VFW 614	74
3.2	Flugverlauf während des Landeanflugs	76
3.3	Struktureller Aufbau der Flugdynamiken	79
4.1	Pilotenarbeitsplatz für FE-Untersuchungen	88
4.2	Blockdiagramm der Flugsimulationsumgebung	90
4.3	Bildschirmanzeige für die Experimente	92
4.4	Außenansicht	93
4.5	Gemessene statische Kraftkennlinie (Nickachse)	95
4.6	Geschätzte dynamische Kraftkennlinie (Nickachse)	96
5.1	Schematische Darstellung der Flugaufgabe	99
5.2	Frequenzspektrum des Eingangssignals	100
5.3	Zeitverlauf des Eingangssignals	102

5.4	Bewertungsschemata der Steuerbarkeitsmerkmale	105
6.1	Kategorisierung der Flugdynamiken	110
6.2	Bewertungen des Dropback-Kriteriums	113
6.3	Bewertung des Anfangsverhaltens	115
6.4	Bewertungen der Steuerempfindlichkeit	117
6.5	Schar 1: Flugeigenschaftskriterien (1/2)	120
6.6	Schar 1: Flugeigenschaftskriterien (2/2)	121
6.7	Schar 2: Flugeigenschaftskriterien (1/2)	124
6.8	Schar 2: Flugeigenschaftskriterien (2/2)	125
6.9	Schar 3: Flugeigenschaftskriterien (1/2)	127
6.10	Schar 3: Flugeigenschaftskriterien (2/2)	128
6.11	Schar 4: Flugeigenschaftskriterien (1/2)	130
6.12	Schar 4: Flugeigenschaftskriterien (2/2)	131
6.13	PIO-Kennwerte bei Flugdynamiken	139
6.14	Versuch von Pilot B mit Dynamik D2-3K	142
6.15	Versuch von Pilot B mit Dynamik D6K	143
7.1	Übersicht über Maximalfehler e_{\max}	149
7.2	Maximalfehler über maximale Fehlerrate	150
7.3	Maximalfehler über Zeitpunkt nach Umschaltung	151
7.4	Maximalfehler über Adaptionszeit	152
7.5	PIO-Kennwerte bei Umschaltung (1/2)	155
7.6	PIO-Kennwerte bei Umschaltung (2/2)	156
7.7	Versuch von Pilot B mit Umschaltung U1-6	158
7.8	Versuch von Pilot H mit Umschaltung U1-2	159
7.9	Einfluss von Auswahlparametern auf Umschaltung	163
7.10	Einfluss der Steuerempfindlichkeit auf PIO-Tendenz	164
7.11	Einfl. von Anfangsnickbeschl. auf PIO-Tendenz	165
7.12	Mittlerer Pilotenfrequenzgang für Dynamik N2	167
7.13	Mittlerer Pilotenfrequenzgang für Dynamik N4	167
7.14	Mittlerer Pilotenfrequenzgang für Dynamik N6	168
7.15	Mittlerer Pilotenfrequenzgang für Dynamik N7	168
7.16	Stabilitätsreserven des offenen Regelkreises Pilot-FLZ	169
7.17	Kennkreisfrequenzen	170

Tabellenverzeichnis

1.1	Ereignisse mit Umschaltungen im Regelungssystem	5
2.1	Unterteilung der Flugzeugklassen [65]	47
2.2	Unterteilung der Flugphasen [65]	48
3.1	Flugzeugparameter der VFW-614	74
3.2	Trimmwerte in den Referenzflugzuständen	78
3.3	Auflistung aller Flugdynamiken der FD-Datenbank	82
3.4	Auflistung aller Umschaltkonstellationen	84
4.1	Statische Kraftkennwerte	94
5.1	Parameter des Kommandosignals	101
5.2	Permutationsmuster für Hauptversuchsblöcke	103
5.3	Liste aller Versuche	107
5.4	Liste aller Versuchspiloten	108
6.1	Einteilung der Flugdynamiken	111
6.2	Bewertung des Dropback-Kriteriums	114
6.3	Bewertung der Steuerempfindlichkeit (Nickachse)	118
6.4	Übersicht Pilot-Umschaltschar	132
6.5	Pilotenbewertungen der <i>Normal-Law</i> -Dynamiken	133
6.6	Pilotenbewertungen der <i>Direct-Law</i> -Dynamiken	135
6.7	Gesamturteil DL-Dynamiken von Umschaltschar 1	136
6.8	Gesamturteil DL-Dynamiken von Umschaltschar 2	137
6.9	Gesamturteil DL-Dynamiken von Umschaltschar 3	137
6.10	Gesamturteil DL-Dynamiken von Umschaltschar 4	138
6.11	Vergleich Phasenschnittfrequenz und PIO-Frequenz	140
6.12	Gesamtbewertung der Flugdynamiken	145
7.1	TFR-Pilotenbewertungen Umschaltkonstellationen	148
7.2	PIO-Pilotenbewertungen Umschaltkonstellationen	154
7.3	Vergl. Schnittfrequenz und PIO-Freq. bei Umschalt.	157

7.4	Zsfg. Übergänge bei den verschiedenen Umschalt.	161
B.1	FE-Parameter der <i>Normal-Law</i> -Flugdynamiken	197
B.2	FE-Parameter DL-Dynamiken von Umschaltschar 1	199
B.3	FE-Parameter DL-Dynamiken von Umschaltschar 2	202
B.4	FE-Parameter DL-Dynamiken von Umschaltschar 3	205
B.5	FE-Parameter DL-Dynamiken von Umschaltschar 4	208
C.1	Reihenfolge der durchgeführten Versuche	212
C.2	Pilotenurteile aller Simulatorversuche	214
D.1	Leistungskennwerte der Versuche mit N2	226
D.2	Leistungskennwerte der Versuche mit N4	227
D.3	Leistungskennwerte der Versuche mit N6	227
D.4	Leistungskennwerte der Versuche mit N7	228
D.5	Leistungsk. DL-Dynamiken von Umschaltschar 1	230
D.6	Leistungsk. DL-Dynamiken von Umschaltschar 2	234
D.7	Leistungsk. DL-Dynamiken von Umschaltschar 3	237
D.8	Leistungsk. DL-Dynamiken von Umschaltschar 4	241

Nomenklatur

Griechische Symbole

Zeichen	Bedeutung
$\alpha(t)$	Anstellwinkel
$\gamma(t)$	Bahnwinkel
$\Delta(s)$	Charakteristisches Polynom des Regelkreises Pilot-FLZ
$\delta_s(t)$	Stickausschlag
$\partial\delta_s/\partial n_z$	Stickausschlaggradient bzgl. Lastvielfache
$\eta(t)$	Höhenruderausschlag
$\Theta(t)$	Längslagewinkel
$\Theta_c(t)$	Kommandierter Längslagewinkel
$\Theta_e(t)$	Geschätzter Längslagewinkel
σ_i^2	Varianz des Eingangssignals
τ	Totzeit
τ_e	Äquivalente Totzeit der Flugdynamik
τ_P	Totzeit des Piloten
τ_{ph}	Mittlere Phasenverzögerung der Flugdynamik oberhalb ω_π
$\tau_{q_{max}}$	Überschwingzeit der Nickgeschwindigkeit auf Sprungeingabe
$\tau_{\dot{q}_{max}}$	Überschwingzeit der Nickbeschleunigung auf Sprungeingabe
φ	Phasenwinkel
φ_k	Phasenwinkel der k-ten Komponente des Eingangssignals
ω	Kreisfrequenz
ω_0	Grundkreisfrequenz des Eingangssignals
$\omega_{0,A}$	Eigenkreisfrequenz des Aktuators
$\omega_{0,AS}$	Eigenkreisfrequenz der Anstellwinkelschwingung
$\omega_{0,S}$	Eigenkreisfrequenz des Steuerknüppels
$\omega_{b,i}$	Bandbreite des Eingangssignals
$\omega_{b,NS}$	Bandbreite nach Neal-Smith-Kriterium
$\omega_{b,\gamma}$	Bandbreite des Steuerverhaltens auf den Bahnwinkel
$\omega_{b,\Theta}$	Bandbreite des Steuerverhaltens auf die Nicklage
ω_d	Durchtrittsfrequenz

Zeichen	Bedeutung
ω_k	Kreisfrequenz der k-ten Komponente des Eingangssignals
ω_{PIO}	PIO-Kreisfrequenz
ω_π	Phasenschnittkreisfrequenz

Lateinische Symbole

Zeichen	Bedeutung
\underline{A}	Zustandsmatrix
A_k	Amplitude der k-ten Komponente des Eingangssignals
A_R	Amplitudenrand
$a(t)$	Beschleunigung
\underline{B}	Steuermatrix
\underline{C}	Ausgangsmatrix
$\underline{c}(t), \hat{c}(s)$	Steuersignal
\underline{D}	Durchgriffsmatrix
\underline{D}_A	Dämpfungsgrad des Aktuators
D_{AS}	Dämpfungsgrad der Anstellwinkelschwingung
D_S	Dämpfungsgrad des Steuerknüppels
Db	Dropback
$e(t), \hat{e}(s)$	Fehlersignal
$F_{\text{FLZ}}(s)$	Flugzeugübertragungsverhalten
$F_G(s)$	Übertragungsverhalten des geschlossenen Regelkreises Pilot-Flugzeug
F_K	Knüppelkraft
F_{LB}	Losbrechkraft
$F_{\text{NM}}(s)$	Übertragungsverhalten des neuromuskulären Systems
$F_P(s)$	Pilotenübertragungsverhalten
$F_{P,e}(s)$	Pilotenübertragungsverhalten im Kompensationszweig
$F_{P,i}(s)$	Pilotenübertragungsverhalten im Vorsteuerzweig
$F_{P,M}(s)$	Mittleres Pilotenübertragungsverhalten
$F_{qF_K}(s)$	Übertragungsfunktion von Knüppelkraft auf Nickge- schwindigkeit
$F_{q\delta}(s)$	Übertragungsfunktion von Stickausschlag auf Nickge- schwindigkeit
$F_W(s)$	Formfilter des Eingangssignals
$F_{\gamma\delta}(s)$	Übertragungsfunktion von Stickausschlag auf Bahnwinkel
$F_{\Theta F_K}(s)$	Übertragungsfunktion von Knüppelkraft auf Längslage- winkel
$F_{\Theta\delta}(s)$	Übertragungsfunktion von Stickausschlag auf Längslage- winkel

Zeichen	Bedeutung
$\partial F_K / \partial n_z$	Knüppelkraftgradient bzgl. Lastvielfache
g	Erdbeschleunigung
$i(t), \hat{i}(s)$	Kommandosignal
K_{FLZ}	Verstärkungsfaktor zur Variation der effektiven Flugdynamik
K_P	Verstärkungsfaktor des Pilotenübertragungsverhalten
K_S	Verstärkungsfaktor des Steuerknüppelübertragungsverhalten
K_{Sens}	Verstärkungsfaktor der effektiven Flugdynamik
K_η	Verstärkungsfaktor von Höhenruder auf Längslagewinkel
M_q	Nickdämpfung
$n(t)$	Restgröße
$n_c(t), \hat{n}_c(s)$	Motorisches Rauschen
n_z	Lastvielfache in z-Richtung, gemessen im Massenschwerpunkt
$n_{z,MZ}$	Lastvielfache in z-Richtung, gemessen im Momentanzentrum
$n_{z\alpha}$	Beschleunigungsempfindlichkeit
q	Nickgeschwindigkeit
q_∞	Stationärer Endwert der Nickgeschwindigkeit
\dot{q}	Nickbeschleunigung
$S_{ci}(j\omega)$	Kreuzleistungsdichtespektrum von Eingangs- und Steuersignal
$S_{cz}(j\omega)$	Kreuzleistungsdichtespektrum von Steuer- und Störsignal
$S_{ei}(j\omega)$	Kreuzleistungsdichtespektrum von Eingangs- und Fehlersignal
$S_{ez}(j\omega)$	Kreuzleistungsdichtespektrum von Fehler- und Störsignal
$S_{ii}(\omega)$	Autoleistungsdichtespektrum des Eingangssignals
$S_{yi}(j\omega)$	Kreuzleistungsdichtespektrum von Eingangs- und Ausgangssignal
$S_{zz}(\omega)$	Autoleistungsdichtespektrum des Störsignals
T	Versuchsdauer
T_I	Verzögerungszeit des Piloten
T_L	Vorhaltzeit des Piloten
$T_{\Theta 2}$	Zeitkonstante der Längsbewegung
t_{sw}	Umschaltzeitpunkt
V	Wahre Fluggeschwindigkeit
$y(t), \hat{y}(s)$	Ausgangssignal
$z(t), \hat{z}(s)$	Störsignal

Abkürzungsverzeichnis

Abk.	Bedeutung
APR	Average Phase Rate
Arg	Argument (oder Phasenwinkel)
AS	Anstellwinkelschwingung
CAP	Control Anticipation Parameter
CHR	Cooper-Harper Rating
DL	Direct Law
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
FE	Flugeigenschaften
FLZ	Flugzeug
GCAP	Generic Control Anticipation Parameter
HLW	Höhenleitwerk
IAR	Initial Attitude Response
LOES	Low Order Equivalent System
NL	Normal Law
PFD	Primary Flight Display
PIO	Pilot-Induced Oscillation (Piloteninduzierte Schwingungen)
PIOR	PIO Tendency Rating
SLW	Seitenleitwerk
TFR	Transient Failure Rating

Kapitel 1

Einführung

1.1 Hintergrund

Elektronische Flugregelungssysteme heutiger Transport- und Geschäftsreiseflugzeuge¹ sind so ausgelegt, dass sie im fehlerfreien Fall eine große Anzahl von Funktionen bereitstellen, die dem Piloten die Steuerung des Flugzeugs erleichtern, die den Passagierkomfort erhöhen und die den Betrieb des Flugzeugs insgesamt wirtschaftlicher und sicherer gestalten. Der Systementwurf geht sogar soweit, dass die Struktur des Regelungssystems für einzelne Flugaufgaben konfektioniert wird (engl.: *task-tailored flight control system*). Eine konkrete Anpassung wird als Betriebsart (engl.: *flight control mode*) bezeichnet. Die Menge aller Betriebsarten und die Umschaltlogiken zwischen diesen wird als Flugregelgesetz (engl.: *flight control law*) bezeichnet.

Treten mehrere Fehler im Flugregelungssystem auf, wie z. B. Sensorfehler oder Rechnerausfälle, wird das Flugregelgesetz rekonfiguriert. Anstelle des nominalen Regelgesetzes wird dann, abhängig vom Fehlerfall, ein Rückfallregelgesetz aktiviert, das einen reduzierten Funktionsumfang besitzt und mit weniger Sensoren auskommt. Je nach Flugzeughersteller variiert die Bezeichnung dieser Regelgesetze. Airbus und Dassault verwenden mindestens drei Gesetze (Reihenfolge mit fortlaufender Degradation): *Normal Law*, *Alternate Law* und *Direct Law*. Während im *Normal Law* der komplette Funktionsumfang vorhanden ist und die Flugzeugsteuerung über eine Vorgaberegulierung realisiert ist, sind im *Direct Law* die meisten Schutzfunktionen deaktiviert²

¹ Während die Flugzeughersteller großer Flugzeuge (Airbus (1984), Iljushin (1988), Tupolev (1989), Boeing (1994)) bereits seit Jahren mehrfach redundante, digitale Flugsteuerungssysteme verwenden, ziehen die Hersteller von Geschäftsreiseflugzeugen (Dassault (2005), Gulfstream (2009)) allmählich nach.

² Aktive Schutzfunktionen (z. B. Anstellwinkelschutzfunktion) sind auf bestimmte, redundant vorhandene Sensorsignale angewiesen. Der Wegfall einer kritischen Anzahl von Sensoren führt daher zu einer Deaktivierung der entsprechenden Funk-

und das Steuerkommando wird direkt an die Stellflächen geleitet. Boeing verwendet eine ähnliche Philosophie, nennt seine Regelgesetze aber *Normal Mode*, *Secondary Mode* und *Direct Mode*.

Basierend auf einer Systemarchitektur des Flugregelungssystems, die vorgegebenen Zuverlässigkeitsanforderungen (z. B. nach CS-25 [11]) genügt, legt der Flugregelungsingenieur die Regelgesetze an Hand definierter Anforderungen (z. B. hinsichtlich Stabilität, Steuerbarkeit, Manövrierfähigkeit, Störverhalten) aus. Ob das resultierende Flugzeugverhalten für den Piloten tatsächlich fliegbar ist, müssen der Flugeigenschaftsingenieur und abschließend in der Flugerprobung der Testpilot klären. Sie überprüfen das Verhalten des entworfenen Systems auf potentielle Flugeigenschaftsprobleme.

Ein Flugeigenschaftsproblem trat seit Beginn der motorisierten Luftfahrt immer wieder auf: piloteninduzierte Schwingungen (engl.: *pilot-induced oscillation*, PIO). Mitchell und Hoh definieren dieses Phänomen folgendermaßen:

Definition 1: Eine PIO ist eine anhaltende oder unkontrollierbare unbeabsichtigte Schwingung eines Flugzeugs, die aus den Anstrengungen des Piloten resultiert das Flugzeug manuell zu steuern.
(“A PIO is a sustained or uncontrollable unintentional oscillation resulting from the efforts of the pilot to control the aircraft.“, [51], S. 1)

Laut dieser Definition sind unter PIOs Schwingungen zu verstehen, die nur durch das Eingreifen des menschlichen Piloten in die Flugzeugsteuerung entstehen. Beendet der Pilot sein Eingreifen (entweder durch Festhalten oder Loslassen des Steuerknüppels), beendet dies die Schwingung wegen der stabilen Eigendynamik des geregelten Flugzeugs. Dagegen sind Schwingungen, die auch ohne Beteiligung des Piloten entstehen oder anhalten, nicht als PIOs anzusehen.

Die Ursachen für PIOs können unterschiedlich sein, lassen sich aber immer auf eine FehlAbstimmung zwischen dem menschlichen Steuerverhalten und der effektiven Flugdynamik zurückführen [9, 51]. Diese kann dann bei Auftreten eines Auslöseereignisses (engl.: *trigger event*) zu Schwingungen in einer oder mehreren Zustandsgrößen der Flugdynamik führen, mit möglichen katastrophalen Folgen für das Gesamtsystem Pilot-Flugzeug (engl.: *pilot-vehicle system*).

Gefährlich sind PIOs besonders wegen ihres plötzlichen und unerwarteten Auftretens. Bei einer voll ausgeprägten PIO hat der Pilot oft das Gefühl er werde von der Schwingung gesteuert (“... *the pilot is driven by the oscillation*.“, s. [51], S. 23) und nicht umgekehrt. Besonders im Landeanflug ist dies nicht tolerierbar, da die Schwingungsamplituden sehr groß werden können und die Gefahr eines vorzeitigen Bodenkontakts besteht. Das Ziel eines

tion. Passive, systeminhärente Schutzmaßnahmen, wie z. B. Begrenzungen, können aber trotzdem weiterhin funktionieren.

zufriedenstellenden flugdynamischen Entwurfs muss daher die Freiheit von jedweder PIO-Anfälligkeit sein [11, 62, 65].

Als es zu Beginn der 1990er Jahre zu mehreren spektakulären Unfällen und Vorfällen kam, die auf PIOs zurückzuführen waren (z. B. YF-22 [9, 14], JAS-39 [44], Boeing 777 [9, 15]), wurde Mitte der 1990er Jahre in den USA ein Untersuchungskomitee unter der Führung von Duane T. McRuer einberufen. Dieses Komitee analysierte den damaligen Wissenstand über unerwünschte Wechselwirkungen im Gesamtsystem Pilot-Flugzeug und über Methoden, die sich zur Vermeidung solcher Phänomene sowohl im militärischen als auch im zivilen Bereich eigneten. Die Ergebnisse dieser Untersuchung wurden 1997 in Form von Erkenntnissen (engl.: *findings*) und Empfehlungen (engl.: *recommendations*) in [9] veröffentlicht.

Zu den wichtigen Erkenntnissen dieses Komitees gehörte die Feststellung, dass das Auftreten von PIOs oft mit der Einführung neuer Flugzeugentwürfe, Technologien, Funktionen oder Komplexität verbunden ist. Dabei beschränkt sich ihr Auftreten nicht auf Militär- und Experimentalflugzeuge. Infolge des Einsatzes von elektronischen Flugregelungssystemen traten auch zunehmend Vorkommnisse mit zivilen Transportflugzeugen bei Test- und sogar bei Linienvflügen auf (Airbus A320 [9], Airbus A321 [66], Boeing 777, IL96 [20], Falcon 900B [64]). Glücklicherweise sind sie sehr selten.

1.2 Problemstellung

Beim Auftreten von Umschaltungen in ein entsprechendes Rückfallregelgesetz kann sich das effektive Flugzeugverhalten, abhängig von der letzten Betriebsart und dem aktuellen Flugzustand (Flughöhe, Geschwindigkeit/Machzahl, Schwerpunktlage, Klappenkonfiguration, etc.), mehr oder weniger stark ändern. Um eine transientenfreie Umschaltung zu erreichen, erfolgt die Aktivierung des neuen Regelgesetzes nicht sprunghaft, sondern durch die schrittweise Überlagerung beider Regelgesetze. Wegen der auftretenden Systemdegradation (z. B. Verlust von Anzeigeinstrumenten) muss der Pilot die aktuelle Situation analysieren und genau bestimmen in welcher Betriebsart sich das Flugzeug befindet. Optische und akustische Warnsignalen unterstützen ihn dabei.

Die Gefahr einer Umschaltung besteht darin, dass der Pilot das Flugzeug über einen bestimmten Zeitraum mit einem unkoordinierten Verhalten steuert. Er verharrt zunächst in seinem alten Verhaltensmuster, da er sich nicht augenblicklich an die neue Situation anpassen kann. Wenn die Unterschiede zwischen den beiden Regelgesetzen zu stark sind, kann das zu großen Ablagen oder zu unerwünschten Kopplungen zwischen Piloten- und Flugzeugverhalten führen.

In [9] werden Umschaltungen als eine mögliche Ursache von PIOs angesehen. Das Komitee stellte fest, dass solche Fälle bis dahin nur unzureichend untersucht wurden und nicht genügend experimentelle Daten existierten, um

die transienten Phasen durch Pilotenmodelle abzubilden (*Finding 5-6*). Es empfahl daher, die Entwicklung neuer Analysewerkzeuge und Entwurfskriterien auf solche Fälle von PIOs zu konzentrieren (*Recommendation 6-3*). Wenige Jahre später empfahlen Mitchell und Hoh [51] Flugversuche durchzuführen, um eindeutig zu klären, ob Umschaltungen tatsächlich die Ursache für PIOs sein können. Sie vertreten die These, dass allen Fällen von PIOs mit Beteiligung von Umschaltungen bereits eine PIO-Anfälligkeit auf Grund von Totzeit, Überempfindlichkeit oder Geschwindigkeitsbegrenzungen vorausgehe.

Grundlegende Untersuchungen zum Pilotenverhalten bei abrupten Änderungen in der Flugdynamik [88] zeigten, dass der Übergang zu einer dem Piloten bekannten Flugdynamik wesentlich unproblematischer verläuft als zu einer unbekanntem Dynamik. Heutige Flugregelungssysteme besitzen allerdings eine so geringe Ausfallwahrscheinlichkeit, dass ein Pilot im Laufe seiner Dienstzeit nur sehr selten, wenn überhaupt, eine Umschaltung auf ein Rückfallregelgesetz erleben wird. Da der manuelle Flug mit den Notfallsystemen aber nur wenig im Simulator trainiert wird, wird der Pilot im Falle einer Degradation höchstwahrscheinlich mit einer ihm unbekanntem Dynamik konfrontiert. Verschlimmert wird die Situation zusätzlich, wenn die Umschaltung zu einem Zeitpunkt erfolgt, an dem der Pilot normalerweise nicht manuell fliegt (Reiseflug) oder sehr wenig Zeit zur Adaption hat (z. B. Landeanflug), weil er seine Aufmerksamkeit mehreren Faktoren gleichzeitig widmen muss.

Bisher mangelt es an validierten theoretischen Verfahren und empirisch gewonnenen Kriterien, um eine Umschaltung zwischen Regelgesetzen bei Transportflugzeugen analysieren und gestalten zu können. Zur Vorauslegung existieren nur unkonkret formulierte Forderungen (nahtloser Übergang, geringe Unterschiede im Verstärkungsfaktor und Phasenabfall, [9]). Daher müssen alle wahrscheinlichen Umschaltungen des Flugregelungssystems während der Flugerprobung auf potentielle Probleme sorgfältig untersucht werden. Dies bedeutet nicht nur einen hohen zeitlichen Aufwand bei Vorbereitung, Durchführung und Auswertung, sondern auch hohe Kosten für das Flugtestprogramm.

1.3 Praxisrelevanz des Problems

In den letzten zwanzig Jahren ereigneten sich einige ernste Vorfälle in der Zivilluftfahrt, bei denen Umschaltungen oder Rückfalllösungen im Regelungssystem eine wichtige Rolle spielten (Tabelle 1.1). Die meisten Vorfälle in der Tabelle traten bei Flugzeugtypen mit einem mehrfach redundanten elektronischen Flugregelungssystem auf. Trotz der Vielzahl an eingebauten Sicherheitsmechanismen, endeten einige diese Ereignisse mit dem Totalverlust des Flugzeugs. Dies zeigt die Notwendigkeit Umschaltungen bei der Auslegung eines Flugregelungssystems sorgfältig, unter Berücksichtigung von Piloten oder äquivalenten Modellen, zu untersuchen.

Tabelle 1.1: Einige Ereignisse mit Umschaltungen im Regelungssystem¹

Datum	Flugzeug	Flugphase	Tote	Verl.	Kommentare
14.09.1999 [64]	Falcon 900B	Sinkflug	7	2	Verschiedene Sensorfehler führten auf Rückfalllösung des Steuerkraftsystems, Flugdynamik in Kombination mit hoher Flugeschwindigkeit zu empfindlich, starke PIOs
02.10.2000 [63]	Airbus A340	Reiseflug	0	0	Anstellwinkelschutzfunktion löste durch starke Turbulenz aus, Umschaltung von Normal Law auf Angle-of-Attack-Protection Law
15.09.2006 [67]	Airbus A319	Reiseflug	0	0	Fehler in der Steuereinheit des linken Generators, Umschaltung auf Alternate Law
24.01.2007 [69]	Airbus A320	Steigflug	0	0	Vermutung von verunreinigten Geschwindigkeitssensoren, Umschaltung ins Alternate Law
01.03.2008 [70]	Airbus A320	Landung	0	0	Bodenberührung mit Hauptfahrwerk, Umschaltung von Flight Mode auf Ground Mode, Halbierung der Steuerautorität um die Rollachse, beschädigte Flügelspitze
27.11.2008 [68]	Airbus A320	Landeanflug	7	0	Werkstattflug, Vereisung der Anstellwinkelsensoren, Mehrere Umschaltungen aufgetreten
01.06.2009 [71]	Airbus A330	Reiseflug	228	0	Kurzzeitiges Vereisen der Geschwindigkeitssensoren, Umschaltung auf Alternate Law

¹ Airbus hat seit Indienstellung des A320 im Jahre 1988 ungefähr 9700 Flugzeuge (www.airbus.com, Juni 2017) mit mehrfach redundanten, elektronischer Flugsteuerung ausgeliefert. Dem gegenüber stehen „nur“ etwa 1900 Boeing-Flugzeuge (www.boeing.com, Juni 2017) seit Einführung im Jahre 1995. Alle anderen Hersteller haben weitaus geringere Stückzahlen produziert. Die hohe Zahl von Airbus-Flugzeugen in der Tabelle ist daher mit der viel höheren Betriebsstundenzahl der Airbus-Flotte begründbar.

Besonders die letzten beiden Unfälle zeigten auch, dass gerade der Moment der Umschaltung besonders kritisch ist, weil das Überraschungsmoment für einen Verlust des Situationsbewusstseins sorgen kann. Hieraus resultierten Empfehlungen den Umgang mit unerwarteten Situationen beim Training der Piloten gezielt zu berücksichtigen ([71], Empfehlung FRAN-2012-042, Empfehlung FRAN-2012-043). Im Reiseflug beispielsweise kann das Flugzeug bei einer Systemdegradation, trotz des ähnlichen Flugverhaltens, leicht den zulässigen Flugbereich verlassen, da die sonst üblichen Schutzfunktionen verloren gehen.

Eine andere Möglichkeit zur Erhöhung der Sicherheit ist Umschaltungen im Flugsteuerungssystem so robust wie möglich gegenüber Piloteneingaben auszulegen. Hierfür fehlt aber immer noch das Wissen darüber, wie sich der Pilot an eine neue Flugdynamik anpasst [90].

1.4 Aktueller Forschungsstand

Die folgende Beschreibung des Stands der Forschung konzentriert sich auf Untersuchungen zur Adaption des Piloten auf Änderungen der Regelstrecke und auf die Messung von zeitabhängigem Pilotenverhalten. Informationen zum stationären Pilotenverhalten und dessen Messung sind McRuer und Krendel [48] sowie Efremov u. a. [19] zu entnehmen. Als allgemeine Zusammenfassungen zum Thema PIOs sei hier auf die Berichte [1], [9], [46] und [51] verwiesen. Dort werden PIOs kategorisiert, Kriterien vorgestellt und Beispiele erwähnt.

1.4.1 Pilotenverhalten bei plötzlichen Änderungen in der Flugdynamik

Young [88] liefert eine gute Zusammenfassung der damaligen Untersuchungen (Stand 1969) zum adaptiven Verhalten des Menschen. Er interpretiert den Menschen als adaptiven Regler und unterteilt dessen adaptives Verhalten in vier verschiedene Kategorien, wovon die Adaption an die Regelstrecke (im vorliegenden Fall das geregelte Flugzeug) eine ist. Dazu zählt er nicht nur die Eingewöhnung an eine neue Flugdynamik, sondern auch das Verhalten bei plötzlichen Änderungen in der Regelstrecke. Gerade diesem letzten Aspekt widmet er einen großen Teil seines Beitrags.

Den Anpassungsvorgang selbst unterteilt er in vier Schritte: Detektion einer Veränderung, Identifikation des neuen Systems, Modifikation des Verhaltens und Optimierung des Verhaltens. Während der erste und der letzte Schritt jeweils einzeln abzuarbeiten seien, ließen sich der zweite und der dritte Schritt nicht so klar trennen. Dies habe damit zu tun, dass der Pilot versucht die neue Flugdynamik zu identifizieren und sein Verhalten entsprechend zu modifizieren. Sollte diese Anpassung nicht den gewünschten Effekt erzielen, so müsse die Identifikation wiederholt werden.

Daneben fasst er die Ergebnisse verschiedener Versuche zusammen, die die Auswirkung bestimmter Versuchsbedingungen auf den Adaptionsvorgang untersuchten. Das Wissen dazu wurde größtenteils in Studien gewonnen, bei denen alle Piloten die Regelstrecken (meist sehr einfache, wie z. B. Integrator) sehr gut kannten und auf das Auftreten eines Fehlers vorbereitet waren. Zu den wichtigsten Erkenntnissen mit Bezug zur Problemstellung dieser Arbeit gehören:

- Die schnellste Anpassung erfolgt bei guter Kenntnis der Dynamiken vor und nach der Umschaltung. Dabei sollte der Pilot während der Steuerung des Flugzeugs nur eine Regelgröße gezielt beeinflussen.
- Akustische oder optische Warnsignale verkürzen zwar die Detektionszeit, erleichtern aber nicht die Identifikation der neuen Flugdynamik.
- Nach einer Umschaltung ist der Pilot zunächst bestrebt die Stabilität des Gesamtsystems wiederherzustellen, bevor er sein Steuerverhalten auf die neue Flugdynamik optimiert. Instabile Übergänge werden daher vergleichsweise schnell detektiert.
- Eine schnelle Adaption wird außerdem von einer Verfolgungsanzeige (engl.: *pursuit display*, s. Abschnitt 2.2) unterstützt, mit welcher Änderungen im Antwortverhalten der Flugdynamik viel schneller erkannt werden können.

Darüber hinaus beschreibt er die Grundideen einiger Pilotenmodelle, die zur Beschreibung einzelner Phasen des Adaptionsvorgangs entwickelt wurden. Nach seiner Ansicht ist aber keines dieser Modelle zur Beschreibung des kompletten Vorgangs geeignet. Er schließt seinen Bericht mit der Schlussfolgerung, dass das theoretische Wissen zur Vorhersage, ob ein Fehler zu einem schwerwiegenden Kontrollverlust führen kann, bevor der Pilot diesen Fehler bemerkt, noch sehr begrenzt sei.

In der freien Literatur wurden seit dem Text von Young nur wenige Studien gefunden, die plötzliche Änderungen in der Flugdynamik während der manuellen Flugsteuerung systematisch untersuchten und mit Pilotenversuchen abglichen ([17], [20], [74], [86], [90]). Ferner existieren einige veröffentlichte Analysen von aufgetretenen PIO-Vorfällen mit Beteiligung von Umschaltungen (z. B. [1], [46]), die aber immer nur einen konkreten Fall untersuchen bzw. erklären. Die dort verwendeten Methoden sind daher immer nur einzelfallbezogen gültig. Im Folgenden sollen deshalb nur die systematischen Studien näher erläutert werden.

Reid u. a. (1994, University of Toronto, [74]) führten Experimente in einem Bewegungssimulator (6 Freiheitsgrade) eines Hubschraubers vom Typ Bell 205 durch. Sie untersuchten Auswirkungen von Betriebsartenumschaltungen eines aufgabenbezogenen Flugsteuerungssystems auf die Flugeigenschaften und auf die Güte der Aufgabenerfüllung (engl.: *task performance*) bei zwei unterschiedlichen Flugaufgaben (Formationsflug, Präzisionsschweben). Art der Umschaltung (manuelle Aktivierung durch den Piloten, automatische Aktivierung mit und ohne akustischem Warnsignal) und die Paarung

der Dynamiken (verschiedene Vorgaberegungen) variierten sie dabei. Bei der Untersuchung handelte es sich um ein Mehrkanalexperiment, wobei die Umschaltungen immer gleichzeitig in Nick- und Rollachse erfolgten.

Die Autoren stellten fest, dass die Art der Umschaltung keine großen Auswirkungen auf die Güte (weder auf die Flugeigenschaftsbewertung noch auf die Aufgabenerfüllung) zu haben scheine. Daneben entdeckten sie eine gewisse Abhängigkeit zwischen den Pilotenbewertungen der Dynamiken vor und nach der Umschaltung. Die gleiche Dynamik nach der Umschaltung wurde von den Piloten tendenziell schlechter bewertet, je schlechter die Dynamik vorher war. Gleichzeitig merkten sie an, dass die Nachlaufgüte (engl.: *tracking performance*) nach der Umschaltung überraschend schwach sei, wenn die Dynamik vor der Umschaltung bereits schlechte Bewertungen erhielt. Zusammenfassend lässt sich sagen, dass die Autoren die Gefährdung einer Umschaltung allein an Hand der Pilotenbewertungen vor und nach der Umschaltung bewerteten. Auf zulässige Unterschiede in der Flugdynamik gehen sie nicht ein, genauso wenig wie auf PIO-Tendenzen.

Fedotov u. a. (1994, TsAGI, [20]) untersuchten den Einfluss von abrupten Änderungen in der Flugzeuggängsdynamik auf das Gesamtsystem Pilot-Flugzeug sowohl analytisch als auch experimentell. Zur Analyse nutzten sie ein selbst entwickeltes, adaptives Pilotenmodell, das ohne Kenntnis der Flugdynamik, nur auf Basis von zeitdiskreten Flugzustandsparametern, das Pilotenverhalten modellieren kann. Damit entdeckten sie, dass Flugeigenschaftsprobleme zu erwarten seien, wenn das interne mentale Modell des Piloten von der Flugdynamik im Frequenzbereich von 1 bis 3 rad/s zu stark von der tatsächlichen Flugdynamik abweicht. Leider wird die Bestimmung des Pilotenmodells nicht vollständig beschrieben.

Die Autoren führten daneben spezielle Flugversuche in einem Bewegungssimulator durch. Zwei unterschiedliche Flugaufgaben (Instrumentenanflug, Kommandofolgeaufgabe) waren von den Piloten zu erfüllen, wobei Verstärkungsfaktor, Dämpfung und Eigenkreisfrequenz der Dynamiken variierten. Die schlechtesten Bewertungen registrierten die Autoren bei Verringerung der Dämpfung sowie bei Erhöhung der Eigenkreisfrequenz oder des Verstärkungsfaktors. Die Autoren stellten außerdem fest, dass Änderungen hin zu stärkeren Dämpfungen oder trägeren Reaktionen kaum zu Störungen führten und sich der Pilot unbewusst an die neue Dynamik anpasste. Tritt eine große Anfangsstörung zum Umschaltzeitpunkt auf, so dauere die Anpassung länger. Bei den verwendeten Flugdynamiken handelt es sich um Näherungen für die Anstellwinkelschwingung, deren Zahlenwerte die Autoren nicht angaben.

In der Arbeit wird außerdem eine Empfehlung zur Abschätzung der Gefährlichkeit von Umschaltungen gegeben. Diese Empfehlung basiert auf der Verwendung von Beschreibungsfunktionen des offenen Regelkreises vor und direkt nach der Umschaltung. Dabei nehmen die Autoren an, dass sich das Pilotenverhalten direkt nach der Umschaltung nicht sofort ändere. Als Parameter dient die Differenz im Amplitudenrand ($\Delta A_R < 10$ dB im Landeanflug und $\Delta A_R < 7$ dB im Stabilisierungsflug). Nur wenn sich unmittelbar nach

der Umschaltung (bei noch nicht adaptiertem Pilotenverhalten) der Amplitudenrand des offenen Kreises verringere, könne das zu Problemen in der Flugsteuerung führen. Mit dem gleichen Vorgehen ließen sich laut den Autoren auch PIO-Vorfälle auf Grund von anderen Nichtlinearitäten (Reibung, Geschwindigkeitsbegrenzung) erklären. In diesen Fällen bewegte sich die kritische Differenz im Amplitudenrand zwischen $\Delta A_R < 4\text{--}6$ dB.

Diese Studie war die bis heute tiefgehendste Untersuchung zur Bestimmung akzeptabler Umschaltungen im Flugzeugverhalten. Dennoch merkten die Autoren an, dass transiente Vorgänge bisher nicht ausreichend untersucht wurden. Durch die fehlende Angabe der Zahlenwerte und der Bewertungen für die einzelnen Flugdynamiken ohne Umschaltung und der Umschaltkonstellationen lässt sich leider nicht nachvollziehen, ob die Schwierigkeiten in den Umschaltungen bereits auf schlechte Flugeigenschaften der einzelnen Dynamiken selbst zurückzuführen sind. Daher kann die Untersuchung auch nicht die Frage beantworten, ob Umschaltungen eine Ursache von PIO-Tendenzen sein können.

Bei Dynnikov u. a. (2000, TsAGI, [17]) wird ebenfalls das Problem erörtert, dass Flugsteuerungssysteme im Fehlerfall in Rückfallregelgesetze degradieren können und bei FehlAbstimmung zwischen den entsprechenden Regelgesetzen vor und nach dem Fehler kritische Situationen im Pilot-Flugzeug-System entstehen können. Die Autoren schlugen daher eine Methode vor, wie das Neal-Smith-Kriterium [60] zur Abstimmung eines Rückfallregelgesetzes auf das Standardregelgesetz genutzt werden kann.

Sie veränderten das Vorgehen beim ursprünglichen Kriterium so, dass sie zulässige Bereiche der Zeitkonstanten T_I und T_L (Vorhalte- und Verzögerungszeit des Pilotenmodells) für die Flugdynamik vor der Umschaltung ermittelten. Diese Grenzen wurden anschließend in Grenzen für zulässige Eigenkreisfrequenzen und Dämpfungen der Anstellwinkelschwingung nach der Umschaltung umgerechnet. Damit ist dieses Verfahren nicht für beliebige Flugdynamiken anwendbar, sondern nur auf Flugzeuge mit einem konventionellen Flugverhalten. Nicht näher beschriebene Flugversuche zeigen eine gute Anwendbarkeit des Kriteriums. Die Steuerbarkeit des Flugzeugs, ausgedrückt durch den Knüppelausschlag pro Lastvielfaches $\partial\delta_s/\partial n z$, wurde dabei konstant gehalten. Eine mögliche PIO-Anfälligkeit wurde bei Auslegung des Verfahrens nicht berücksichtigt.

Wenqian u. a. (2012, Beihang University/China, [86]) untersuchten Umschaltungen zwischen zwei aufgabenbezogenen Betriebsarten (Reiseflugmodus, Luftkampfmodus) auf mögliche Tendenzen zu Kopplungsphänomenen zwischen Pilot und Flugzeug. Hierzu legten sie zwei Flugdynamiken aus und ließen die Umschaltungen von mehreren Piloten fliegen. Eine Versuchsauswertung wurde nicht dargestellt. Die Autoren nutzten aber die Experimente zur Ableitung von Parametern eines Pilotenmodells, das sie zur Zeitsimulation solcher Umschaltungen nutzten. Sie verglichen damit bei einem Betriebsartenwechsel die Unterschiede in der Verwendung eines aktiven Seitengriffs gegenüber der Verwendung eines passiven Seitengriffs. Schließlich schlugen

die Autoren einen Ansatz vor, wie sich mit Hilfe von Zeitsimulationen, dem Strukturmodell von Hess [34] und der *Unified Theory* von Hess [34] Umschaltungen bei Kampfflugzeugen hinsichtlich ihrer Flugeigenschaften und einer eventuellen PIO-Anfälligkeit bewerten lassen. Dieser Ansatz ist rein modellbasiert und basiert auf vergleichsweise wenigen Messungen, weshalb eine Allgemeingültigkeit noch zu zeigen ist.

Zaal und Sweet beschreiben (2012, NASA Ames Research Center, [90]) ein Mehrkanalexperiment zur Eignungsuntersuchung eines bestimmten Verfahrens zur Messung des zeitabhängigen Pilotenverhaltens bei zeitabhängigen Flugdynamiken. Die Simulation der Experimente erfolgte an einem Arbeitsplatzrechner mit einem handelsüblichen Joystick. Neun Piloten der General Aviation, die keine Flugeigenschaftsbewertungen abgeben mussten, nahmen an den Versuchen teil. Die Güte der Aufgabenerfüllung und die Steueraktivität wurden mit Hilfe der quadratischen Mittelwerte (engl.: *root mean square*) von Fehler- und Steuersignal ermittelt.

Im Nick- und Rollkanal flogen die Piloten immer die gleiche Dynamik. Es gab insgesamt nur zwei unterschiedliche, generische Dynamiken. Die Anzahl der möglichen Umschaltbedingungen wurde dadurch erhöht, dass der Umschaltvorgang nicht immer in beiden Kanälen stattfand, sondern auch nur in einem Steuerkanal stattfinden konnte. Des weiteren wurde die Art der Umschaltung (abrupt oder nahezu linear) variiert. Dadurch entstanden insgesamt acht unterschiedliche Versuchskonstellationen, die die Piloten fliegen mussten.

Die Autoren fanden heraus, dass die primäre Reaktion des Piloten im Umschaltkanal zu beobachten war und der andere Kanal nur gering beeinflusst wurde. Dennoch ließ sich eine Kopplung zwischen beiden Kanälen nachweisen. Sie fanden außerdem heraus, dass die Leistung des Piloten im Nickkanal besser war als im Rollkanal. Es war kein Gegenstand der Studie die Gefährlichkeit einer Umschaltung oder eventuelle PIO-Tendenzen vorherzusagen.

1.4.2 Messung von zeitabhängigem Pilotenverhalten

Young [88] stellte fest, dass keiner der damaligen Versuche erfolgreich war, wenn es um die Messung der dynamischen Eigenschaften des Adaptionsprozesses ging. Dennoch ließen sich gewisse Grenzen für den Adaptionsprozess (wie z. B. Adaptionszeit und Lerneffekte) bestimmen. Mit den damaligen Methoden ließen sich Änderungen in den Frequenzgängen des Pilotenverhaltens mit einer zeitlichen Auflösung von 5 s messen.

Thompson u. a. (2001, Systems Technology Inc., [81]) beschreiben einen Ansatz, wie die Messung des zeitabhängigen Pilotenverhaltens mit Hilfe der Wavelet-Transformation erfolgen kann. Zur experimentellen Validierung führten sie Kommandofolgeversuche mit drei Piloten in einem Festsitzsimulator (Rechnerarbeitsplatz mit handelsüblichem Joystick) durch. Nach Auswertung der Ergebnisse empfahlen sie den vorgeschlagenen Ansatz zur Analyse zeitab-

hängiger Systeme, vor allem zur Erkennung von Steuerbarkeitsverlust (engl.: *Loss-of-Control*). Damals trafen sie aber noch keine Aussagen über die Genauigkeit der Messungen.

Thompson und Klyde entwickelten (2002, Systems Technology Inc., [78]) den Ansatz weiter und fanden heraus, dass der Kompromiss zwischen Bandbreite der Wavelets und der Länge des Zeitsignals den größten Einfluss auf die Genauigkeit der Ergebnisse hat. Sie zeigten dazu, wie sich Kohärenz und Varianz der geschätzten Skalogramme der Wavelets durch die Annahme eines Bandfilters berechnen lassen. Es stellte sich heraus, dass die Schätzungen einen systematischen Fehler (engl.: *Bias*) aufweisen³ und die relative Varianz der Schätzung umgekehrt proportional zur Quadratwurzel von Bandbreite und Periodendauer ist. Bei Berechnung des Skalogramms ist die relative Varianz für alle Messpunkte wegen der Skalierung des Mutter-Wavelets gleich.

Zwei Jahre später nutzten Thompson u. a. (2004, Systems Technology Inc., [79]) Wavelets zur Detektion von Steuerbarkeitsverlust und PIO-Tendenzen bei Umschaltungen im Flugzeugverhalten. Hierfür führten sie mit verschiedenen Piloten eine Kampagne an einem Festsitzsimulator durch, dessen Flugsteuerungsrechner früher im Flugbetrieb zum Einsatz kamen. In der nachträglichen Versuchsauswertung konnte ihre Methode die Umschaltungen nach ein bis zwei PIO-Zyklen detektieren.

Alle zuvor genannten Studien sind in [80] zusammengefasst. Dort wird explizit darauf hingewiesen, dass das Eingangssignal den interessierenden Frequenzbereich permanent anregen muss, was bei polyharmonischen Signalen erfüllt ist, bei diskreten Signalen oder Sweeps aber nicht.

Zaal und Sweet (2011, NASA Ames Research Center, [89]) wollten einen Weg finden, die Parameter von zeitabhängigen Pilotenmodellen zu identifizieren. Hierzu griffen sie den Ansatz mit den Wavelets auf und stellten ihn einem Ansatz auf Basis der Maximum-Likelihood-Schätzung (MLS) gegenüber. Beide Verfahren verglichen sie mittels Simulationen, wobei sie die Restgröße (engl.: *remnant*) anfangs vernachlässigten und später berücksichtigten. Das Ergebnis ihrer Untersuchung war, dass die Wavelet-Methode Änderungen schneller detektieren kann als die MLS, dafür aber viel sensibler auf die Restgröße reagiert. In [90] überprüften die gleichen Autoren die Leistungsfähigkeit des MLS an Hand von Pilotenversuchen. Sie stellten fest, dass sich die meisten Modellparameter akkurat bestimmen ließen.

1.5 Ziele und Umfang der Arbeit

Wie der aktuelle Forschungsstand zeigt, ist die Anzahl der Experimente, die Umschaltungen in der Flugdynamik während des manuellen Flugs systematisch (im Hinblick auf die Akzeptanz von Umschaltungen) untersuchten, sehr

³ Dies ist unterschiedlich zur Fouriertransformation, die keinen systematische Fehler aufweist.

gering. Unter diesen wenigen Studien befindet sich keine, die Kopplungsphänomene zwischen dem Piloten und dem Flugzeug nach Umschaltungen von Flugregelgesetzen gezielt untersucht.

Der Zweck dieser Arbeit ist, einen Beitrag zum Schließen dieser Lücke zu liefern. Die beiden Ziele dieser Arbeit lauten:

Ziel 1: Entwicklung einer Verifikationsmethodik zur Beurteilung der PIO-Tendenz bei Umschaltungen in der Flugdynamik.

Ziel 2: Klärung der Frage, ob Umschaltungen von Regelgesetzen – als Folge von Fehlern im Regelungssystem – die Ursache für das Auftreten von PIOs sein können.

Zum Erreichen der Ziele werden Pilotenversuche durchgeführt. Diese sollen eine erste Datenbasis zur Entwicklung eines empirischen Entwurfskriteriums bilden und gleichzeitig folgende Hypothesen stützen:

Hypothese 1: Für Untersuchungen zum Aufdecken von PIO-Tendenzen bei Umschaltungen eignen sich Verfolgungsaufgaben mit polyharmonischen Eingangssignalen (Grundlegende Annahme zum Erreichen von Ziel 1).

Hypothese 2: Die PIO-Anfälligkeit einer Flugdynamik erhöht sich, wenn von einer anderen Flugdynamik – z. B. wegen eines Systemfehlers – auf diese Dynamik umgeschaltet wird (Versuchsmethodik soll mit und ohne Umschaltung anwendbar sein, wobei eine Umschaltung stets zu einer anfänglichen Fehlanpassung des Piloten führt).

Hypothese 3: Es können PIOs auftreten, die sich nur auf eine Umschaltung als Ursache zurückführen lassen, aber nicht auf eine PIO-Anfälligkeit der Flugdynamik allein (Notwendige Bedingung zum Erreichen von Ziel 2).

Hypothese 4: Bei der PIO-Anfälligkeit von Umschaltungen spielt der Unterschied der Flugdynamiken hinsichtlich der erforderlichen Kompensation (z. B. Verstärkung, Vorhalt) durch den Piloten eine Rolle (Zum Erreichen von Ziel 2 muss die erforderliche Änderung in der Anpassung des Pilotenverhaltens so bedeutend sein, dass das ursprünglichen Verhalten zu einer PIO-Tendenz führt.).

Mit dem gegenwärtigen Erfahrungsstand wäre eine Flugversuchskampagne zu gefährlich, da die Effekte von Umschaltungen auf das Gesamtsystemverhalten, besonders bei zivilen Transportflugzeugen, bisher nur ungenau abschätzbar sind und bei großen Unterschieden im Flugzeugverhalten katastrophale Folgen haben können. Aus Sicherheitsgründen wird diese Untersuchung mit einem einfachen Festsitz-Flugsimulator durchgeführt. Dabei gilt die Annahme, dass die Beschleunigungseindrücke des Piloten gegenüber

den visuellen Eindrücken vernachlässigbar sind. Die gewonnenen Erkenntnisse lassen sich zur Gestaltung zukünftiger Flugexperimente nutzen.

Die meisten Untersuchungen zu plötzlichen Umschaltungen in der Flugdynamik basierten auf generischen Modellen für die Flugdynamik. Um aussagekräftige Daten für Verhaltensanalysen vom Piloten oder für empirische Entwurfskriterien zu erhalten, ist aber die Verwendung von realen oder zumindest beispielhaften Flugzeugdaten für die jeweilige Flugphase erforderlich. Da solche Daten bisher nicht existieren, werden in dieser Arbeit entsprechende Daten für ein Transportflugzeug erzeugt.

Um zeigen zu können, dass Umschaltungen tatsächlich die Ursache (und nicht nur Auslöser) für eine PIO-Gefährdung sein können, werden alle verwendeten Flugdynamiken dieser Arbeit gesondert auf ihre Flugeigenschaften und ihre PIO-Unempfindlichkeit überprüft. Diese Überprüfung erfolgt zum einen durch Pilotenbewertungen und zum anderen durch existierende Flugeigenschaftskriterien.

Die Messung des Adaptionsverhaltens vom Piloten ist kein Ziel dieser Arbeit, wenngleich bei der Vorbereitung und Durchführung der Experimente auf entsprechende Anforderungen (z. B. Messbarkeit der charakteristischen Kennwerte des Gesamtsystems Pilot-Flugzeug, Reproduzierbarkeit der Versuche) geachtet wird. Dies wird als notwendig erachtet, um die Ergebnisse der vorliegenden Arbeit mit späteren Untersuchungen vergleichbar zu machen.

Zur Verringerung der Problemkomplexität gelten folgende Randbedingungen für die Durchführung der Untersuchung:

- Die Flugdynamik wird auf die Längsbewegung beschränkt.
- Es treten nur plötzliche Umschaltungen (kein Überblenden) auf.
- Außer der Umschaltung treten keine weiteren Nichtlinearitäten auf, wie z. B. Geschwindigkeitsbegrenzungen oder Vertrimmungen.
- Zur Steuerung der Flugdynamik wird ein Sidestick verwendet.
- Alle Versuche werden mit einem Festsitzsimulator durchgeführt.
- Die Piloten kennen das Flugverhalten der Flugdynamik, auf die umgeschaltet wird, vorher nicht.
- Die Piloten wissen, dass eine Umschaltung auftreten kann. Die Piloten wissen aber nicht, ob und wann sie tatsächlich auftritt.
- Die Piloten erhalten bei einer Umschaltung weder optische noch akustische Warnungen.
- Negative Einflüsse durch Lerneffekte oder Müdigkeit auf die Untersuchungsergebnisse sind zu minimieren.

1.6 Aufbau der Arbeit

Die Arbeit beginnt in **Kapitel 2** mit einer Betrachtung des Gesamtsystems Pilot-Flugzeug und einer ausführlichen Betrachtung des Phänomens PIO.

Neben unterschiedlichen Ausprägungen des Regelkreises Pilot-Flugzeug, der Messung des stationären Pilotenverhaltens und der experimentellen PIO-Untersuchung werden auch verschiedene empirische Kriterien zur Überprüfung von PIO-Tendenzen angesprochen. Da Nichtlinearitäten in Form von Raten- und Positionsbegrenzern vernachlässigt werden, wird auf solche PIO-Phänomene nur am Rand eingegangen. Das Kapitel schließt mit einer Beschreibung verschiedener Bewertungsskalen zur Bewertung von Flugeigenschaften, PIOs und Umschaltungen.

Der Erzeugung der Flugdynamikdatenbank für die vorliegende Untersuchung widmet sich **Kapitel 3**. Hierzu erfolgt zunächst eine Beschreibung des Referenzflugzeugs und der Referenzzustände, in denen Flugdynamiken mit Frequenzbereichsmethoden identifiziert wurden. Einzelne Kenngrößen der Flugdynamiken (Schwerpunktlage, Nickdämpfung, Totzeit, Steuerempfindlichkeit) wurden in der Datenbank variiert, um eine größere Anzahl unterschiedlicher Dynamiken mit verschiedenen Flugeigenschaften zu erhalten.

Die Versuchsumgebung, mit der die Experimente durchgeführt wurden, wird in **Kapitel 4** beschrieben. Dazu gehören die Simulationsumgebung, ein künstlicher Horizont und ein aktiver Sidestick, dessen statisches und dynamisches Verhalten angegeben werden.

Die Versuchsgestaltung ist Inhalt von **Kapitel 5**. Dort werden die Flugaufgabe vorgestellt und die Anzeigedynamik beschrieben. Die Testmethodik zur PIO-Untersuchung bei Umschaltungen in der Flugdynamik wird erläutert. Der verwendete Fragebogen wird erklärt.

In **Kapitel 6** werden die Flugeigenschaften und PIO-Tendenzen aller Flugdynamiken der erzeugten Datenbank mit ausgewählten Kriterien auf Fliegarkeitsprobleme untersucht. Ebenso werden die Pilotenversuche ohne Umschaltung ausführlich analysiert und den Kriteriumsprognosen gegenübergestellt.

Eine ausführliche Auswertung aller Umschaltversuche hinsichtlich maximaler Ablagen und PIO-Tendenzen erfolgt in **Kapitel 7**. Die Ergebnisse werden mit den Fällen ohne Umschaltung verglichen. Dabei werden auch die Unterschiede in den Parametern der Flugeigenschaftskriterien verglichen. Das Kapitel schließt mit einer Empfehlung, wie sich PIO-Tendenzen bei Umschaltungen experimentell überprüfen lassen.

Die Arbeit schließt in **Kapitel 8** mit einer Zusammenfassung und kritischen Bewertung der Ergebnisse dieser Arbeit. Empfehlungen zu weiterführenden Untersuchungen werden gegeben.

Kapitel 2

Grundlagen

Das Kapitel beginnt mit der Beschreibung des Phänomens PIO sowie deren Einflussgrößen, Auslösern und Ursachen. Dazu gehört auch die Kategorisierung der aufgetretenen PIO-Vorfälle. Daran schließt sich eine allgemeine Beschreibung des Gesamtsystems Pilot-Flugzeug und der unterschiedlichen Ausprägungen des Pilotenverhaltens bei der manuellen Flugsteuerung an. Anschließend erfolgt die mathematische Beschreibung des Pilotenverhaltens und der charakteristischen Kenngrößen des Gesamtsystems Pilot-Flugzeug. Beides sind notwendige Voraussetzungen zum Verständnis der Art und Weise der Versuchsgestaltung. Das Kapitel endet mit ausgewählten Methoden (theoretisch und experimentell) zur Überprüfung der PIO-Anfälligkeit im Vorentwurf und Flugversuch. Dies schließt die in den Experimenten verwendeten Bewertungsskalen ein.

2.1 Piloteninduzierte Schwingungen

2.1.1 Das Phänomen

Der Begriff „Piloteninduzierte Schwingung“ (PIO) bezeichnet ein Stabilitätsproblem des Gesamtsystems Pilot-Flugzeug, welches seinen Ursprung in der Wechselwirkung von Pilot und Flugzeug hat. Bei dessen Auftreten hat der Pilot oft das Gefühl die Kontrolle über das Flugzeug verloren zu haben, obwohl das Flugzeug seinen Eingaben tatsächlich weiterhin folgt, allerdings stark verzögert. Im schlimmsten Fall können starke strukturelle Schäden, Verletzungen oder sogar Abstürze die Folge sein. Erkennt jedoch der Pilot das Auftreten einer PIO rechtzeitig, so kann er durch geeignete Reaktionen die Kontrolle über das Flugzeug wiedererlangen. Dies setzt allerdings voraus, dass der Pilot die Anzeichen einer PIO kennt und sie auch unter Stresssituationen richtig interpretiert.

Der typische Ablauf einer sicher beendeten PIO sieht folgendermaßen aus:

1. Anfänglich hat der Pilot sein Regelverhalten an eine bestimmte Flugaufgabe (engl.: *flight task*) angepasst. Das Flugzeug weist bis dahin gute Flugeigenschaften auf.
2. Eine Situation tritt ein, die eine Änderung im Pilotenverhalten, im Flugzeugverhalten oder in beiden auslöst.
3. Eine Schwingung baut sich für mehrere Zyklen auf.
4. Der Pilot nimmt sich durch Festhalten oder Loslassen des Steuerknüppels selbst aus dem Regelkreis oder beendet die Schwingung durch geschickte Eingaben zum rechten Zeitpunkt.

Zur Untersuchung dieses Phänomens ist eine eindeutige Definition erforderlich, die beschreibt, wann es sich bei einer Schwingung des Flugzeugs unter der Beteiligung des Piloten um eine PIO handelt und wann nicht. Trotz der Vielzahl an bisherigen Untersuchungen zu diesem Thema existiert bisher leider keine treffende und umfassende, aber trotzdem prägnante Definition hierfür [51].

Die in der Einleitung formulierte Definition von Mitchell und Hoh [51] basiert auf der Definition aus der militärischen Flugeigenschaftsspezifikation MIL-STD-1797A [65], die in vielen Arbeiten herangezogen wird:

Definition 2: Es sollen keine Tendenzen zu PIOs auftreten. Dabei handelt es sich um anhaltende oder unkontrollierbare Schwingungen, die aus den Anstrengungen des Piloten resultieren, das Flugzeug manuell zu steuern.

(“There shall be no tendency for pilot-in-the-loop oscillations, that is, sustained or uncontrollable oscillations resulting from efforts of the pilot to control the aircraft.“, [65] S. 151)

In [9] wird eine etwas andere Definition gegeben:

Definition 3: Flugzeug-Pilot-Kopplungsereignisse^a sind unbeabsichtigte, unerwünschte Fluglage- oder Flugbahnbewegungen, die ihren Ursprung in abnormalen Interaktionen zwischen dem Flugzeug und dem Piloten haben.

(“’Aircraft-pilot coupling (APC) events’ are inadvertent, unwanted aircraft attitude or flight path motions that originate in anomalous interactions between the aircraft and the pilot.“, [9] S. 14)

^a Der Begriff APC sollte ursprünglich als Oberbegriff für alle unerwünschten Kopplungsphänomene zwischen Piloten und Flugzeug dienen. Damit sollte der Begriff PIO (eine Untermenge von APC) beseitigt werden, der als ungerechtfertigte Schuldzuweisung an den Piloten verstanden wurde. Da dies aber in der Folge viel Verwirrung stiftete, wurde empfohlen wieder die Bezeichnung PIO statt APC zu verwenden [51].

Alle drei aufgeführten Definitionen sind so formuliert, dass sie PIOs als eine Teilmenge beinhalten. Nach Ansicht des Autors sind sie aber zu weit gefasst, da sie auch andere Phänomene einschließen, die nicht als PIO im eigentlichen Sinne gelten sollten. Zur Begründung dieser Ansicht werden die charakteristischen Eigenschaften einer PIO nachfolgend beschrieben.

PIOs können in allen Drehachsen (Nicken, Rollen, Gieren) und in jedem Punkt der Flugenveloppe auftreten. Damit eine PIO entsteht, müssen während einer Präzisionsflugaufgabe (engl.: *high gain task*) drei Elemente sehr eng zusammenwirken: eine nicht-optimale Flugdynamik, ein aggressives Pilotenverhalten und ein Auslöser. Daher kann es passieren, dass eine PIO-Tendenz lange unentdeckt bleibt, wenn das Auslöseereignis nicht eintritt oder aber das Steuerverhalten des Piloten nicht aggressiv genug ist (d.h. die angestrebte Genauigkeit zu niedrig ist). Andererseits klingt eine PIO aber auch wieder ab, wenn der Pilot sich selbst aus dem Regelkreis nimmt.

Tritt eine PIO auf (sie ist immer überraschend für den Piloten), schwingt mindestens eine der Zustandsgrößen der Flugdynamik (oft der Längslagewinkel, aber auch Flugbahnwinkel, Beschleunigung, Hängewinkel oder abgeleitete Größen) in Gegenphase zu den Eingaben vom Piloten ($\varphi = 180^\circ$), weshalb der Pilot denkt, er habe die Kontrolle über das Flugzeug verloren. Die Schwingungen können unterschiedlich sein: konvergent, divergent, anhaltend, mit konstanter Frequenz, mit wechselnder Frequenz etc.. Da PIOs die Sicherheit des Flugzeugs gefährden, sind sie extrem unerwünscht und sollten bei einem Serienflugzeug niemals auftreten. Ein mit PIO-Tendenzen behaftetes Flugzeugverhalten kann demnach keine guten Flugeigenschaften besitzen.

Von den obigen Definitionen werden auch folgende Schwingungen erfasst: Lernerfahrungen, *Pitch Bobbling* und *Roll Ratcheting*. Lernerfahrungen macht jeder Pilot, der das erste Mal mit einem neuen Flugzeugmuster fliegt. Da er sein Verhalten noch auf das Flugzeugverhalten abzustimmen hat, kann es zu unerwünschten Schwingungen kommen, die aber mit fortschreitendem Training nicht mehr auftreten. PIOs treten dagegen auch bei trainierten Piloten auf.

Bei *Pitch Bobbling* (Hüpfbewegung im Längslagewinkel) handelt es sich nicht um eine PIO im eigentlichen Sinne, auch wenn viele Piloten es als milde Form bezeichnen [32]. Zwar tritt hier auch eine Schwingung niedriger Amplitude und schwacher Dämpfung auf, sie stellt aber keine Gefahr für die Flugzeugsteuerung dar. Gibson [32] bezeichnet sie als Tendenz zu unerwarteten, geringen und abrupten Längslageabweichungen (*“Bobble is a tendency for unexpected small and abrupt pitch attitude excursions.“*, S. 143). Er führt sie auf ein übermäßiges Überschießen der Nickgeschwindigkeit und ein starkes Nachlassen des Längslagewinkels nach Höhenruderkommandos zurück, was bereits ohne Schließen des Rückführzweigs im Regelkreises Pilot-Flugzeug ein Problem darstellt.

Beim *Roll Ratcheting* (Schwingungen im Rollkanal) handelt es sich um hochfrequente Schwingungen (2–3 Hz) mit in der Regel niedrigen Amplitu-

den. Sie werden deshalb üblicherweise eher als lästig, denn als gefährlich empfunden. Verursacht werden sie durch starke Beschleunigungen des Flugzeugs um die Rollachse, die für ungewollte Eingaben am Bedienelement sorgen [32]. Im Unterschied zum landläufigen Verständnis einer PIO, treten diese Phänomene in der Regel aber oberhalb des Frequenzbereichs auf, in dem der Pilot bewusste Eingaben tätigt (bis etwa 1 Hz). Gefährliche PIOs hingegen treten in der Regel im Frequenzbereich zwischen 2 und 5 rad/s auf [51] und machen sich meist durch eine spürbare Amplitude in der schwingenden Zustandsgröße bemerkbar.

Auch Pilot-Struktur-Kopplungen (engl.: *aeroelastic-pilot coupling* oder *pilot augmented oscillation*) treten wie das *Roll Ratcheting* im hohen Frequenzbereich (höher als 1 Hz) auf. Sie werden durch die Eigenmodi der Struktur verursacht. Deren Vibrationen werden unterbewusst durch den Arm auf das Bedienelement übertragen und erzeugen so störende Lageabweichungen.

Auf Grund der unterschiedlichen Ursachen sollten daher *Pitch Bobbling*, *Roll Ratcheting* und Pilot-Struktur-Kopplungen als eigenständige Flugeigenschaftsprobleme betrachtet werden, die ebenfalls zu den unerwünschten Kopplungsphänomenen im Regelkreis Pilot-Flugzeug zählen.

Wegen der angesprochenen Mängel in den Definitionen wird hier eine neue Definition für PIOs vorgeschlagen⁴:

Definition 4: PIOs sind unbeabsichtigte, unerwünschte Schwingungen des Systems Pilot-Flugzeug (mit spürbaren Amplituden), die ihren Ursprung in der Interaktion zwischen dem bewussten Steuerverhalten des Piloten und einem schlecht darauf abgestimmten Flugzeugverhalten haben.

Bei dieser Definition wird die Form der Schwingung (aufklingend, abklingend, konstante Amplitude) nicht vorgegeben, da jede Art von Schwingungstendenz unerwünscht ist. Die Definition macht außerdem deutlich, dass nicht der Pilot die Schuld für das Auftreten von PIO-Tendenzen trägt, sondern ein unzureichendes Flugzeugverhalten.

2.1.2 Mögliche Ursachen

Heutzutage hat sich die Sichtweise durchgesetzt, dass die Ursache von PIOs in der Regel auf Mängel des Flugzeugentwurfs bzw. des Entwurfs des Flugregelungssystems zurückzuführen ist und nicht auf den Piloten. Ein korrekter Entwurf sollte entsprechend den anzuwendenden Vorschriften (CS-25, FAR-25, MIL-STD-1797A, AP-25, etc.) so gestaltet sein, dass auch unter Stresssituationen niemals PIOs auftreten können. Dies verlangt vom Flugzeug eine hohe Toleranz gegenüber möglichen Variationen im dynamischen

⁴ Korrekterweise müssten dann die existierenden Anforderungen bezüglich PIO-Freiheit auf alle unerwünschten Stabilitätsprobleme des Gesamtsystems Pilot-Flugzeug erweitert werden.

Pilotenverhalten. Tritt dennoch eine PIO-Tendenz auf, so weist das entsprechende Flugzeugverhalten offensichtlich bestimmte Mängel auf.

In älteren Flugzeugmustern, bei denen noch keine vollelektronischen Flugsteuerungssysteme verwendet wurden, sind die Ursachen für PIOs mittlerweile gut verstanden (s. [1]) und lassen sich meist leicht durch den Einsatz analytischer Methoden im Entwurf erkennen und entsprechend beheben. Eine häufige PIO-Ursache bestand im Vorhandensein von Fliehgewichten im Steuerknüppel (engl.: *bobweight*) und von schwach gedämpften Eigenbewegungsformen des starren Flugzeugs (Taumelschwingung, Anstellwinkelschwingung). Daneben stellten Nichtlinearitäten im Flugsteuerungs- oder Steuerkraftsystem (z. B. Reibung, Vorspannung, Spiel, Hysteresen) ein Problem dar. Sie traten oft als Nebenprodukt der vielen Stangen, Seilzüge und Mechaniken auf.

Bei den heutigen, stark geregelten Flugzeugen haben PIOs häufig andere Ursachen ([9],[30]). Eines der Hauptprobleme ist ein übermäßiger Phasenverzug (engl.: *phase delay*) der effektiven Flugdynamik im Frequenzbereich oberhalb der Durchtrittsfrequenz des offenen Regelkreises Pilot-Flugzeug (engl.: *crossover frequency*). Dieser kann unter anderem durch echte Totzeiten (Abtastraten und Zykluszeiten in digitalen Regelungssystemen, auch in Pilotenanzeigen), durch digitale Filter zur Unterdrückung von Auswirkungen des elastischen Flugzeugverhaltens oder durch Aktuatordynamiken hervorgerufen werden. Die Folge davon ist eine starke Empfindlichkeit der Systemstabilität gegenüber Variationen im dynamischen Pilotenverhalten. Ebenso wirken sich extrem niedrige oder extrem hohe Bandbreiten der Flugdynamik auf die PIO-Anfälligkeit aus, da der Pilot gezwungen wird, Defizite bei der Erfüllung der Flugaufgabe durch entsprechende Kompensation seinerseits auszugleichen.

Eine weitere Ursache für PIO-Probleme sind inadäquate Schnittstelleneigenschaften zwischen dem Piloten und dem Flugzeug (engl.: *mismatched pilot-aircraft interface characteristics*). Zum Einen gehören dazu die Verstärkungsfaktoren im Steuerübertragungsverhalten des geregelten Flugzeugs. Sie lassen sich als Steuerempfindlichkeiten (engl.: *control sensitivity*) interpretieren, da sie bestimmen, wie stark sich Änderungen in den Bedienelementausschlägen auf die Flugzeugantwort auswirken. Problematisch sind sie dann, wenn sie zu stark nach oben oder unten von einem Idealwert abweichen oder starke Nichtlinearitäten (Verwendung unterschiedlicher Verstärkungen abhängig vom Ausschlag) aufweisen. Eine weitere Schnittstelle ist das Bedienelement (Steuerknüppel, Steuerrad, Sidestick) selbst, welches bei unpassenden Kraft-Weg-Zuordnungen ebenfalls für PIO-Tendenzen sorgen kann.

In den letzten Jahren ereigneten sich viele PIO-Vorfälle mit positions- oder ratenbegrenzten Aktuatoren (z. B. YF-22, Gripen). Dabei entspricht die Wirkung einer aktiven Begrenzung in etwa der Wirkung einer äquivalenten Totzeit (s. [16]). Die Gefahr liegt hier vor allem in der Plötzlichkeit, mit der sich das Flugzeugverhalten beim Auftreten einer Begrenzung ändert. In diesem Zusammenhang wird auch von Flugeigenschaftsklappen (engl.: *flying*

qualities cliff) gesprochen. Solche Klippen treten auch bei Transitionen in der Flugdynamik auf (z. B. Betriebsartenumschaltungen, Änderungen der Flugzeugkonfiguration), die als mögliche Ursache von PIOs angesehen werden.

Neben den Elementen des geregelten starren Flugzeugs können auch aeroelastische Effekte die Ursachen für PIOs sein [72]. Dies ist z. B. dann der Fall, wenn Strukturdeformationen, wie Rumpfbiegung, zusätzliche Beschleunigungen oder Lagewinkeländerungen am Pilotensitz bewirken, die der Pilot bewusst versucht zu beseitigen.

2.1.3 Auslöser

Im Zusammenhang mit PIOs wird immer wieder von Auslöseereignissen oder kurz Auslösern gesprochen. Darunter wird ein Ereignis verstanden, wodurch sich ein Element im Pilot-Flugzeug-System ändert und daraus ein schwach gedämpftes oder instabiles Gesamtsystemverhalten resultiert. Der Auslöser selbst ist aber nicht die Ursache für eine PIO. Ein Auslöser kann von der Umgebung (Atmosphäre), vom Flugzeug oder vom Piloten ausgehen.

Unerwartete atmosphärische Störungen (z. B. plötzliche Böen, Wirbelschleppen, Windscherung, Turbulenz) können PIOs auslösen, da sie eine augenblickliche Modifikation des Pilotenverhaltens erfordern. Ebenso können auch andere Situationen (z. B. bei unmittelbarer Kollisionsgefahr, Flug in Bodennähe), bei denen hohe Amplituden der Steuerausschläge erforderlich sind, durch das nichtlineare Antwortverhalten des Flugzeugs PIOs hervorrufen. Außerdem kann eine starke Vereisung das Flugzeugverhalten im Roll- und Nickkanal verändern und so PIOs provozieren [66].

Vom Flugzeug können PIOs bei Konfigurationsänderungen, bei Umschaltungen im Regelungssystem und bei Systemfehlern (Sensoren, Flugregelungssystem, Anzeigen, etc.) ausgelöst werden. In modernen Flugzeugen ist besonders auf die hohe Automatisierung zu achten, da Umschaltungen vom automatischen in den manuellen Flug PIOs auslösen können, z. B. beim Abschalten des Autopiloten in einer vertrimmten Situation. Dies ist besonders dann schwerwiegend, wenn die Automatisierung bedeutsame Änderungen in der effektiven Flugdynamik versteckt.

Der Pilot kann ebenfalls PIOs auslösen, wenn er unter Stress gesetzt wird oder wenn Übergänge im Pilotenverhalten (z. B. vom verfolgenden Verhalten zum kompensierenden Verhalten, siehe hierzu Abschnitt 2.3) auftreten. Außerdem können PIOs bei zu starker und zu komplexer Automatisierung auftreten, wenn sich der Pilot kein geeignetes mentales Modell von der Flugdynamik bilden kann. In diesem Fall entwickeln die Piloten erst in Stresssituationen ein Modell, dass zu unangemessenen Steuereingaben führen kann.

2.1.4 Kategorisierung

Zur Systematisierung der aufgetretenen PIO-Fälle wurden unterschiedliche Arten der Kategorisierung vorgeschlagen [9, 32]. Allgemein durchgesetzt hat

sich im Laufe der Zeit der Vorschlag aus [9]. Dort schlugen die Autoren ursprünglich drei verschiedene Kategorien auf Basis der anzuwendenden Analysemethoden vor. In [72] und [51] bringen die Autoren Gründe vor, warum den bisherigen Kategorien eine weitere hinzugefügt werden sollte. Diese Sichtweise wird vom Autor geteilt, weshalb hier vier PIO-Kategorien erläutert werden.

Zur **PIO-Kategorie I** gehören alle die Fälle von PIOs, bei denen sich die effektive Flugdynamik als linear und das Pilotenverhalten als quasi-linear annehmen lassen. Dabei können amplitudenabhängige Verstärkungsfaktoren im Flugzeugverhalten (z. B. Steuerempfindlichkeit) und im Pilotenverhalten (z. B. Aufmerksamkeitsverlagerungen) als Spezialfälle ebenfalls hinzugezählt werden. Wegen der einfachen Analysierbarkeit wurde diese Kategorie bisher am häufigsten untersucht. Ebenso wurden hierfür die meisten Vorhersagekriterien entwickelt.

PIOs lassen sich der **PIO-Kategorie II** zuordnen, wenn die Schwingungsamplituden so hohe Werte annehmen, dass Raten- oder Positionsbegrenzer die Bewegung dominieren. Diese Kategorie ist eine Übergangskategorie zwischen PIO-Kategorie I und III. Sie wurde als separate Kategorie geschaffen, da bei einem Großteil der schweren PIO-Vorfälle Ratenbegrenzungen auftraten. Hierzu existieren ebenfalls einige Untersuchungen und Vorhersagekriterien.

Zur **PIO-Kategorie III** gehören die PIO-Vorfälle mit anderen beteiligten Nichtlinearitäten. Hierzu gehören vor allem nichtlineare Übergänge im Piloten- oder im Flugzeugverhalten (z. B. Umschaltungen des Regelgesetzes). Sind die Unterschiede zu stark, können sehr schwere PIOs die Folge sein.

Treten PIOs auf Grund von aeroelastischen Effekten auf, so gehören die entsprechenden Vorfälle zur **PIO-Kategorie IV**. Die Rechtfertigung für die separate Kategorie resultiert aus dem primären Einfluss des elastischen Flugzeugverhaltens auf die Stabilität des Gesamtsystems Pilot-Flugzeug.

2.1.5 Vermeidungsstrategien

Damit im regulären Betrieb eines Flugzeugs keine PIOs auftreten, müssen in der Entwicklung alle verfügbaren Mittel eingesetzt werden. Hierzu existieren folgende Ansätze, die in absteigender Reihenfolge der favorisierten Schritte aufgeführt sind:

1. Entwurfsvorschriften,
2. Empirische Vorhersagekriterien,
3. Analysen zum Gesamtsystem Pilot-Flugzeug,
4. Simulatorversuche,
5. Flugversuche,
6. Einsatz von Filtern oder adaptiven Reglern.

Der Flugregelungsingenieur verfügt im Idealfall über Entwurfsvorschriften, die ihm die Auslegung eines Flugzeugs mit einer hohen Widerstandsfähigkeit gegen PIO-Neigung (engl.: *PIO-resistance*) ermöglichen. Solche Vorschriften können in Form von Grenzverläufen im Frequenzbereich (Gibson-Kriterium [30], Nelson-Kriterium [36], Nickgeschwindigkeitsempfindlichkeit [77]) oder im Zeitbereich (C^* -Kriterium, Space-Shuttle-Orbiter-Kriterium, s. [57]) vorliegen⁵. Deren Einsatz sollte bei PIO-Untersuchungen zuerst erfolgen. Leider sind sie oft abhängig von der Flugaufgabe und dem Flugzeugtyp und deshalb unvollständig. Um dieses Problem zu umgehen, kommen in der Flugzeugentwicklung und -erprobung die weiteren Mittel zum Einsatz.

Empirische Vorhersagekriterien wurden in der Regel auf Basis von Flugexperimenten (Neal-Smith [60], LAHOS [5], HAVE-PIO [51], etc.) bestimmt und ihre Grenzen unterliegen einer permanenten Anpassung durch Berücksichtigung von Daten aktueller Flugzeuge oder Untersuchungen. Die meisten Kriterien existieren für PIOs der Kategorie I. In den letzten Jahren wurden aber auch einige Kriterien für PIOs der Kategorie II entwickelt (z. B. OLOP [16]). Diese Kriterien sind, ebenso wie die Entwurfsvorschriften, stark vom Flugverhalten von Kampfflugzeugen geprägt, lassen sich mit ihrer grundsätzlichen Idee aber auf Transportflugzeuge übertragen.

Da die Kriterien nur aus empirischen Untersuchungen gewonnen wurden, müssen alle Entwürfe mit dem Piloten zusammen getestet werden. Dies kann im Simulator am Boden und im Flugzeug selbst in der Luft erfolgen. Viele Untersuchungen ([9],[46]) weisen auf Einschränkungen von bodenbasierten Versuchen hin, weshalb immer ein kombinierter Ansatz zu wählen ist. Simulatorversuche ermöglichen die kostengünstige und sichere Erprobung der Regelgesetze und die Identifikation von potentiellen Gefahrensituationen, was den zu prüfenden Untersuchungsbereich eingrenzt. Diese identifizierten Fälle müssen im Flugversuch mit allen auftretenden Reizen (engl.: *cues*), unter realistischen Bedingungen und mit dem tatsächlichen Fluggerät überprüft werden.

Da auch im Flugversuch nicht alle möglichen Auslöser und jedes erdenkliche Pilotenverhalten untersucht werden können, kann es passieren, dass gewisse PIO-Tendenzen nicht entdeckt werden. Aus diesem Grund existieren einige Ansätze zur Erkennung von PIO-Anzeichen in Realzeit und zur Auslegung von adaptiven Vorfiltern (engl.: *pre-filter*) zur aktiven Unterdrückung dieser Tendenzen (z. B. [18], [6]).

2.2 Gesamtsystem Pilot-Flugzeug

Das Gesamtsystem Pilot-Flugzeug lässt sich für Stabilitätsuntersuchungen als gewöhnlicher Regelkreis darstellen. Die Regelstrecke entspricht dem ge-

⁵ In der Regel handelt es sich bei existierenden Vorschriften um Vorgaben hinsichtlich guter Flugeigenschaften. Wenige Kriterien decken aber auch gleichzeitig die Widerstandsfähigkeit gegen PIO ab.

regelten Flugzeug mit all seinen Sensoren, Rechnern, Filtern, Aktuatoren und den Flugregelungsgesetzen. Der Pilot als Regler befindet sich im Vorwärtszweig. Mit dem Bedienelement (z. B. Steuerknüppel oder Schubhebel) als Stellglied kommandiert er die gewünschten Aktionen des Flugzeugs. Über die Anzeigen, dem Äquivalent zu den Sensoren im gewöhnlichen Regelkreis, erhält er hierzu alle erforderlichen Informationen.

In diesem Kapitel wird nur in der Tiefe auf das Gesamtsystem eingegangen, wie es zum Verständnis der nachfolgenden Ausführungen als notwendig erscheint. Ausführliche Beschreibungen zum Gesamtsystem geben McRuer und Jex [47], McRuer und Krendel [48] sowie Efremov u. a. [19].

Ein allgemeines Blockschaltbild des Gesamtsystems ist in Abb. 2.1 dargestellt. Es enthält alle bereits erwähnten Bestandteile und ist um einen Block „Mission“ erweitert. Dieser Block symbolisiert, dass jedes Flugzeug (Transportflugzeug, Sportflugzeug, etc.) entsprechend seines vorgesehenen Einsatzzwecks (engl.: *aircraft role*) eine bestimmte Mission zu erfüllen hat. Jede Mission lässt sich in verschiedene Flugphasen (engl.: *flight phase*) unterteilen (Reiseflug, Landeanflug, Durchstartmanöver, etc.), diese wiederum in konkrete Flugaufgaben (engl.: *flight task*) mit beschränkter Dauer (Präzisionsanflug, Seitenwindlandung, etc.). Die Flugaufgabe bestimmt immer die konkrete Ausprägung des Regelkreises. Sie wird durch das Kommandosignal $i(t)$ und das Störsignal $z(t)$ vorgegeben.

Kommandosignale können Ablagen von abzuffliegenden Flugbahnen, Flugbahnbewegungen anderer Flugzeuge oder Landekurs- und Gleitpfad-Ablagen sein. Im Flugversuch können dies aber auch bestimmte künstliche Signale (z. B. Wechsel von Sprüngen und Rampen, polyharmonische Signale) sein, die den Piloten zu bestimmten Verhaltensweisen anregen sollen.

Störungen wirken von außen über die umgebende Atmosphäre auf das Flugzeug und stören die Flugzeugbewegung. Die Einwirkdauer, Stärke und Regelmäßigkeit der Störung können dabei unterschiedlich sein. Es können z. B. Böen, Seitenwind oder Turbulenz mit entsprechender Intensität auftreten. Alle diese Störungen muss der Pilot zur Erfüllung der Flugaufgabe ausgleichen.

Abhängig von den vorliegenden Signalen wird die Flugaufgabe als Kommandofolgeaufgabe ($i(t)$, $z = \text{const.}$; engl.: *command tracking task*) oder als Störkompensationsaufgabe ($z(t)$, $i = \text{const.}$; engl.: *disturbance rejection task*) bezeichnet. Beispielsweise wird der Pilot unmittelbar vor einem Wirbelschleppeneinflug entlang einer Flugbahn fliegen (Kommandofolge), bevor ihn der Einflug zur Kompensation der Störung zwingt (Störkompensation).

Die **Regelstrecke** ist bei heutigen elektronischen Flugregelungssystemen im Normalfall an die Flugaufgabe angepasst. So können statt der Ausschläge der aerodynamischen Steuerflächen bestimmte Größen vom Piloten kommandiert werden (Vorgaberegelung). Daneben nähern sich die strukturdynamischen Eigenkreisfrequenzen heutiger Transportflugzeuge, wegen Material- und Gewichtsoptimierung sowie größerer Dimensionen, immer mehr dem flugmechanischen Frequenzbereich an, in dem der Pilot seine Steuereinga-

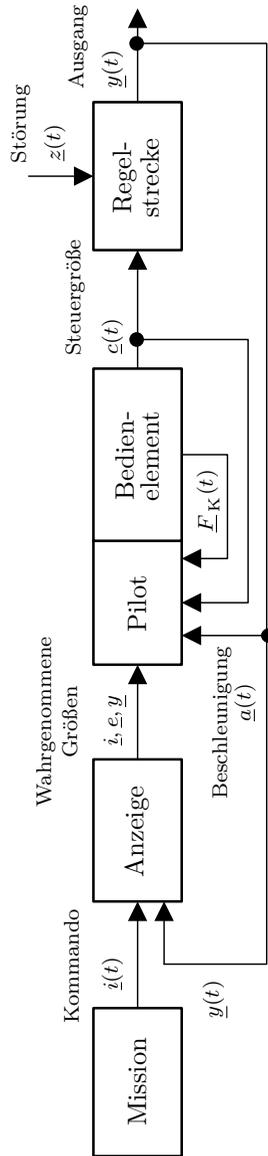


Abbildung 2.1: Gesamtsystem Pilot-Flugzeug

ben tätig. Zur Entkopplung der strukturdynamischen Eigenkreisfrequenzen werden im Flugregelungssystem Tiefpass- oder Kerbfilter (engl.: *low-pass filter* und *notch filter*) eingebaut, die die Anregung und die Messung bei bestimmten Frequenzen unterbinden sollen. Zusätzlich werden eine Vielzahl von Sensoren, Aktuatoren und Begrenzern verwendet, um die Ausfallsicherheit zu erhöhen und Überlastungen des Flugzeugs zu vermeiden. Alle diese positiven Effekte können aber auch dazu führen, dass die Verzögerungen im Regelkreis zu groß werden und zu Fliegbarkeitsproblemen führen. Probleme können sich außerdem durch zu hohe Steuerempfindlichkeiten und Nichtlinearitäten, wie z. B. Reibung und Spiel, ergeben.

Zur Übermittlung seiner Kommandos an das Regelungssystem verwendet der Pilot verschiedene **Bedienelemente**: Steuerknüppel, Pedale, Schubhebel etc. Zur Steuerung um Nick- und Rollachse stehen ihm in heutigen Verkehrsflugzeugen in der Regel Steuerräder (engl.: *yoke*, *wheel*) oder Sidesticks zur Verfügung. Die Verwendung von Sidesticks bietet viele Vorteile: übersichtlichere Gestaltung der Pilotenkanzel (verbesserte Instrumentensicht), geringe Knüppelkräfte (weniger Ermüdung), verbesserte Ergonomie und Gewichtseinsparung. Aktuelle Untersuchungen weisen allerdings daraufhin, dass die Genauigkeit des Sidesticks in der Rollachse dem Steuerrad unterlegen sei [91]. Egal welches Bedienelement letztendlich zur Anwendung kommt, das zugrundeliegende Steuerkraftsystem (engl.: *feel system*) ist in allen Fällen ein komplexes System für sich. Zur Vermeidung von Fliegbarkeitsproblemen sind dessen zahlreiche Parameter (Steifigkeit, Dämpfung, Reibung, Spiel, Losbrechkraft etc.) auf die Fähigkeiten des Piloten und gleichzeitig auf die Flugdynamik abzustimmen.

Bei zivilen Flugzeugen wird in der Regel der **Steuerausschlag** des Bedienelements $c(t)$ (engl.: *stick deflection*) als Kommandogröße für das Flugregelungssystem verwendet, bei Kampfflugzeugen oft auch die Steuerkraft $F_K(t)$. In beiden Fällen bilden der Arm des Piloten und das Steuerkraftsystem eine Einheit, weshalb sie in vielen Arbeiten auch zusammengefasst werden (engl.: *limb-manipulator system*). Dies liegt darin begründet, dass der Pilot um das Steuerkraftsystem mit seinem eigenen neuromuskulären System im Vorwärtszweig⁶ und einer propriozeptiven⁷ Rückführung einen eigenen Regelkreis bildet. Für ausführliche Diskussionen hierzu sei auf die Arbeiten [34], [41], [83] und [91] verwiesen.

Informationen über seine Umwelt erhält der Pilot in erster Linie über seinen Augen und über das Gleichgewichtsorgan. Visuelle Informationen nimmt er über **Anzeigeinstrumente** in der Kanzel oder über die Außensicht wahr. Künstliche Anzeigen ermöglichen eine tageszeit- und wetterunabhängige Informationsdarstellung sowie die Aufbereitung der darzustellenden Daten, um die Flugsteuerung für den Piloten zu vereinfachen. Je nach Flugaufgabe

⁶ Das neuromuskuläre System selbst bildet einen inneren Regelkreis mit der Steuerkraft als Rückführgröße.

⁷ Propriozeption bezeichnet die Wahrnehmung von Bewegungs- und Lageinformationen des eigenen Körpers (Muskeln, Sehnen, Haut).

kann eine bestimmte Art der Darstellung besonders effektiv sein. In Abb. 2.2 sind daher zwei unterschiedliche Formen von Anzeigen dargestellt: eine Kompensationsanzeige (engl.: *compensatory display*) und eine Verfolgungsanzeige (engl.: *pursuit display*). In der Kompensationsanzeige (Abb. 2.2 (a)) wird dem Piloten nur die Ablage $e(t)$ angezeigt, die er durch seine Eingaben zu minimieren hat. In der Verfolgungsanzeige (Abb. 2.2 (b)) verfolgt der Pilot ein bewegliches Ziel (Kommandosignal $i(t)$) mit einem Zeiger (Ausgangssignal $y(t)$), den er mit seinen Eingaben steuert. Die Vor- und Nachteile der einzelnen Anzeigetypen beschreiben McRuer und Krendel in [48].

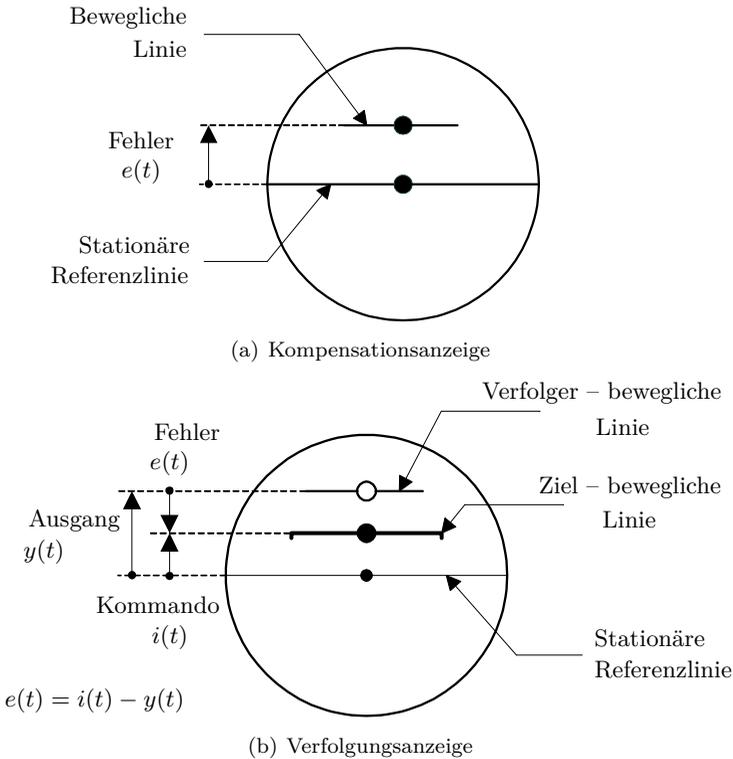


Abbildung 2.2: Unterschiedliche Anzeigetypen

Über das Gleichgewichtsorgan (auch Vestibularorgan) kann der Pilot translatorische und rotatorische **Beschleunigungen** wahrnehmen. Sie beeinflussen das Steuerverhalten ebenfalls und können die Ursache für starke Unterschiede zwischen den Messergebnissen von Boden- und Flugversuchen sein. Grund hierfür sind fehlende oder unangemessen reproduzierte Beschleunigungseindrücke bei bodenbasierten Simulatoren [91]. Außerdem kön-

nen Beschleunigungen auch direkt auf Körperteile wirken und so unbewusste Steuereingaben erzeugen, was beispielsweise bei hohen Rollbeschleunigungen *Roll Ratcheting* [41] auslösen kann.

Neben den angesprochenen Elementen des Regelkreises, den aufgabenbezogenen Faktoren (engl.: *task variables*), gibt es weitere Faktoren, die eine Flugaufgabe beeinflussen können. Dazu gehören Umwelteinflüsse (engl.: *environmental variables*), prozedurale Einflüsse (engl.: *procedural variables*) und pilotenzentrierte Einflüsse (engl.: *operator-centered variables*). Aus Gründen der Vergleichbarkeit ist bei Durchführung einer Versuchskampagne mit mehreren Piloten darauf zu achten, all diese Einflüsse bei den Probanden gleich zu halten [48].

2.3 Verhaltensmuster des Piloten

Abhängig von den angezeigten Informationen und dem Training des Piloten auf das aktuelle Flugzeugverhalten lassen sich bei der manuellen Flugsteuerung verschiedene Verhaltensmuster beim Piloten beobachten: Kompensations-, Verfolgungs- und vorwissendes Verhalten [48, 9]. Jedes dieser Verhaltensmuster lässt sich dabei als einfache Regelkreisstruktur darstellen (s. Abschnitt 2.4).

Das **Kompensationsverhalten** (engl.: *compensatory behaviour*) stellt das einfachste Steuerverhalten des Piloten dar. Dabei sieht der Pilot den Unterschied $e(t)$ zwischen dem gewünschten Sollwert $i(t)$ und dem aktuellen Istwert $y(t)$ eines Flugzustandsparameters (z. B. Längslagewinkel, Hängewinkel). Den auftretenden Fehler versucht er durch Korrektureingaben zu minimieren. Da hierdurch der Regelkreis Pilot-Flugzeug ständig geschlossen ist, kann es zu Stabilitätsproblemen im Gesamtsystem kommen. Daher und wegen der einfachen Beschreibbarkeit wurden Kompensationsaufgaben (engl.: *compensatory tracking task*) am häufigsten untersucht. In der Realität tritt dieses Verhalten immer dann auf, wenn der Pilot die Flugdynamik nur unzureichend kennt oder, wenn das Eingangssignal für ihn unvorhersehbar ist, wie z. B. bei Turbulenz.

In heutigen, elektronisch geregelten Flugzeugen tritt häufig ein **Verfolgungsverhalten** (engl.: *pursuit behaviour*) auf. Dazu wird die Anzeige so verändert, dass sowohl der Sollwert $i(t)$ als auch der Istwert $y(t)$ zu sehen sind. Die Differenz $e(t)$ kann der Pilot dann leicht selbst bilden. Im Vergleich zum Kompensationsverhalten erzeugt der Pilot einen zusätzlichen Pfad im Regelkreis, der einer Vorsteuerung entspricht.⁸ Dadurch verwendet der Pilot gleichzeitig zwei getrennte Signalpfade zur Flugzeugsteuerung, die beide

⁸ Ein Beispiel hierfür ist die Kurskontrolle. In heutigen Flugzeugen lässt sich der Sollkurs am Bedienfeld einstellen und wird dem Piloten in der primären Fluganzeige (engl.: *primary flight display*) dargestellt (Kommandosignal $i(t)$). Aus der gleichen Anzeige entnimmt der Pilot den aktuellen Wert (Ausgangssignal $y(t)$) und leitet seine erforderlichen Aktionen aus der Differenz der beiden Werte (Fehlersignal $e(t)$) ab. Dabei nutzt er die Informationen aus dem dargestellten Kommandosignal direkt,

das Gesamtsystemverhalten beeinflussen. Durch die zusätzliche Information lässt sich beispielsweise die Durchtrittsfrequenz zu höheren Frequenzen verschieben. Der Name leitet sich aus dem Bestreben ab, das Kommandosignal verfolgen zu wollen.

Den höchsten Fähigkeitsgrad hat ein Pilot erzielt, wenn er mit einem **vorwissenden Verhalten** (engl.: *precognitive behaviour*) fliegt. Dies entspricht einem reinen Steuerverhalten. Der Pilot kennt das Flugzeug mittlerweile so gut, dass er Eingaben tätigt, die bereits den gewünschten Sollwert einstellen. Nur noch ab und zu sind kleinere Nachkorrekturen mit Kompensationsverhalten erforderlich.

All diese Verhaltensweise betteten McRuer und seine Kollegen in das Rahmenwerk der schrittweisen Wahrnehmungsorganisation (engl.: *successive organization of perception*) ein [48]. Die drei Verhaltensweisen werden darin als verschiedene Lernstufen interpretiert, die der Pilot mit einer Flugdynamik durchläuft. Ein Rückfall von einer höheren Lernstufe auf eine niedrigere kann zu Fliegbarkeitsproblemen führen.

Ein Sonderfall des vorwissenden Verhaltens ist das **synchrone Verhalten** (engl.: *synchronous behavior*). Es ließ sich gelegentlich im Verhalten von Piloten während einer voll ausgeprägten PIO beobachten, wenn deren Eingaben gleichphasig mit den Flugzeugschwingungen waren [9]. Unter Annahme eines solchen Verhaltens ließen sich auch wichtige Erkenntnisse zum Verständnis von PIOs sammeln [9, 32].

2.4 Mathematische Beschreibung des Systems Pilot-Flugzeug

Für das Kompensations- und das Verfolgungsverhalten werden die grundlegenden mathematischen Zusammenhänge im Regelkreis Pilot-Flugzeug entwickelt. Die theoretische Herleitung erfolgt nur an Hand des Verfolgungsverhaltens. Entsprechende Zusammenhänge für das Kompensationsverhalten lassen sich später daraus ableiten, da es einem Spezialfall des Verfolgungsverhaltens entspricht. Die Kenntnis dieser elementaren Zusammenhänge erlaubt die experimentelle Ermittlung des Pilotenverhaltens und trägt zum Verständnis für Art und Weise der Versuchsgestaltung bei.

um einen neuen Sollwert zu erfliegen.

2.4.1 Herleitung der mathematischen Beschreibung

In Abb. 2.3 ist der allgemeine Regelkreis Pilot-Flugzeug als quasi-lineares⁹ Ersatzsystem dargestellt. Drei Beschreibungsfunktionen beschreiben das lineare Antwortverhalten des Piloten. Das Übertragungsverhalten des Piloten im Vorsteuerzweig, die Reaktion auf das Kommandosignals $\hat{i}(s)$, wird durch den Block $F_{P,i}(s)$ symbolisiert. Der Block $F_{P,e}(s)$ stellt dagegen das Übertragungsverhalten im Kompensationszweig dar, die Reaktion auf das Fehlersignal $\hat{e}(s)$. Das neuromuskuläre System $F_{NM}(s)$ wurde als separater Block herausgezogen, weil beide Signale vom Vorsteuer- und vom Kompensationszweig über den selben Steuerkanal übertragen werden. Dessen Ausgang entspricht in dieser Arbeit dem Ausschlag des Bedienelementes und somit der Vorgabegröße¹⁰ $\hat{c}(s)$ für die Flugdynamik $F_{FLZ}(s)$. Auf das Gesamtsystem wirken drei Eingänge: Kommandosignal $\hat{i}(s)$, Störsignal $\hat{z}(s)$ und das interne motorische Rauschen des Piloten $\hat{n}_c(s)$. Das Rauschsignal des Piloten umfasst alle nichtlinearen Anteile in der Pilotenantwort, zusammengefasst am Eingang des neuromuskulären Systems, die durch echte Nichtlinearitäten oder zeitliche Schwankungen im Pilotenverhalten verursacht werden. Es wird als Rauschen interpretiert, das der Pilot durch die nicht ideale Umsetzung des intern ermittelten Sollsteuerkommandos verursacht.

Die Gleichungen für den Regelkreis werden im Bildbereich aufgestellt. Dabei sind alle laplace-transformierten Signale mit einem Dach gekennzeichnet.

Zunächst erfolgt die Berechnung des Übertragungsverhaltens aller Eingänge auf das Fehlersignal $\hat{e}(s)$. Der Fehler spiegelt die Leistung des Piloten bei der Erfüllung der Flugaufgabe wieder. Je geringer der Fehler ist, desto besser ist die Flugaufgabe erfüllt.

$$\begin{aligned}
 \hat{e}(s) &= \hat{i}(s) - \hat{y}(s) & (2.1) \\
 &= \hat{i}(s) - \hat{z}(s) - F_{FLZ}(s) \hat{c}(s) \\
 &= \hat{i}(s) - \hat{z}(s) - \dots \\
 &\quad \dots - F_{FLZ}(s) F_{NM}(s) (F_{P,e}(s) \hat{e}(s) + F_{P,i}(s) \hat{i}(s) + \hat{n}_c(s))
 \end{aligned}$$

⁹ Das Pilotenverhalten ist von Natur aus nichtlinear. Bei der Untersuchung einzelner Flugaufgaben [48], die zeitlich und inhaltlich abgegrenzt sind, zeigt sich jedoch ein hoher linearer Anteil in der Pilotenantwort. Dieser Teil unterliegt nur geringen zeitlichen Schwankungen (stationär) für die Dauer der Untersuchung. Die Modellierung/Messung des Pilotenverhaltens kann daher durch eine lineare Beschreibungsfunktion $F_P(s)$, dem Äquivalent zur Übertragungsfunktion bei linearen Systemen, und einer nichtlinearen Restgröße (engl.: *remnant*) $n(t)$ erfolgen – quasi-linear. Diese Vereinfachung erwies sich für viele Untersuchungen bisher als legitim und half das Verständnis über das Pilotenverhalten wesentlich zu verbessern.

¹⁰ An dieser Stelle ist mit Vorgabegröße nur das Eingangssignal für das Flugregelungssystem gemeint. Dieses Signal kann im Flugregelungssystem in die entsprechende Regelgröße umgerechnet werden.

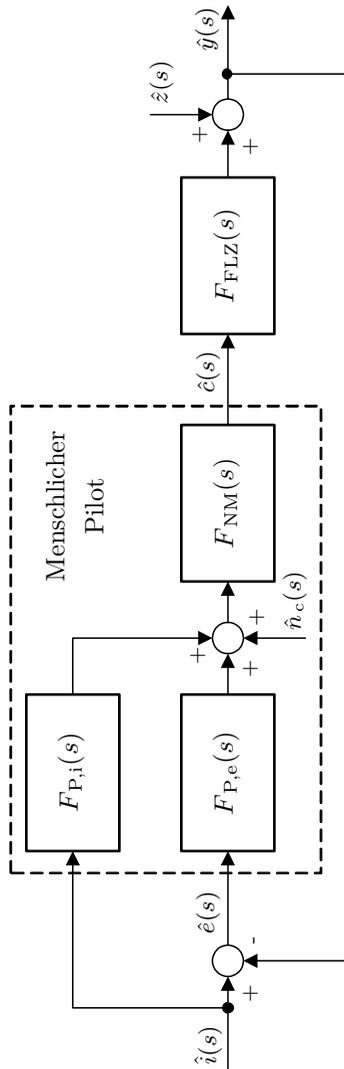


Abbildung 2.3: Allgemeiner Regelkreis Pilot-Flugzeug

Aufgelöst nach $\hat{e}(s)$ ergibt sich

$$\hat{e}(s) = \frac{1 - F_{\text{FLZ}}(s) F_{\text{NM}}(s) F_{\text{P,i}}(s)}{\Delta(s)} \hat{i}(s) - \frac{1}{\Delta(s)} \hat{z}(s) - \dots$$

$$\dots - \frac{F_{\text{FLZ}}(s) F_{\text{NM}}(s)}{\Delta(s)} \hat{n}_c(s) \quad (2.2)$$

$$\text{mit } \Delta(s) = 1 + F_{\text{FLZ}}(s) F_{\text{NM}}(s) F_{\text{P,e}}(s) = 1 + F_{\text{O}}(s). \quad (2.3)$$

Aus Gl. 2.2 ist erkennbar, dass sich die drei Eingangssignale unterschiedlich auf den Fehler auswirken. Eine Besonderheit des Regelkreises ist dabei, dass je nach Flugaufgabe das Störsignal oder das Kommandosignal nicht vorhanden sein müssen, das motorische Rauschen hingegen, als Nebenprodukt von Piloteneingaben, immer vorhanden ist. Damit der Fehler klein wird, die Güte der Aufgabenerfüllung also hoch, sollten daher alle Terme idealerweise verschwinden. Dazu muss der Pilot sein Übertragungsverhalten so anpassen, dass er einem Kommandosignal möglichst fehlerfrei folgt, und Störsignale möglichst exakt kompensiert. Zum anderen muss die Flugdynamik so gestaltet sein, dass sie den Piloten dabei unterstützt und gleichzeitig das motorische Rauschen möglichst gut filtert.

Kennt der Pilot die Flugdynamik sehr gut, kann der Pilot einen Verfolgungszweig etablieren, der über einem begrenzten Frequenzbereich genau der Inversen der Flugdynamik entspricht¹¹. Genau diese Fähigkeit ließ sich auch in Versuchen demonstrieren [84]. Bei höheren Frequenzen verschlechterte sich die Übereinstimmung zunehmend. Dies zeigt, dass der Pilot niederfrequenten Kommandos mit einem Verfolgungsverhalten sehr gut folgen kann. Übersteigen die Frequenzanteile des Kommandosignals diesen Bereich aber, so kann der Fehler bei schlecht angepasstem Übertragungsverhalten sogar verstärkt werden.

Wird der Vorsteuerzweig vom Piloten nicht etabliert ($F_{\text{P,i}}(s) = 0$), so liegt ein reines Kompensationsverhalten vor. Damit sich hier das Kommandosignal nicht zu stark auf den Fehler auswirkt, muss der Betrag der Funktion $1/\Delta(s)$ im gesamten Frequenzbereich gegen 0 streben, in dem Frequenzanteile vom Kommandosignal auftreten können, d.h. $|F_{\text{P,e}}(s)|$ muss groß sein. Da diese Funktion eine Maß für die Empfindlichkeit des Fehlers auf Frequenzanteile des Eingangssignals ist, heißt diese Funktion in der Regelungstechnik allgemein Sensitivitätsfunktion (engl.: *sensitivity function*). Den gleichen Zusammenhang zeigt übrigens auch das Störsignal $\hat{z}(s)$ bei beiden Verhaltensweisen. Damit sich die Störungen nicht zu stark auf den Fehler auswirken, muss auch hier der Betrag der Sensitivitätsfunktion im Frequenzbereich der Störungen gegen 0 streben. Bei einer Kompensationsaufgabe besteht also hinsichtlich der Minimierung des Fehlers kein Unterschied zwischen einer Kommandofolgefugaufgabe oder eine Störkompensationsaufgabe.

Damit sich das motorische Rauschen nicht zu stark auf das Fehlersignal auswirkt, muss neben der Forderung nach geringen nichtlinearen Anteilen in

¹¹ $F_{\text{NM}}(s) F_{\text{P,i}}(s) = 1/F_{\text{FLZ}}(s)$.

der Pilotenantwort, auch das Übertragungsverhalten von $\hat{n}_c(s)$ auf $\hat{e}(s)$ klein sein. Hier ist vor allem der Frequenzbereich wichtig, in dem der Pilot keine bewussten Eingaben mehr tätigen kann, da dort die Eigenkreisfrequenz des neuromuskulären Systems liegt ($\omega > 10$ rad/s).

Als nächstes wird das Steuersignal $\hat{c}(s)$ des Piloten betrachtet. Es gibt den Aufwand an, mit dem der Pilot die Flugaufgabe erfüllt. Hohe Ausschläge bedeuten höhere Knüppelkräfte und ermüden den Piloten dementsprechend schneller. Es gilt

$$\begin{aligned}\hat{c}(s) &= F_{\text{NM}}(s) \left[F_{\text{P,e}}(s) \hat{e}(s) + F_{\text{P,i}}(s) \hat{i}(s) + \hat{n}_c(s) \right] \\ &= F_{\text{NM}}(s) \left[F_{\text{P,e}}(s) (\hat{i}(s) - \hat{y}(s)) + F_{\text{P,i}}(s) \hat{i}(s) + \hat{n}_c(s) \right] \\ &= F_{\text{NM}}(s) \left[F_{\text{P,e}}(s) (\hat{i}(s) - F_{\text{FLZ}}(s) \hat{c}(s) - \hat{z}(s)) + \dots \right. \\ &\quad \left. \dots + F_{\text{P,i}}(s) \hat{i}(s) + \hat{n}_c(s) \right].\end{aligned}$$

Aufgelöst nach $\hat{c}(s)$ ergibt sich

$$\begin{aligned}\hat{c}(s) &= \frac{F_{\text{NM}}(s) (F_{\text{P,e}}(s) + F_{\text{P,i}}(s))}{\Delta(s)} \hat{i}(s) + \frac{F_{\text{NM}}(s)}{\Delta(s)} \hat{n}_c(s) - \dots \\ &\quad \dots - \frac{F_{\text{NM}}(s) F_{\text{P,e}}(s)}{\Delta(s)} \hat{z}(s).\end{aligned}\tag{2.4}$$

Der zweite Term lässt sich bei gegebenem dynamischen Verhalten des Bedienelements nicht beliebig reduzieren¹². Nachteilige Effekte durch das interne motorische Rauschen müssen daher durch den Einsatz geeigneter Tiefpassfilter im Regelungssystem abgemildert werden. Da der Frequenzbereich des Rauschens in der Regel oberhalb des Bereichs der bewussten Eingaben liegt, lässt sich der Filterentwurf meist unabhängig von den anderen Termen von Gl. 2.4 durch Vorgabe der Filtereckfrequenz (Einfluss auf die Folgsamkeit der Flugdynamik) durchführen.

Die anderen beiden Terme werden durch das bewusste Pilotenverhalten $F_{\text{P,e}}(s)$ und $F_{\text{P,i}}(s)$ beeinflusst. Sind die Amplituden von $\hat{c}(s)$ zu hoch, kann dies zu nichtlinearen Effekten (z. B. durch Erreichen von Begrenzungen im Flugsteuerungssystem) im Steuerverhalten führen, die in PIO-Tendenzen resultieren können. Spitzen im Frequenzspektrum von $\hat{c}(s)$ sind daher durch geeignete nichtlineare Vorfilter oder angepasste Bedienanzeigen (z. B. Prädiktionsanzeigen) zu vermeiden. Dabei dürfen die Nachteile des Filters nicht das nominale Verhalten (Steuerbarkeit, Folgsamkeit) beeinflussen.

¹² Im Rahmen dieser Arbeit wird für das Bedienelement ein schwingungsfähiges System zweiter Ordnung angenommen, s. Abschnitt 4.4. Da der Pilot eine innere Regelschleife um das Bedienelement schließt, ist dessen dynamisches Verhalten Bestandteil des neuromuskulären Systems.

Für das Verhalten des Ausgangssignals auf alle Eingänge gilt:

$$\begin{aligned}
 \hat{y}(s) &= F_{\text{FLZ}}(s) \hat{c}(s) + \hat{z}(s) \\
 &= F_{\text{FLZ}}(s) F_{\text{NM}}(s) (F_{\text{P,e}}(s) \hat{e}(s) + F_{\text{P,i}}(s) \hat{i}(s) + \hat{n}_c(s)) + \hat{z}(s) \\
 &= F_{\text{FLZ}}(s) F_{\text{NM}}(s) (F_{\text{P,e}}(s) (\hat{i}(s) - \hat{y}(s)) + \dots \\
 &\quad \dots F_{\text{P,i}}(s) \hat{i}(s) + \hat{n}_c(s)) + \hat{z}(s).
 \end{aligned}$$

Aufgelöst nach $\hat{y}(s)$ ergibt sich

$$\begin{aligned}
 \hat{y}(s) &= \frac{F_{\text{FLZ}}(s) F_{\text{NM}}(s) (F_{\text{P,e}}(s) + F_{\text{P,i}}(s))}{\Delta(s)} \hat{i}(s) + \dots \\
 &\quad \dots + \frac{F_{\text{FLZ}}(s) F_{\text{NM}}(s)}{\Delta(s)} \hat{n}_c(s) + \frac{1}{\Delta(s)} \hat{z}(s). \tag{2.5}
 \end{aligned}$$

Um die Flugaufgabe bestmöglich zu erfüllen, müssen die letzten beiden Terme von Gl. 2.5 verschwinden, während das Eingangssignal direkt auf den Ausgang durchgeleitet wird ($\hat{y}(s) = \hat{i}(s)$). Da die letzten zwei Terme bis auf die Vorzeichen identisch sind mit den Termen in Gl. 2.2, gelten hierzu die gleichen Überlegungen. Ein geringer Wert der Sensitivitätsfunktion (d.h. $F_{\text{P,e}}(s)$ muss groß sein) im Frequenzbereich der Störung ist wünschenswert und das motorische Rauschen darf sich nicht auf die Ausgangsgröße auswirken.

Der erste Term unterscheidet sich jedoch und ist meist ausschlaggebend für das Steuerverhalten des Flugzeugs (Kommando zu Ausgang). Dessen Betrag sollte bis zu einer bestimmten Eckfrequenz einen Wert um 1 annehmen und danach abfallen. Sollte der Betrag des Übertragungsverhaltens von $\hat{i}(s)$ auf $\hat{y}(s)$ größere Werte als 1 annehmen, so wird das Kommandosignal verstärkt und eine aufschaukelnde Bewegung, eine Resonanzbewegung, entsteht. Geringe Resonanzspitzen toleriert der Pilot. Werden die Amplituden aber zu groß, kann es zu massiven Fliegarkeitsproblemen kommen. Diese gilt es durch einen abgestimmten Entwurf der Flugdynamik und ein geeignetes Training der Piloten zu vermeiden.

2.4.2 Messbarkeit der Charakteristika des Systems Pilot-Flugzeug

Sämtliche Eingangssignale werden als gaußverteiltes weißes Rauschen interpretiert. Hierfür existieren ausgearbeitete Theorien, die die Berechnungen einfach halten. Statt die Signale selbst zu verwenden, werden daher Leistungsdichtespektren zur Berechnung verwendet. Gleichzeitig erfolgt der Übergang von der Bildvariable s zu $j\omega$. Es gilt außerdem die Annahme, dass alle Eingangssignale voneinander unabhängig sind.

Leistungsdichtespektren können über verschiedene, gleichwertige Wege definiert werden. In dieser Arbeit wird der Ansatz der Fouriertransformierten [19] gewählt:

$$S_{xy}(j\omega, T) = \frac{2}{T} E [\hat{x}_k(j\omega) \hat{y}_k^*(j\omega)] \quad (2.6)$$

mit

$$\hat{x}_k(j\omega, T) = \int_0^T x_k(t) e^{-j\omega t} dt \quad (2.7)$$

$$\hat{y}_k(j\omega, T) = \int_0^T y_k(t) e^{-j\omega t} dt \quad (2.8)$$

Dabei symbolisiert $S_{xy}(j\omega, T)$ das einseitige Kreuzleistungsdichtespektrum in Abhängigkeit der komplexen Frequenz $j\omega$ ¹³ und der Messdauer T . Das Leistungsdichtespektrum wird hier als Erwartungswert über k Messreihen der Variablen $x(t)$ und $y(t)$ definiert. Der Stern symbolisiert den konjugiert komplexen Wert.

Die Autoleistungsdichtespektren des Kommandosignals $S_{ii}(\omega)$ und des Störsignals $S_{zz}(\omega)$ werden für die nachfolgenden Betrachtungen als bekannt vorausgesetzt, da sie sich über die Flugaufgabe vorgeben lassen. Die Signale $e(t)$, $c(t)$ und $y(t)$ werden gemessen und mit Hilfe der Fouriertransformation in den Frequenzbereich überführt (mit der komplexen Frequenz $j\omega$). Unter Ausnutzung der Unabhängigkeit aller Eingangssignale voneinander wird beispielhaft die Berechnung des Kreuzleistungsdichtespektrum $S_{ei}(j\omega)$ unter Berücksichtigung von Gl. 2.2 angegeben.

$$\begin{aligned} S_{ei}(j\omega) &= \frac{2}{T} \hat{e}(j\omega) \hat{i}(-j\omega) \\ &= \frac{2}{T} \left(\frac{1 - F_{\text{FLZ}}(j\omega) F_{\text{NM}}(j\omega) F_{\text{P},i}(j\omega)}{\Delta(j\omega)} \hat{i}(j\omega) - \dots \right. \\ &\quad \left. \dots - \frac{1}{\Delta(j\omega)} \hat{z}(j\omega) - \frac{F_{\text{FLZ}}(j\omega) F_{\text{NM}}(j\omega)}{\Delta(j\omega)} \hat{n}_c(j\omega) \right) \hat{i}(-j\omega) \\ &= \frac{1 - F_{\text{FLZ}}(j\omega) F_{\text{NM}}(j\omega) F_{\text{P},i}(j\omega)}{\Delta(j\omega)} \frac{2}{T} \hat{i}(j\omega) \hat{i}(-j\omega) - \dots \\ &\quad \dots - \frac{1}{\Delta(j\omega)} \frac{2}{T} \hat{z}(j\omega) \hat{i}(-j\omega) - \dots \\ &\quad \dots - \frac{F_{\text{FLZ}}(j\omega) F_{\text{NM}}(j\omega)}{\Delta(j\omega)} \frac{2}{T} \hat{n}_c(j\omega) \hat{i}(-j\omega) \end{aligned}$$

¹³ Beim Autoleistungsdichtespektrum kann die komplexe Zahl j weggelassen werden, da nur quadratische Terme von ω auftreten und der resultierende Wert somit reellwertig ist.

$$\begin{aligned}
 &= \frac{1 - F_{\text{FLZ}}(j\omega) F_{\text{NM}}(j\omega) F_{\text{P},i}(j\omega)}{\Delta(j\omega)} S_{ii}(\omega) - \dots \\
 &\quad \dots - \frac{1}{\Delta(j\omega)} S_{zi}(j\omega) - \dots \\
 &\quad \dots - \frac{F_{\text{FLZ}}(j\omega) F_{\text{NM}}(j\omega)}{\Delta(j\omega)} S_{n_{ci}}(j\omega) \\
 &= \frac{1 - F_{\text{FLZ}}(j\omega) F_{\text{NM}}(j\omega) F_{\text{P},i}(j\omega)}{\Delta(j\omega)} S_{ii}(\omega). \tag{2.9}
 \end{aligned}$$

Die Formeln für die vier nachfolgenden Kreuzleistungsdichtespektren¹⁴ werden ohne Herleitung angegeben, berücksichtigen aber die Gln. 2.2, 2.4 und 2.5:

$$\begin{aligned}
 S_{ci}(j\omega) &= \frac{2}{T} \hat{c}(j\omega) \hat{i}(-j\omega) \\
 &= \frac{F_{\text{NM}}(j\omega) (F_{\text{P},e}(j\omega) + F_{\text{P},i}(j\omega))}{\Delta(j\omega)} S_{ii}(\omega) \tag{2.10}
 \end{aligned}$$

$$S_{ez}(j\omega) = \frac{2}{T} \hat{e}(j\omega) \hat{z}(-j\omega) = \frac{1}{\Delta(j\omega)} S_{zz}(\omega) \tag{2.11}$$

$$\begin{aligned}
 S_{cz}(j\omega) &= \frac{2}{T} \hat{c}(j\omega) \hat{z}(-j\omega) \\
 &= \frac{F_{\text{NM}}(j\omega) F_{\text{P},e}(j\omega)}{\Delta(j\omega)} S_{zz}(\omega) \tag{2.12}
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 S_{yi}(j\omega) &= \frac{2}{T} \hat{y}(j\omega) \hat{i}(-j\omega) \\
 &= \frac{F_{\text{FLZ}}(j\omega) F_{\text{NM}}(j\omega) (F_{\text{P},e}(j\omega) + F_{\text{P},i}(j\omega))}{\Delta(j\omega)} S_{ii}(\omega). \tag{2.13}
 \end{aligned}$$

Die Übertragungsverhalten im geschlossenen Regelkreis lassen sich über die Kreuzleistungsdichtespektren berechnen. Vordergründig interessieren dabei das Übertragungsverhalten des Piloten, des Flugzeugs (falls unbekannt), des offenen Regelkreises und des geschlossenen Regelkreises. Außerdem interessiert das Leistungsdichtespektrum des motorischen Rauschens.

Zur Bestimmung der beiden Beschreibungsfunktionen für das Pilotenverhalten werden die ersten vier Kreuzleistungsdichtespektren benötigt:

$$\frac{S_{ci}(j\omega)}{S_{ei}(j\omega)} = \frac{F_{\text{NM}}(j\omega) (F_{\text{P},e}(j\omega) + F_{\text{P},i}(j\omega))}{1 - F_{\text{FLZ}}(j\omega) F_{\text{NM}}(j\omega) F_{\text{P},i}(j\omega)} \tag{2.14}$$

$$\frac{S_{cz}(j\omega)}{S_{ez}(j\omega)} = F_{\text{NM}}(j\omega) F_{\text{P},e}(j\omega). \tag{2.15}$$

¹⁴ Das Kreuzleistungsdichtespektrum ist eine komplexe Größe, weshalb die komplexe Zahl j nicht weggelassen werden kann.

Aus den Gln. 2.14 und 2.15 lässt sich zunächst erkennen, dass eine getrennte Identifikation des neuromuskulären Systems nicht möglich ist. Das Ergebnis der Identifikation umfasst immer die Kombination aus neuromuskulärem System und dem Steuerverhalten. Außerdem sind zur Messung beider Beschreibungsfunktionen zwei voneinander unabhängige Eingangssignale erforderlich. Wird nur ein Eingangssignal verwendet, so lässt sich das Pilotenverhalten $F_{P,e}(j\omega)$ nur im Kompensationsfall eindeutig bestimmen. Im Kommandofolgefall wird immer die Kombination von vorsteuerndem und kompensierendem Verhalten gemessen.

Im Verfolgungsfall lässt sich die Beschreibungsfunktion $F_\beta(j\omega)$ über die Messung der Kreuzleistungsdichten $S_{ei}(j\omega)$ und $S_{yi}(j\omega)$ bestimmen:

$$\begin{aligned} F_\beta(j\omega) &= \frac{S_{yi}(j\omega)}{S_{ei}(j\omega)} \\ &= \frac{F_{FLZ}(j\omega) F_{NM}(j\omega) (F_{P,e}(j\omega) + F_{P,i}(j\omega))}{1 - F_{FLZ}(j\omega) F_{NM}(j\omega) F_{P,i}(j\omega)}. \end{aligned} \quad (2.16)$$

Für den Übergang zum Kompensationsfall, d.h. $F_{P,i}(j\omega) \rightarrow 0$, vereinfacht sich der Zähler zu $F_{FLZ}(j\omega) F_{NM}(j\omega) F_{P,e}(j\omega)$, d.h. es bleibt der Frequenzgang des offenen Regelkreises. Aus dieser Funktion $F_\beta(j\omega)$ lässt sich die Durchtrittsfrequenz ω_d des Systems Pilot-Flugzeug bestimmen ($|F_\beta(j\omega_d)| = 1$) und damit die Aggressivität mit der die Flugaufgabe durchgeführt wird.

Durch Messung der Leistungsdichtespektren $S_{ii}(\omega)$ und $S_{yi}(j\omega)$ ergibt sich die Beschreibungsfunktion des geschlossenen Regelkreises $F_G(j\omega)$ (und daraus die Resonanzspitze $\max |F_G(j\omega)|$):

$$\begin{aligned} F_G(j\omega) &= \frac{S_{yi}(j\omega)}{S_{ii}(\omega)} \\ &= \frac{F_{FLZ}(j\omega) F_{NM}(j\omega) (F_{P,e}(j\omega) + F_{P,i}(j\omega))}{\Delta(j\omega)}. \end{aligned} \quad (2.17)$$

Um sicherzugehen, dass sich der Großteil der Pilotenreaktion durch lineare Beschreibungsfunktionen darstellen lässt, muss auch die Restgröße gemessen werden. Hierzu wird das Autoleistungsdichtespektrum von $S_{cc}(\omega)$ bestimmt:

$$\begin{aligned} S_{cc}(\omega) &= \left| \frac{F_{NM}(j\omega) (F_{P,e}(j\omega) + F_{P,i}(j\omega))}{\Delta(j\omega)} \right|^2 S_{ii}(\omega) + \dots \\ &\dots + \left| \frac{F_{NM}(j\omega)}{\Delta(j\omega)} \right|^2 S_{n_c n_c}(\omega) + \dots \\ &\dots + \left| \frac{F_{NM}(j\omega) F_{P,e}(j\omega)}{\Delta(j\omega)} \right|^2 S_{zz}(\omega) \end{aligned} \quad (2.18)$$

$$= S_{c_1 c_1}(\omega) + S_{c_n c_n}(\omega) + S_{c_z c_z}(\omega). \quad (2.19)$$

Das Spektrum setzt sich aus den verschiedenen Spektren der einzelnen Eingangsgrößen (Kommandosignal, motorisches Rauschen, Störsignal) zusammen. Der genaue Zusammenhang dazu ist nachfolgend aufgeführt:

$$S_{c_i c_i}(\omega) = \frac{|S_{c_i}(j\omega)|^2}{S_{i_i}(\omega)} \quad (2.20)$$

$$S_{c_n c_n}(\omega) = \left| \frac{S_{e_z}(j\omega) F_{NM}(j\omega)}{S_{z_z}(\omega)} \right|^2 S_{n_c n_c}(\omega) \quad (2.21)$$

$$S_{c_z c_z}(\omega) = \frac{|S_{c_z}(j\omega)|^2}{S_{z_z}(\omega)}. \quad (2.22)$$

Durch Messung der verschiedenen Kreuz- und Autoleistungsdichtespektren lässt sich das Spektrum $S_{c_n c_n}(\omega)$ berechnen. Hieraus kann bei Vorhandensein eines Störsignals durch entsprechendes Umstellen das Spektrum $|F_{NM}(j\omega)|^2 S_{n_c n_c}(\omega)$ berechnet werden. Auch hier ist wieder nur eine Kombination aus motorischem Rauschen und neuromuskulärem System identifizierbar.

2.4.3 Pilotenmodelle

Zur Modellierung des Pilotenverhaltens für Analysen des Gesamtsystems Pilot-Flugzeug existieren mehrere Ansätze in der Literatur [47, 48, 42, 12, 34, 13, 92]. Das einfachste davon ist das Crossover-Pilotenmodell [47]. Es besteht aus einem Verstärkungsfaktor K_P , einer Totzeit τ_P und den beiden Zeitkonstanten T_L und T_I .

$$F_P = K_P \frac{T_L s + 1}{T_I s + 1} e^{-\tau_P s}. \quad (2.23)$$

Damit lässt sich das Kompensationsverhalten des Piloten abbilden. Seine Gültigkeit ist allerdings auf den Frequenzbereich um die Durchtrittsfrequenz beschränkt. Sind genauere Beschreibungen des Pilotenverhaltens erforderlich, z. B. im höherfrequenten Bereich, so eignen sich hierfür entweder das Strukturmodell von Hess [34, 92] oder das Optimalregler-Modell [42, 12, 13]. Das letztere bietet auf Grund seiner Struktur auch die Möglichkeit ein Verfolgungsverhalten des Piloten zu bestimmen.

2.5 Experimentelle Methoden zur Flugeigenschaftsuntersuchung

Die Notwendigkeit zur Erhebung von Pilotenurteilen resultiert aus der Tatsache, dass nur der Pilot das komplette dynamische System „sehen“ kann. Der Ingenieur hingegen kann nur die Flugzeugreaktion beobachten. Um die subjektive Einschätzung des Piloten über dessen gefühlte Beanspruchung zu

erhalten, muss der Ingenieur dem Piloten genau definierte Flugaufgaben vorgeben und die Piloten müssen spezielle Bewertungsskalen anwenden.

2.5.1 Flugaufgaben

Zur Beurteilung der Flugeigenschaften einer Flugdynamik und deren PIO-Tendenzen im Speziellen ist eine klar definierte Flugaufgabe erforderlich. Sie sichert die Vergleichbarkeit von Bewertungen verschiedener Piloten und stellt gleichzeitig sicher, dass jeder Pilot mit einem definierten Maß an Aggressivität fliegt. Ihre Definition erfolgt in der Regel durch Beschreibung der zu bewertenden Flugzeugkonfiguration (z. B. Klappenstellung, Fahrwerksposition, Schwerpunkt), der durchzuführenden Abläufe und der dabei zu verwendenden Bedienelemente (engl.: *inceptor*). Wichtig ist die Angabe konkreter Leistungsgrenzen (engl.: *task performance limits*), die der Pilot während des Versuchs einhalten soll. Es wird zwischen gewünschten (engl.: *desired*) und ausreichenden (engl.: *adequate*) Grenzen unterschieden. Mit einem für die Flugaufgabe zufriedenstellenden (engl.: *satisfactory*) Flugzeug ist es möglich die Flugaufgabe mit der gewünschten Genauigkeit zu erfüllen. Im Anschluss an den Versuch hat der Pilot seine subjektiven Eindrücke mit Hilfe verschiedener Bewertungsskalen zu beurteilen, um auch Informationen über seine Beanspruchung (engl.: *workload*) zu erhalten.

Zur Überprüfung von PIO-Tendenzen werden zusätzliche Anforderungen an die Flugaufgabe gestellt. Das entsprechende Manöver muss PIO-Probleme hervorrufen können und sicher durchzuführen sein. Dazu muss es eine gewisse Dringlichkeit aufweisen und so vom Piloten ein schnelles Handeln erfordern. Typischerweise wird dies mit Präzisionsaufgaben erreicht.

Mitchell und Klyde [55] geben sechs mögliche Manöver für PIO-Untersuchungen mit ihren Vor- und Nachteilen an: versetzte Präzisionslandung (engl.: *precision offset landing*), Luftbetankung, enger Formationsflug, Verfolgungsaufgaben (engl.: *tracking task*) mit polyharmonischen oder diskreten Eingangssignalen (Sprünge und Rampen im Wechsel) und HQDT¹⁵. Bei Boeing [45] werden zur Überprüfung von PIO-Tendenzen vor allem der Formationsflug und präzise Bodenreferenzierungsmanöver (Überflug der Bahn in niedriger Höhe, laterale S-Kurven, vertikale S-Kurven) eingesetzt.

In Simulatorexperimenten werden oft Verfolgungsaufgaben mit unterschiedlichen Gütegrenzen benutzt. Untersuchungen [55] zeigten, dass Flugaufgaben mit polyharmonischen Eingangssignalen sehr gut PIOs der Kategorie I hervorrufen können, aber kaum PIOs der Kategorie II. Dazu eignen sich Flugaufgaben mit diskreten Eingangssignalen besser.

¹⁵ *Handling Qualities during Tracking*: Dabei handelt es sich um ein spezielles Manöver, das gezielt dazu eingesetzt wird den Piloten zu Eingaben hoher Bandbreiten zu verleiten. Für eine kurze Analyse dieses Verfahrens sei auf [73] verwiesen. Im Rahmen dieser Arbeit wird dieses Verfahren nicht weiter berücksichtigt.

2.5.2 Bewertungsskalen

Zur Erfassung der subjektiven Pilotenurteile über Flugeigenschaften und PIO-Tendenzen haben sich verschiedene Bewertungsskalen durchgesetzt, die über Fragebäume zu bestimmten Bewertungen führen. Die Urteile sind immer eine Kombination von Zahlenwerten (der eigentlichen Bewertung) und persönlichen Kommentaren des Piloten. Zu den bekanntesten und weit verbreitetsten Skalen gehören die „Cooper-Harper“-Skala und die „PIO-Tendenz“-Bewertungsskala. Darüber hinaus existieren Skalen zur Bewertung von Umschaltungen ([35, 56, 20]). Im Nachfolgenden soll auf die Skalen mit Relevanz für die vorliegende Arbeit genauer eingegangen werden.

Cooper-Harper-Skala

Die „Cooper-Harper“-Skala [10] ist die gebräuchlichste Skala zur Bewertung von Flugeigenschaften. Sie wurde von George Cooper und Robert Harper in ihrem oft zitierten Bericht von 1969 mit vielen Begriffsklärungen, Hintergrundinformationen und Empfehlungen für die Vorbereitung und Durchführung von Flugeigenschaftsversuchen veröffentlicht.

Die Entwicklung der Skala war ein evolutionärer Prozess. Entstanden ist sie aus dem Bestreben die Mängel existierender Bewertungsskalen zu beseitigen und eine einzige, verbesserte Bewertungsskala zu entwickeln. Die Entwickler erhielten in mehrjährigen Diskussionen viel konstruktive Kritik, deren Berücksichtigung zur Erstellung des Berichts führte und für den langanhaltenden Erfolg der Skala sorgte. Trotz mehrerer Versuche, konnte sich bis heute keine alternative Bewertungsskala durchsetzen. Dementsprechend wurden Pilotenbewertungen in den meisten Flugeigenschaftsuntersuchungen der westlichen Literatur seit Erscheinen des Berichts anhand der Cooper-Harper-Skala erhoben.

Der genaue Zweck der Skala ist die Eignungsbeurteilung von Flugdynamiken zur Erfüllung einer konkret definierten Flugaufgabe. Dabei steht die Flugaufgabe immer im konkreten Bezug zur Mission, die mit dem Flugzeug entsprechend seines Verwendungszwecks durchgeführt werden soll. Eine einzelne Bewertung erlaubt keinen Rückschluss auf die Missionserfüllung, sondern nur auf die Erfüllung der konkreten Flugaufgabe.

An Hand der Skala gibt der Pilot seine subjektive Einschätzung der körperlichen und mentalen Beanspruchung bei der Erfüllung der Aufgabe bzw. beim Einhalten der vorgegeben Grenzen wieder. Dabei muss ein kurzzeitiges Überschießen nicht zwangsläufig zu einer schlechten Bewertung führen. Stattdessen obliegt dem Piloten die Entscheidung darüber, ob das Überschießen tatsächlich auf einen Mangel der Flugdynamik zurückzuführen ist oder auf eine kurze Unachtsamkeit des Piloten.

Ausgehend vom schlechtesten Fall (nicht kontrollierbar, engl.: *not controllable*) müssen in der Skala (Abb. 2.4) die Fragen eines Entscheidungsbaums beantwortet werden. Wird die jeweilige Frage bejaht, geht es weiter mit der nächsten Frage bis die letzte Frage beantwortet wurde. Abhängig von der

Beantwortung wird der entsprechenden Flugdynamik eine Flugeigenschaftsstufe (engl.: *Level*) zugewiesen: 1, 2, 3 oder nicht kontrollierbar. Zu beachten ist, dass eine Bewertung nur für die jeweilige Flugaufgabe gilt, die geflogen wurde, nicht aber für die gesamte Mission.

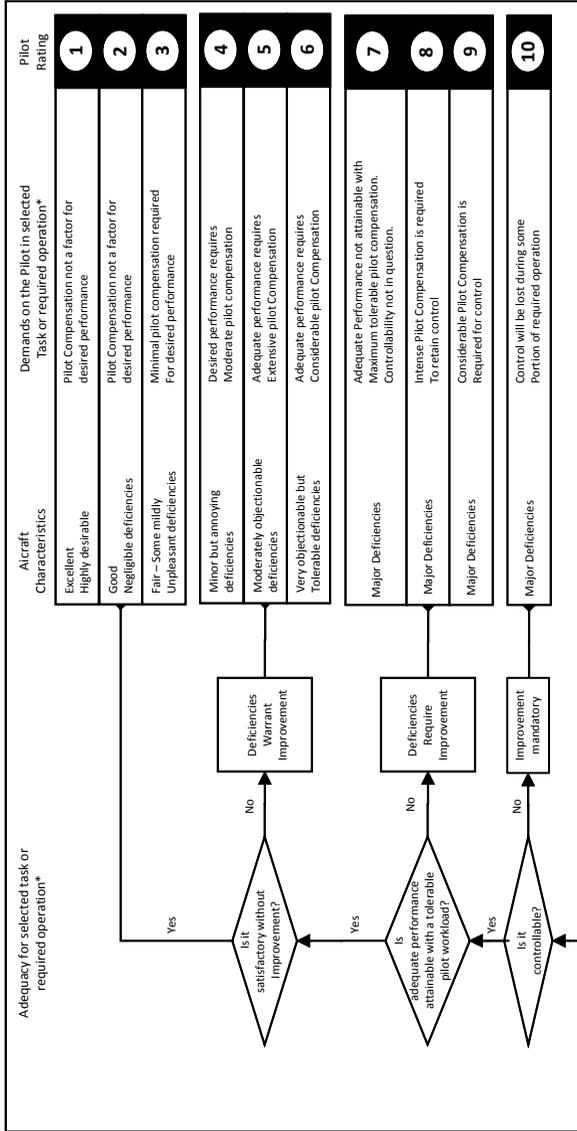
Zur Bestimmung von Tendenzen und zum Entlocken von zusätzlichen Kommentaren¹⁶ bezüglich der getesteten Flugdynamik werden die Level noch tiefer unterteilt. Diesen einzelnen Unterteilungen werden schließlich Zahlen von 1 bis 10 zugewiesen, die sogenannten „Cooper-Harper“-Bewertungen (CHR – *Cooper-Harper-Rating*). Es handelt sich dadurch um eine Ordinalskala, da zwischen den einzelnen Bewertungen keine lineare Abstufung besteht. Somit sind statistische Angaben wie Mittelwert oder Standardabweichungen von Bewertungen nicht zulässig. Besonders groß ist der inhaltliche Sprung zwischen den Bewertungen CHR 4 und 5.

Die erste Frage bei Anwendung der Skala verlangt eine Aussage, ob das Flugzeug während der gesamten Aufgabe kontrollierbar bleibt. Verliert der Pilot auch nur einen Moment während der Flugaufgabe die Kontrolle, so ist eine Bewertung von CHR 10 zu geben. Die nächste Frage klärt, ob eine ausreichende Genauigkeit mit tolerierbarer Beanspruchung erreichbar ist. Wird diese Frage bejaht, wird weiter gefragt, ob das Flugzeugverhalten soweit zufriedenstellend ist, dass Verbesserungen nicht erforderlich sind. Bei allen Fragen muss der Versuchspilot entscheiden, ob er diesen Aussagen zustimmen kann oder nicht. Dabei muss er berücksichtigen, dass diese Bewertung auch gelten soll, wenn er noch zusätzliche Aufgaben durchführt, z. B. Kommunikation mit der Flugsicherung.

Wird eine der Fragen verneint, so erfolgt die Präzisierung an Hand der rechts dargestellten Aussagen. Bei Bewertungen von CHR 7 bis 9 (Level 3) werden die Flugeigenschaften bezüglich Kontrollierbarkeit bewertet. Bei CHR 7 ist diese nicht in Frage gestellt. Dagegen ist es bei CHR 9 nur mit intensivem Aufwand möglich die Kontrollierbarkeit sicherzustellen. Die Bewertungen von CHR 4 bis 6 (Level 2) unterscheiden die erforderliche Kompensation für ausreichende Leistungen. Bewertungen von CHR 1 bis 3 (Level 1) werden angestrebt, da die Flugdynamik dann als zufriedenstellend für die jeweilige Aufgabe angesehen werden kann.

In [33] geben die Autoren weitere Empfehlungen und Hinweise bezüglich der Planung, Durchführung und Auswertung von Flugeigenschaftsexperimenten. Dazu gehören z. B. Auswahl und Anzahl der Versuchspiloten, Dauer der einzelnen Versuche, Anzahl der Versuchswiederholungen, Eingewöhnungsphase. Sie weisen ausdrücklich darauf hin, dass der Entscheidungsbaum der Kern der Bewertung sei und bei jedem Versuch von dem Piloten durchzugehen ist. Die Einzelbewertungen seien nur nähere Erläuterungen und keinesfalls direkt auswählbar.

¹⁶ Hiermit sind verbale Äußerungen des Piloten gemeint, die über die Formulierungen der Skala hinausgehen. Diese enthalten zusätzliche, subjektive Eindrücke der Piloten und offenbaren oft konkrete (qualitative) Mängel der Flugdynamik.



*Definition of required operation involves designation of flight phase and/or
subphase with accompanying conditions

Cooper-Harper Ref. NASA TND-5133

Abbildung 2.4: Cooper-Harper-Skala nach [10]

In den Arbeiten [2], [37], [39], [58], [75] und [87] wird auf die Probleme in der Nutzung der Skala eingegangen und Empfehlungen ausgesprochen, wie Streuungen in den Pilotenbewertungen (mehr als ein Bewertungspunkt) minimiert werden können. Diese Streuungen treten in vielen Untersuchungen auf. Sie stellen ein Problem dar, da es viel Zeit und Geld kosten kann, solchen Problemen auf den Grund zu gehen. Unter Umständen müssen Flugtests wiederholt werden. Dabei können die Ursachen vielfältig sein, müssen aber nicht immer mit schlechten Flugdynamiken verbunden sein. Sie können auch mit unterschiedlichen Interpretationen von Begriffen, unterschiedlicher Aggressivität bei der Aufgabenerfüllung oder mit Müdigkeit der Piloten verbunden sein. Treten starke Streuungen in den Pilotenurteilen bei Flugeigenschaftsexperimenten auf (z. B. bei In-Flight-Simulationen), erschweren sie die Entwicklung von Flugeigenschaftskriterien. Die unmittelbare Folge der Streuungen sind große Unsicherheitsgebiete in den resultierenden Kriteriumsgrenzen.

Eine konkrete Empfehlung aus diesen Arbeiten bezieht sich auf die Bewertungstechnik. Bei der langfristigen (engl.: *long look*) Bewertungstechnik kann der Pilot die Flugaufgabe mit der gleichen Dynamik mehrmals fliegen, solange bis er sich ein abschließendes Urteil gebildet hat. Dies reduziert die Streuung in den Pilotenbewertungen, erfordert allerdings auch viel Zeit und verringert daher die Anzahl der durchführbaren Versuche. Bei der kurzfristigen (engl.: *short look*) Bewertungstechnik wird nur ein Versuch geflogen. Dabei ist bezüglich der Versuchsdauer darauf zu achten, dass der Pilot vorher ausreichend Zeit erhält sich an die Flugaufgabe zu gewöhnen. Eine Versuchsdauer von mindestens zwei Minuten sollte eingehalten werden.

PIO-Tendenz-Bewertungsskala

Zur gesonderten Bewertung der PIO-Tendenz einer Flugdynamik wurden unterschiedliche Skalen entwickelt [51]. Die in dieser Arbeit verwendete und gleichzeitig die bekannteste unter ihnen ist in Abb. 2.5 dargestellt. Es handelt sich dabei um eine Skala mit PIO-Bewertungen (PIOR – *PIO Tendency Rating*) zwischen 1 und 6. Sie basiert auf Skalen, die ursprünglich in dem Originalbericht von Cooper und Harper [10] und die bei Calspan entwickelt wurden. Eine kurze geschichtliche Zusammenfassung über ihre Entstehung ist in [51] enthalten.

Das Kernelement der Skala ist, ebenso wie bei der Cooper-Harper-Skala, ein Entscheidungsbaum der vom schlechtesten Fall ausgeht. Im Unterschied zur Cooper-Harper-Skala muss der Pilot die Fragen allerdings verneinen, um zur bestmöglichen Bewertung zu gelangen. Das Auftreten von divergenten Schwingungen – allein durch Schließen des Regelkreises Pilot-Flugzeug – resultiert in einer Bewertung mit PIOR 6. Kann der Pilot den Regelkreis erfolgreich schließen, stellt sich die Frage, ob bei plötzlichen Manövern oder bei aggressiven Kommandofolgeaufgaben¹⁷ Schwingungstendenzen auftreten. Eine

¹⁷ Der Pilot erhöht hierzu die Bandbreite seiner Eingaben, um dem Kommandosignal möglichst gut zu folgen.

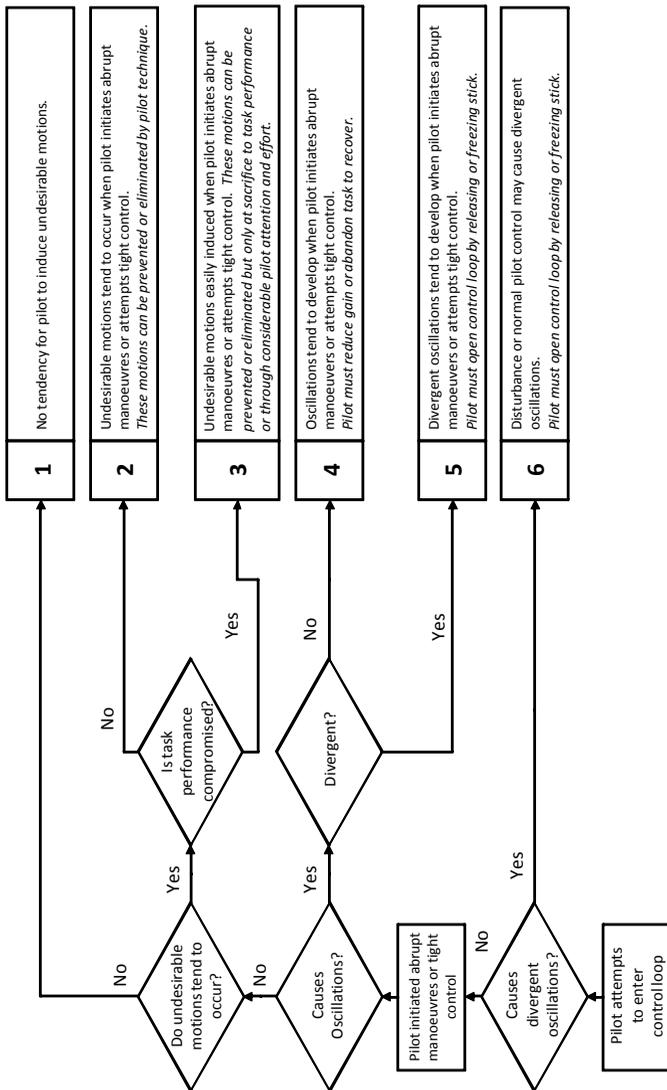


Abbildung 2.5: PIO-Tendenz-Bewertungsskala nach [51]

Bejahung der Frage erfordert eine Einschätzung vom Piloten, ob die Schwingung divergiert (PIOR 5) oder nicht (PIOR 4). Treten statt Schwingungen Tendenzen zu unerwünschten Bewegungen (engl.: *undesirable motions*) auf, hat der Pilot zu urteilen, ob diese Bewegungen die Flugaufgabe beeinflussen (PIOR 3) oder nicht (PIOR 2). Nur wenn alle Fragen des Entscheidungsbaumes mit nein beantwortet wurden, ist eine Bewertung mit PIOR 1 zulässig.

Zusätzlich zu den Fragen des Entscheidungsbaumes sind Beschreibungen des erforderlichen Pilotenverhaltens zur Schwingungsbeendigung angegeben. Bei den Bewertungen PIOR 5 und 6 kann der Pilot die Schwingung nur durch Festhalten oder Loslassen des Steuerknüppels beenden. Bei PIOR 4 muss der Pilot entweder seine Aggressivität bei der Aufgabenerfüllung reduzieren oder die Flugaufgabe abbrechen. Bei einer Bewertung mit PIOR 3 lassen sich die Bewegungen zwar beseitigen, aber nur bei verringerter Aufgabengüte oder durch beachtliche Aufmerksamkeit und Beanspruchung des Piloten. Eine einfache Änderung der Pilotentechnik reicht bei PIOR 2 aus, um die Bewegungen zu unterbinden.

Laut der Skala liegt eine PIO dann vor, wenn eine Bewertung von PIOR 4, 5 oder 6 vergeben wird. Eine Bewertung von PIOR 2 oder 3 lässt nicht direkt auf eine PIO-Tendenz schließen. Allerdings ist der Versuchspilot explizit darauf hinzuweisen, dass nicht nur eine vollausgebildete Schwingung zu einer Bewertung mit PIOR 4 führen kann, sondern auch bereits Anzeichen dafür. Dies ist deshalb erforderlich, da viele Piloten dazu neigen ihr Verhalten bei Problemen unterbewusst anzupassen und dadurch eine Schwingungsausbildung zu verhindern. Eventuelle PIO-Probleme könnten sonst unentdeckt bleiben.

Mitchell und Hoh weisen in [51] auf mehrere Schwächen dieser Skala hin. Eine offensichtliche ist die fehlende Definition des Begriffes „unerwünschte Bewegungen“. Im Rahmen dieser Arbeit wird dieser Begriff nachfolgend definiert, damit die Piloten klarer zwischen den Bewertungen PIOR 3 und 4 unterscheiden können.

Definition 5: Als „Unerwünschte Bewegungen“ einer Flugdynamik werden Bewegungsverläufe im Flugzeugverhalten bezeichnet, als Reaktion auf Steuereingaben durch den Piloten, die

- a) die Vorhersagbarkeit der Flugzeugbewegung erschweren (z. B. starke Überschwinger, langsames Nachlaufen) oder
- b) die zusätzliche Korrekturingaben vom Piloten erfordern (z. B. Übersteuern, Untersteuern).

Ein weiteres Problem dieser Skala ist, dass die Schwere einer Schwingung nicht genau erfasst wird. Der Pilot kann sowohl *Bobbling* als auch starke Schwingungen, die die Flugzeugsicherheit extrem gefährden, korrekt mit PIOR 4 beurteilen. In der Vergangenheit neigten manche Piloten deswegen dazu

für starke PIOs Bewertungen mit PIOR 5 zu vergeben, obwohl die Schwingung nicht divergierte. Erschwerend kommt hinzu, dass es manchen Piloten schwer fällt eine divergierende Schwingung zu erkennen.

Trotz der angesprochenen Mängel wird die Skala in dieser Arbeit verwendet. Dies geschieht wegen der breiten Akzeptanz und Verbreitung dieser Skala in der Forschungs- und Flugversuchsgemeinschaft. In [51] wird ein Vorschlag für eine neue Skala gemacht¹⁸.

Bewertungsskala für Transitionen im Flugverhalten

Zur Beurteilung der Effekte von Betriebsartenwechseln und Systemfehlern auf die manuelle Flugsteuerung wurde im TsAGI eine spezielle Bewertungsskala entwickelt [20]. Transitionen im Flugzeugverhalten werden Pilotenbewertungen (TFR – *Transient Failure Rating*) von TFR -1 bis TFR 5 nach dem Strafprinzip zugeordnet. Dabei berücksichtigt die Skala auch die Möglichkeit, dass der Pilot keine Transition feststellt. Gerade diese Eigenschaft der Skala erweist sich für Forschungszwecke gegenüber den anderen Skalen in [35] und [56] als vorteilhaft. Der Pilot weiß vor einem Versuch nicht, ob tatsächlich eine Umschaltung stattfindet. Dadurch bleibt ein gewisses Überraschungsmoment während der Versuche erhalten, was zu realistischeren Bewertungen führen sollte. Außerdem lassen sich hiermit auch Untersuchungen durchführen, bei denen Wahrnehmungsgrenzen bei Übergängen bestimmt werden sollen.

Zur Verwendung in dieser Arbeit wurden die Formulierungen der Originalskala so modifiziert, dass sie konsistent zu den Begrifflichkeiten der „Cooper-Harper“-Skala sind (Abb. 2.6). Zu bewerten ist der Versuchszeitraum von Feststellung der Umschaltung bis zum Zeitpunkt, wo der Pilot das Gefühl hat, sich an die neue Flugdynamik angepasst zu haben.

Der Entscheidungsbaum beginnt mit der Frage, ob ein Übergang im Flugzeugverhalten wahrnehmbar ist. Eine Verneinung dieser Frage führt zur Bewertung mit TFR 0. Wird die Frage bejaht, wird der Entscheidungsbaum weiter durchlaufen. Bei möglichen gefährlichen Situationen oder Kontrollverlusten ist eine Bewertung von TFR 5 zu vergeben. Solche Fälle sollten bei Serienflugzeugen nicht auftreten, weshalb die vorhandenen Mängel unbedingt zu beseitigen sind. Eine weitere Differenzierung ist daher nicht erforderlich.

Besteht keine Gefahr einer gefährlichen Situation, stellt sich die Frage, ob die Transition die Aufgabenerfüllung beeinträchtigt. Ist das der Fall, wird unterschieden, wie stark die Beeinträchtigung ist (TFR 2 bis 4). Dazu wird nach der erforderlichen Kompensation seitens des Piloten gefragt. Die erreichbare Genauigkeit während einer akzeptablen Transition sollte innerhalb der als „ausreichend“ definierten Grenzen liegen. Bis zu maximal moderater erforderlicher Kompensation erhält die Transition eine Bewertung von TFR 2. Bei einer Bewertung mit TFR 3 konnte der Pilot ausreichende Genauigkeit nur

¹⁸ Diese Skala wurde bisher nur sehr eingeschränkt verwendet. Deren Bewertungen lassen sich nicht ohne weiteres auf bisherige Untersuchungen übertragen, da sie nach einem anderen Prinzip konzipiert wurde.

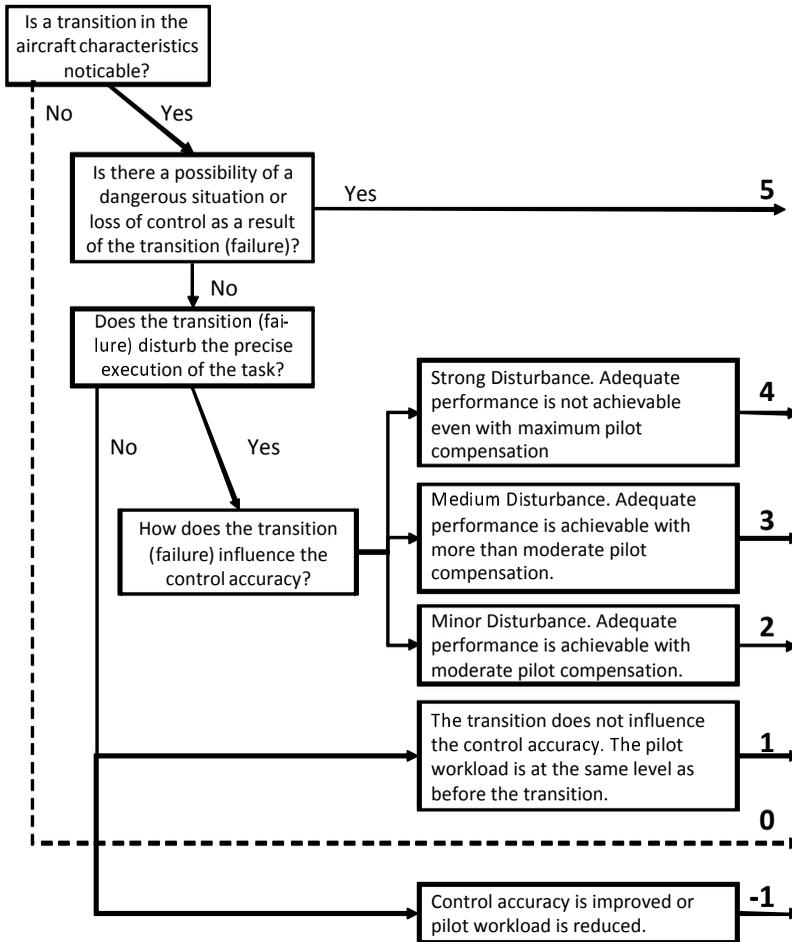


Abbildung 2.6: Modifizierte Transient Failure Rating Scale nach [20]

mit mehr als moderater Kompensation erzielen. Ist eine ausreichende Genauigkeit auch mit maximaler Kompensation durch den Piloten nicht erreichbar, so bedeutet das eine Bewertung von TFR 4.

Tritt keine Verschlechterung bei der Aufgabenerfüllung ein, kann der Pilot zwischen zwei weiteren Bewertungen wählen. Eine Bewertung von TFR 1 kennzeichnet eine Umschaltung, die weder zu einer Verschlechterung in der Genauigkeit, noch zu einer Erhöhung der Beanspruchung führte. Wird dagegen die Genauigkeit besser oder die Beanspruchung reduziert sich, dann entspricht das einer Bewertung von TFR -1. Die Umschaltung führt in diesem Fall zu einem besseren Flugzeugverhalten.

2.6 Flugeigenschaftskriterien der Längsbewegung

Für die Anwendung von Flugeigenschaftskriterien (Definition nach [65]) werden Flugzeugtypen in verschiedene Klassen unterteilt (Tabelle 2.1) und Flugphasen in verschiedene Kategorien (Tabelle 2.2).

Tabelle 2.1: Unterteilung der Flugzeugklassen [65]

Klasse	Beschreibung
I	Kleine, leichte Flugzeuge
II	Flugzeuge mittleren Gewichts, niedrige bis mittlere Manövrierfähigkeit
III	Schwere Flugzeuge, niedrige bis mittlere Manövrierfähigkeit
IV	Flugzeuge mit hoher Manövrierfähigkeit

Diese Arbeit beschränkt sich auf die Untersuchung von Umschaltungen linearer Flugdynamiken in der Längsbewegung, weshalb nachfolgend auch nur die Betrachtung von Kriterien der Längsbewegung erfolgt. Für Informationen zu Kriterien der Seitenbewegung sei auf andere Werke, wie z. B. [65], verwiesen. Kriterien für PIOs der Kategorie II werden nicht angesprochen, da die hier untersuchten Flugdynamiken keine Begrenzungen aufweisen. Hierfür sei auf die Überblickwerke [51] und [59] verwiesen.

2.6.1 Kriteriensystematik

Im Laufe der Jahre wurden verschiedene Kriterien zur Abschätzung von Flugeigenschaftsbewertungen und speziell zur Überprüfung der PIO-Anfälligkeit

Tabelle 2.2: Unterteilung der Flugphasen [65]

Kategorie	Beschreibung
A	Flugphasen außerhalb des An-/Abflugbereichs, die Manövrieren, präzise Flugbahneinhaltung oder eine präzise Lagekontrolle erfordern.
B	Flugphasen außerhalb des An-/Abflugbereichs, die schrittweise Manöver ohne präzise Steuerung (präzise Flugbahneinhaltung kann erforderlich sein) erfordern.
C	Flugphasen innerhalb des An-/Abflugbereichs, die schrittweise Manöver mit genauer Flugbahnkontrolle erfordern.

entwickelt. Sie lassen sich zunächst in Zeitbereichs- und Frequenzbereichskriterien unterteilen. Eine entsprechende Systematik ist in Abb. 2.7 dargestellt. Sie erhebt keinen Anspruch auf Vollständigkeit und unterscheidet auch nicht zwischen Flugeigenschafts- und PIO-Kriterien. Beschreibungen zu allen angegebenen Kriterien sind in der Literatur verfügbar, z. B. in [65].

Bei den Zeitbereichskriterien werden Kennwerte aus den Zeitverläufen ermittelt (z. B. Anstiegszeit, Amplituden). Ihr großer Vorteil liegt darin, dass sie für Flugdynamiken mit und ohne Nichtlinearitäten einsetzbar sind. Es muss nicht mit Näherungen gerechnet werden, sondern es lässt sich das tatsächliche, nichtlineare Flugzeugverhalten verwenden. Daher lassen sich viele dieser Kriterien auch direkt auf Flugtestdaten anwenden.

Die Frequenzbereichskriterien lassen sich weiter unterteilen, wobei eine leicht modifizierte Kategorisierung gegenüber [7] vorgeschlagen wird. Zunächst erfolgt eine Unterteilung nach der Systemordnung. Viele Kriterien sind nur auf Flugdynamiken mit klassischem Übertragungsverhalten anwendbar (z. B. Kennkreisfrequenz und Dämpfungsgrad der Anstellwinkelschwingung). Dabei spielt es keine Rolle, ob das Flugzeug wirklich unregelt ist oder, ob sich das Übertragungsverhalten näherungsweise durch ein äquivalentes System niedriger Ordnung (engl.: *Low Order Equivalent System*, LOES) beschreiben lässt. Andere Kriterien sind auf Systeme beliebiger Ordnung anwendbar und somit universeller einsetzbar. Bei ihnen kann die komplette Dynamik (inkl. Aktuator, Sensoren, Filter) berücksichtigt werden.

Die Kriterien für Systeme hoher Ordnung lassen sich wiederum in zwei unterschiedliche Gruppen unterteilen. Zum einen existieren Kriterien, die die notwendigen Informationen nur aus dem Übertragungsverhalten der Flugdynamik ziehen. Dies erfolgt wieder durch Kennwertberechnung (z. B. Bandbreitenkriterium, Röger-Kriterium) aus dem Übertragungsverhalten. Andere

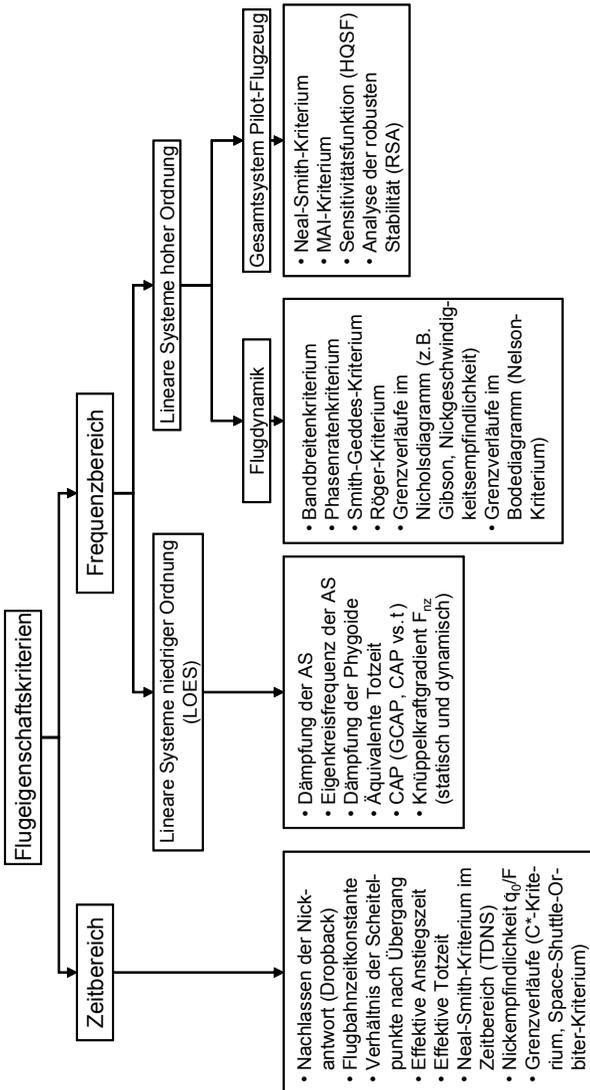


Abbildung 2.7: Kategorisierung von Flugeigenschaftskriterien der Längsbewegung in Anlehnung an [7]

Kriterien betrachten hingegen Kennwerte des Gesamtsystems Pilot-Flugzeug. Hierzu verwenden sie Pilotenmodelle, deren Verhalten im einfachsten Fall dem Crossover-Modell entspricht (siehe 2.4.3).

Zur Überprüfung der PIO-Anfälligkeit haben sich bisher die Frequenzbereichsverfahren durchgesetzt, obwohl das Neal-Smith-Kriterium im Zeitbereich (Time-Domain Neal-Smith Criterion) zum Erkennen von PIOs der Kategorien 1 und 2 ebenfalls sehr vielversprechend ist.

Für die nachfolgenden Untersuchungen wird nur eine Untermenge der dargestellten Kriterien verwendet. Es wurde aus jedem Strang mindestens ein Kriterium entnommen, welches angewendet und im Folgenden näher beschrieben wird. Einige der ausgewählten Kriterien eignen sich sowohl für die Flugeigenschaftsbewertung als auch für die Beurteilung der PIO-Anfälligkeit. Einschränkend kommt allerdings hinzu, dass viele der Kriterien für Kampfflugzeuge entwickelt wurden, weshalb die Anwendbarkeit der Kriteriumsgrenzen auf Transportflugzeuge in Frage gestellt werden kann. In jedem Fall geben die Kriterien auch für Transportflugzeuge eine relative Tendenz der Flugeigenschaften an.

2.6.2 Kriterien für die Steuerempfindlichkeit

Viele Kriterien für das dynamische Antwortverhalten des Flugzeugs setzen implizit voraus, dass der Verstärkungsfaktor K des analysierten Flugzeugübertragungsverhaltens¹⁹ optimal eingestellt ist. Sie beschreiben allerdings kein entsprechendes Vorgehen, wie das zu erreichen ist. In [47] wurde gezeigt, dass für jede Flugdynamik ein optimaler Verstärkungsfaktor existiert. Abweichungen von diesem Optimum führten zu einer Verschlechterung des Pilotenurteils, wobei es einen relativ großen Toleranzbereich gab. Wird der Abzug eines Bewertungspunktes in der Cooper-Harper-Skala toleriert, sind Abweichungen vom optimalen Verstärkungsfaktor von bis zu 50% nach oben oder nach unten zulässig. Außerhalb dieses Bereichs verschlechtert sich die Bewertung sehr stark. Die Piloten zeigen also eine gewisse Toleranz gegenüber nichtoptimalen Werten des Verstärkungsfaktors. Die Ergebnisse basieren im Wesentlichen auf Untersuchungen, die mit einem Integrator-Verhalten als Flugdynamik durchgeführt wurden.

Für Transportflugzeuge existieren keine veröffentlichten und validierten Kriterien oder Kennwerte, an Hand derer zulässige Grenzen für den Verstärkungsfaktor, insbesondere bei Sidestick-Steuerung, definiert werden. In den meisten Forschungsversuchen wurden die Faktoren daher vom Piloten direkt vor den Versuchen gewählt. In anderen Versuchen legten die Untersucher sie vorab fest. Dabei lassen sie sich nach verschiedenen Gesichtspunkten

¹⁹ Dabei ist zunächst irrelevant, wie der Faktor konkret definiert ist. Vielmehr ist entscheidend, dass der Amplitudengang des Übertragungsverhaltens gewissen Anforderungen genügt, was durch Multiplikation der Übertragungsfunktion mit einem Skalierungsfaktor erreicht wird.

auslegen, die sich vor allem hinsichtlich des betrachteten Frequenzbereichs (niedrige, mittlere oder hohe Frequenzen) unterscheiden.

Bei der Interpretation des Verstärkungsfaktors als Steuerempfindlichkeit grenzt sich der mögliche Frequenzbereich sehr stark ein. Daher soll hier zunächst der Begriff der „Steuerempfindlichkeit“ in Anlehnung an Gibson [32] definiert werden:

Definition 6: Die **Steuerempfindlichkeit** ist ein Maß für das Ansprechverhalten der Flugdynamik relativ zu den Steuereingaben des Piloten, welches die Genauigkeit des Piloten bei der Aufgabenerfüllung beeinflusst.

Bei einer zu starken Empfindlichkeit reagiert die Flugdynamik bereits bei kleinen Eingaben überdeutlich und erschwert so massiv das Einhalten einer geforderten Genauigkeit. Eine zu geringe Empfindlichkeit erfordert vom Piloten große Ausschläge oder hohe Kräfte, um die gewünschte Reaktion des Flugzeugs zu bewirken. Dies zieht ebenfalls eine verminderte Genauigkeit nach sich, bedeutet aber auch eine größere muskuläre Ermüdung für den Piloten. Eine große Abweichung vom optimalen Flugzeugverstärkungsfaktor kann daher der Grund für eine PIO-Anfälligkeit sein.

Aus der angegebenen Definition heraus ergibt sich nun die Frage, mit welchem Flugzeugkennwert sich die Steuerempfindlichkeit quantitativ angeben lässt.

Beurteilung der (quasi-stationären) Endantwort

Die zuerst entwickelten Kriterien bewerten die Endreaktion (besser: quasi-stationäre Endreaktion) auf ein sprunghaftes Kommando mit der Kraft F_K oder dem Ausschlag δ_s . In MIL-STD-1797A [65] werden dazu Forderungen an die statischen und dynamischen Gradienten $\partial F_K / \partial n_Z$ (§4.2.8.1 and §4.2.8.2) und $\partial \delta_s / \partial n_Z$ (§4.2.9.2) gestellt. Hohe Gradienten erfordern hohe Steuerkräfte bzw. Ausschläge, die möglicherweise nur mit zwei Händen aufgebracht werden können. Geringe Gradienten bergen die Gefahr, dass ein zu starkes Ziehen zu einer Überlastung der Flugzeugzelle führt. Bei konventionellen Flugdynamiken (mit direkter Rückkopplung der aerodynamischen Kräfte) ist der Kraftgradient über einen weiten Geschwindigkeitsbereich nahezu konstant (zur Begründung s. [32]), weshalb der Ausschlagsgradient hinzugenommen wird. Durch den Bezug auf das quasi-stationäre Lastvielfache wird vor allem die Manövrierstabilität des Flugzeugs bewertet. Auf die Genauigkeit der Lagehaltung haben diese Kenngrößen nur einen geringen Einfluss. Sie werden deshalb in der vorliegenden Arbeit nicht weiter betrachtet.

Beurteilung der Anfangsreaktion

Die Autoren von [85] verwendeten die Kenngröße \dot{q}_{\max} / F_K , um den Verstärkungsfaktor in ihren Versuchen einzustellen. Diese beschreibt das Verhält-

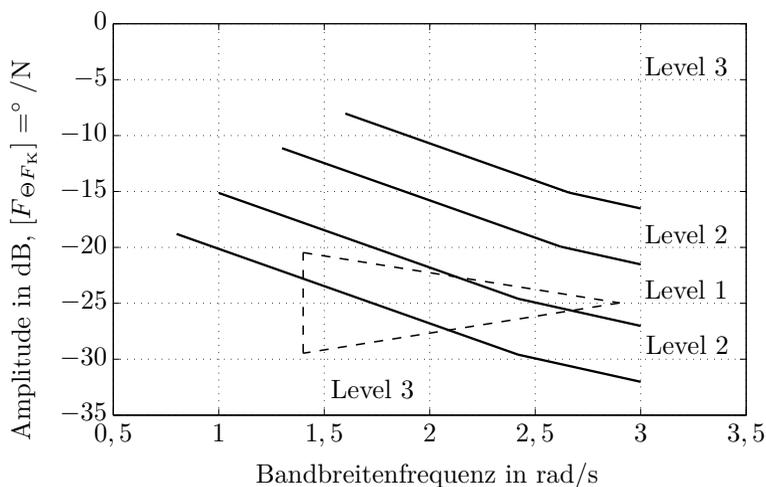
nis vom Maximum der Nickbeschleunigung \dot{q}_{\max} zu einer sprunghaft aufgebrauchten Knüppelkraft F_K . Bisherige Untersuchungen [49, 51] zeigten, dass die Beurteilung dieser Größe eng mit der Überschwingzeit $\tau_{\dot{q}_{\max}}$ (Zeitpunkt des Maximums der Nickbeschleunigung) verbunden ist. Bei vernachlässigbarer Überschwingzeit ist nach Aussage der Autoren fast jeder Wert zulässig. Steigt die Überschwingzeit, nimmt der maximal zulässige Wert ab. Gibson [32] gibt als Entwurfsvorschrift für die Überschwingzeit einen Maximalwert von 0,18 s an. Dieser Zusammenhang ließe sich damit erklären, dass eine signifikante Überschwingzeit die Vorhersehbarkeit der Flugzeugantwort erschwert und die sich einstellende Nickbeschleunigung, im Vergleich zum Fall ohne Überschwingzeit, als zu abrupt bzw. zu stark wahrgenommen wird. Mit Vorgabe von \dot{q}_{\max}/F_K kann eine bestimmte Anfangsbeschleunigung und somit die Anfangsreaktion des Flugzeugverhalten eingestellt werden. Über den Endwert oder die Folgsamkeit der Flugdynamik erlaubt dieser Kennwert aber keine Aussage [32, 21]. Zur Vollständigkeit wird er in dieser Arbeit betrachtet, fließt aber nicht in die Flugeigenschaftsbewertung ein.

Beurteilung des mittleren Frequenzbereichs

In [38] wurde die Steuerempfindlichkeit bei Kampfflugzeugen in dem Frequenzbereich betrachtet, in dem der Pilot die größte Empfindlichkeit gegenüber der Flugzeugreaktion besitzt. Laut Hoh ist dies der Bereich der Durchtrittsfrequenz. Seine Überlegungen resultierten nicht nur aus dem „Crossover-Law“, sondern auch aus den für LOES-Modelle [65] verwendeten MUAD-Bändern (engl.: *Maximum Unnoticed Added Dynamics*), die im Bereich von 0,8 bis 5 rad/s die kleinsten Abweichungen tolerieren. Daher sollte der Verstärkungsfaktor laut Hoh in diesem Frequenzbereich definiert werden. Er stellte einen Zusammenhang zwischen der Bandbreitenfrequenz $\omega_{b,\Theta}$ ²⁰ und einer entsprechenden Empfindlichkeitskenngröße $|F_{\Theta F_K}(\omega_{b,\Theta})|$ fest. Je höher die Bandbreite des Flugzeugs, desto geringer sollte die Empfindlichkeit sein. Die entsprechende Kriteriumsgraphik, siehe Abb. 2.8, zeigt ein optimales Band (Level 1) für die Steuerempfindlichkeit. Ober- und unterhalb sind Level-2-Bereiche definiert. Außerhalb dieser Bereiche wird die Empfindlichkeit mit Level 3 bewertet. Diese Grenzen wurden mit der LAHOS-Datenbank ermittelt.

In [21] wurde von Field die Steuerempfindlichkeit von Transportflugzeugen untersucht. Er verwendete ebenfalls den Steuerempfindlichkeitsparameter $|F_{\Theta F_K}(\omega_{b,\Theta})|$. Im Gegensatz zu Hoh identifizierte Field aber keine parallelen Geraden als Kriteriumsgrenzen, sondern eine dreieckige Fläche (gestrichelt dargestellt in Abb. 2.8). Dieser Grenzbereich basiert auf Simulatorversuchen mit Transportflugzeugen, die mit Steuersäulen ausgestattet waren. Nach seinen Beobachtungen tolerieren die Piloten bei kleineren Bandbreiten eine größere Streuung in der Empfindlichkeit als bei höheren Frequenzen. Gemäß

²⁰ Dabei handelt es sich um die Frequenz, die dem Bandbreitenkriterium in Abschnitt 2.6.3 seinen Namen gab.



Abbildungung 2.8: Kriteriumsgraphik der Steuerempfindlichkeit in der Nickachse [38], gestrichelte Linie nach [21]

dieser Annahme muss es eine Obergrenze für die zulässige Bandbreitenfrequenz geben. Er stellte außerdem fest, dass für jedes Vorgaberegelsgesetz individuelle Kriteriumsflächen zu bestimmen sind. Zusammenfassend betrachtet scheint die Größe $|F_{\Theta_{FK}}(\omega_b, \Theta)|$ die geeignetste Wahl zur Überprüfung der Steuerempfindlichkeit zu sein.

2.6.3 Kriterien für das dynamische Flugzeugverhalten

Parameter über die Wahrnehmung der Steuerreaktion

In [4] wurde von Bihrlé ein Flugeigenschaftsparameter vorgeschlagen, der Aussagen darüber liefern soll, ob der Pilot in der Lage ist den Endwert der Flugzeugreaktion auf Steuereingaben (engl.: *control*) vorherzusagen (engl.: *anticipate*) zu können. Er wurde ursprünglich für den Formationsflug entwickelt, der eine der anspruchsvollsten manuellen Flugaufgaben darstellt. In der Literatur (z. B. [65]) ist er heute weitläufig unter dem Begriff CAP (*Control Anticipation Parameter*) bekannt und auch auf alle Flugaufgaben anwendbar. Er ist aber nicht als direktes PIO-Kriterium geeignet.

Bihrlé traf die Annahme, dass der Pilot die Endantwort des Flugzeugs vorherzusagen können müsse, um die Flugbahn präzise einstellen zu können. Dabei baute er auf Versuche vom Cornell Aeronautical Laboratory (heute: Calspan) auf, die in Flugversuchen wiederholt einen Zusammenhang zwischen

einer präzisen Bahnführung des Flugzeugs und den Kennwerten der Kurzzeitdynamik (Dämpfung und Kreisfrequenz) eines Flugzeugs demonstrieren konnten. Statt jedoch diese Kennwerte direkt zur Bewertung der Bahnführung zu verwenden, wollte er die aerodynamischen und physikalischen Eigenschaften, die diese Kenngrößen beeinflussen, verwenden. Er entschied sich dafür, die anfängliche Nickbeschleunigung als Kenngröße zu nehmen, an Hand welcher der Pilot den Endwert der Steuerreaktion beurteilt und definierte den CAP als das Verhältnis von anfänglicher Nickbeschleunigung zum quasi-stationären Lastvielfachen²¹ infolge eines Sprungeingangs mit dem Steuerknüppel:

$$CAP = \frac{\dot{q}(0)}{\Delta n_{z, \text{stationär}}}. \quad (2.24)$$

Eine Interpretation des CAP besagt, dass es ein optimales Verhältnis beider Kennwerte geben muss. Ist das Verhältnis der beiden Größen zu klein, nimmt der Pilot die Nickantwort als zu träge wahr und neigt zum Übersteuern. Bei zu großem Verhältnis ist die Nickantwort zu schnell, zu plötzlich und zu empfindlich und der Pilot neigt zum Untersteuern.

Der Wert des CAP lässt sich mit der Näherung für die Anstellwinkelschwingung analytisch approximieren. Mit der Eigenkreisfrequenz der Anstellwinkelschwingung $\omega_{0,AS}$ und der Beschleunigungsempfindlichkeit $n_{z\alpha}$ ²² ergibt sich²³:

$$CAP \approx \frac{\omega_{0,AS}^2}{n_{z\alpha}} \approx \frac{g}{V} T_{\Theta 2} \omega_{0,AS}^2, \quad (2.25)$$

wobei V die Fluggeschwindigkeit, g die Erdbeschleunigung und $T_{\Theta 2}$ die Zählerzeitkonstante der Übertragungsfunktion $F_{\Theta\eta}(s)$ sind. Dabei ist zu berücksichtigen, dass diese Formel für die Näherung der Längsbewegung (Nick-Hubbewegung) bei konstanter Geschwindigkeit gilt. Wird die vollständige Flugzeuglängsdynamik mit Phygoide analysiert, wird das Lastvielfache auf Grund der Phygoide immer wieder abgebaut. Es wird sich $\Delta n_z = 0$ als stationärer Endwert des Lastvielfachen einstellen. Somit ist das Kriterium auf den Wert nach Abklingen der Anstellwinkelschwingung anzuwenden.

Soll das Kriterium für geregelte Systeme angewendet werden, müssen die Flugdynamiken mit Hilfe des Low-Order-Equivalent-Systems-Ansatzes (für eine gute Übersicht s. [8], für Besonderheiten bei Transportflugzeugen s. [24]) in ein äquivalentes System niedriger Ordnung überführt werden. Zu diesem System gehört auch eine äquivalente Totzeit, die sämtliche Phasenteile durch höherfrequente Filter und echte Totzeiten berücksichtigt. Die

²¹ Wert nach Abklingen der Anstellwinkelschwingung.

²² Die Beschleunigungsempfindlichkeit entspricht laut Definition in [4] dem Zuwachs des Lastvielfachen bei einer sprunghaften Änderung des Anstellwinkels von $\Delta\alpha = 1$ rad.

²³ Es dürfen hier keine Gleichheitszeichen stehen, weil in jedem Schritt Vereinfachungen getroffen wurden. Für die Herleitung zum 1. Ausdruck s. [4].

Parameter des Modells können anschließend genutzt werden, um den CAP zu bestimmen.

Die zulässigen Grenzen des CAP und die zugehörige Einstufung der Flugeigenschaften sind aus Graphen zu entnehmen. Hierfür sind in der Literatur verschiedene Darstellungen angegeben (s. Abb. 2.9 bis 2.11), wobei sich die Grenzen für die jeweilige Flugphase und Flugzeugkategorie unterscheiden können.

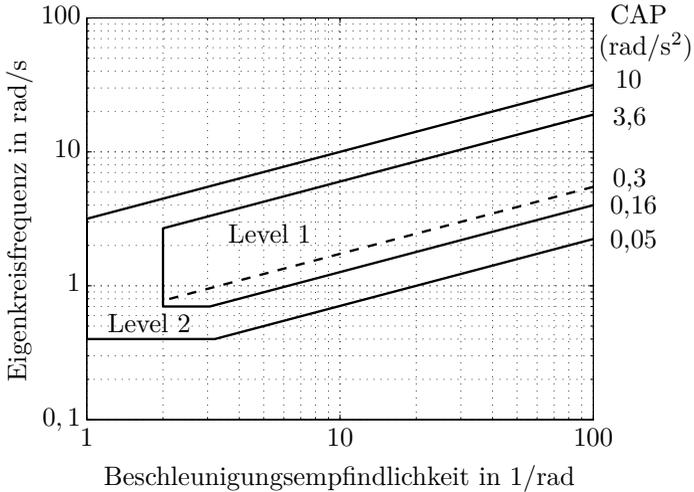


Abbildung 2.9: Kriteriumsgraphik (Klasse III Flugzeuge) $\omega_{0,AS}$ über $n_{Z\alpha}$ in Anlehnung an [62] und gestrichelt nach [23]

Die Darstellung in Abb. 2.9 entspricht im Wesentlichen der Darstellung der MIL-F-8785C [62]. Die schrägen Linien stehen für einen konstanten CAP, die senkrechten Linien markieren minimal zulässige Werte für die Beschleunigungsempfindlichkeit. Im Nachfolgedokument MIL-STD-1997A [65] ist diese Art der Darstellung nicht mehr enthalten. Die eingezeichneten Grenzwerte in der Abbildung wurden aber aus [65] entnommen, wo gegenüber [62] eine tiefere untere Grenze für Level 2 festgelegt wurde und der Bereich für Level 3 komplett wegfiel.

MIL-STD-1797A [65] verwendet Abb. 2.10. Hier ist der CAP direkt an der Ordinate aufgetragen, wodurch die Grenzbereiche für CAP und Dämpfungsgrad der Anstellwinkelschwingung direkt ersichtlich sind. Beachtet werden muss dabei, dass die Minimalwerte für die Beschleunigungsempfindlichkeit separat geprüft werden.

In [23] wurde die Eignung des CAP zur Flugeigenchaftsuntersuchung beim Landeanflug ziviler Transportflugzeuge überprüft. Dabei fanden die Autoren heraus, dass die untere Grenze für Level 1 zu optimistisch erscheint und

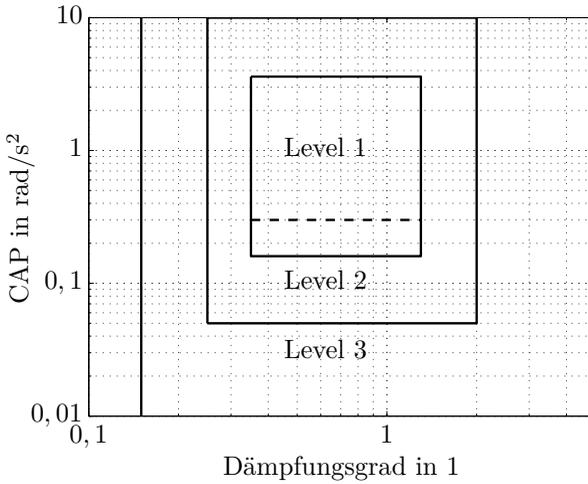


Abbildung 2.10: Kriteriumsgraphik (Klasse III Flugzeuge) CAP über D_{AS} nach [65] und gestrichelt nach [23]

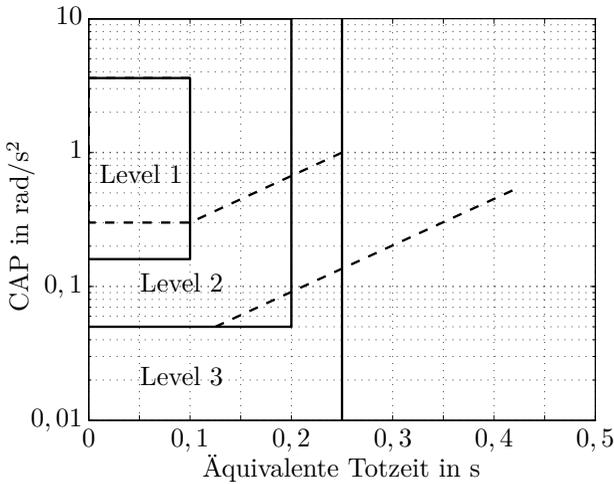


Abbildung 2.11: Kriteriumsgraphik (Klasse III Flugzeuge) CAP über τ_e nach [65] und gestrichelt nach [23]

schlugen eine Anhebung der Grenze auf $CAP = 0,3 \text{ rad/s}^2$ vor. Zusätzlich schlugen sie ein weiteres Kriterium vor, dass den CAP in Verbindung mit der äquivalenten Totzeit bringt (s. 2.11). Sie fanden heraus, dass bei Transportflugzeugen abhängig vom CAP auch höhere Totzeiten toleriert werden können. Dabei steigt aber die zulässige Untergrenze des CAP mit zunehmender Totzeit. Dies steht im Gegensatz zu den bisherigen Richtlinien [65], wo konstante Grenzen für CAP und Totzeit definiert wurden, z. B. muss für „Level 1“-Flugeigenschaften $\tau_e \leq 0,1 \text{ s}$ gelten. Die dem Kriterium zu Grunde liegenden Bewertungen wurden in In-Flight-Simulationen gewonnen. Die vorgeschlagenen Modifikationen gegenüber den Werten in [65] wurden in vorangegangenen Abbildungen durch gestrichelte Linien gekennzeichnet.

Neben Gl. 2.25 gibt es mehrere Ansätze den CAP auf andere Art und Weise zu bestimmen. In [25] werden diese Entwicklungen kurz zusammengefasst. Ein Problem war 30 Jahre später immer noch, dass der CAP nur für Zeitverläufe des Flugverhaltens mit stationären Endwerten im Lastvielfachen anwendbar ist. Dadurch lassen sich aber manche neuartige Flugdynamiken, die stark durch das Flugsteuerungssystem modifiziert worden sind, nicht bewerten. Daher wurde in [25] eine Modifikation des Kriteriums vorgeschlagen, die den Namen GCAP (Generic CAP) erhielt. Zu dessen Bestimmung werden direkt die Zeitverläufe der Flugzeugantwort verwendet, aus denen die Kennwerte einer äquivalenten Schwingungsbewegung abgeleitet werden. Dies erlaubt den Einsatz auch bei modernen Flugdynamiken, die kein konstantes Lastvielfaches nach Sprungeingang aufweisen, aber eine dominante höherfrequente Schwingung besitzen. Aus der Sprungantwort des Lastvielfachen auf einen Einheitssprung lässt sich zunächst der Dämpfungsgrad D (Forderung: $0 \leq D \leq 1$) bestimmen. Der Zeitpunkt t_{pk} markiert den Moment, an dem die Kenngrößen (\dot{q} , Δn_z) ihr jeweiliges Maximum erreichten.²⁴ Die Berechnungsvorschrift lautet:

$$GCAP = \frac{\dot{q}(t_{pk})}{\Delta n_z(t_{pk})} \left(1 + e^{\frac{-D\pi}{\sqrt{1-D^2}}} \right). \quad (2.26)$$

Da die Interpretation des GCAP dieselbe wie beim CAP ist, wird der GCAP in die gleichen Graphiken (üblicherweise 2.10 eingetragen. Beide Parameter können direkt mit dem Manöverpunkt in Verbindung gebracht werden. Größter Vorteil der Modifikation ist die Anwendbarkeit des Kriteriums auf geregelte und auf unregelte Flugdynamiken, unabhängig von der stationären Flugzeugantwort. Hierfür werden nur die Spitzenwerte von Lastvielfachen und Nickbeschleunigung benötigt, sowie der Dämpfungsgrad der Schwingung.

²⁴ Untersuchungen zeigen, dass die Maxima von Nickbeschleunigung und Lastvielfachenzuwachs zeitlich so eng beieinander liegen, dass als gute Näherung der Wert des Lastvielfachen zum Zeitpunkt der maximalen Nickbeschleunigung verwendet werden kann.

Nachlassen der Nickantwort (Dropback-Kriterium)

Das Dropback-Kriterium wurde von Gibson erstmalig 1982 in [27] zusammen mit einer Reihe von weiteren Flugeigenschaftskriterien vorgestellt. Es ist ein Zeitbereichskriterium, das für alle Dynamiken anwendbar ist, die auf eine Sprungeingabe des Steuerknüppels mit einer stationären Nickgeschwindigkeit reagieren. Es unterliegt somit ähnlichen Beschränkungen wie der CAP.

Die Motivation seines Kriteriums war die Beobachtung von Gibson, dass Piloten über lange Phasen des Fluges das Flugzeug mit einem vorwissen- den und nicht mit einem kompensierenden Verhalten fliegen. Dies erfolge durch diskrete, rechteckförmige Eingaben, die mehr oder weniger exakt die gewünschte Flugzeugantwort bewirken. Für eine erfolgreiche Steuerung sei daher die Vorhersagbarkeit des Endwerts enorm wichtig, weshalb der Zeit- verlauf der Flugzeugantwort bestimmte Schranken einhalten müsse. Anderenfalls müsse der Pilot die Defizite des Flugzeugs kompensieren und folglich mehr als Regler arbeiten, d.h. den Regelkreis Pilot-Flugzeug schließen.

Er untersuchte daher die Sprungantworten von fünf Parametern (Last- vielfaches in z-Richtung, Bahnwinkel, Längslagewinkel, Nickgeschwindigkeit, Nickbeschleunigung), die die Vorhersagbarkeit für den Piloten beschreiben sollen. Er identifizierte dabei die Verläufe von Nickgeschwindigkeit und Längs- lagewinkel als besonders aussagekräftig. Bei zufriedenstellenden Flugdynamiken sank der Längslagewinkel wieder auf einen unmittelbar zuvor erreichten Wert ab, nachdem der Pilot den Knüppel losließ (nachlassen – engl.: *to drop back*). Flugzeuge, die typischerweise als träge bezeichnet werden, laufen hin- gegen noch etwas hinterher und erreichen einen höheren Endwert im Längs- lagewinkel. Dieses Verhalten bezeichnet er als Überschießen (engl.: *overshoot*).

Zur Überprüfung des Kriteriums werden die Zeitverläufe von Nickge- schwindigkeit und Längslagewinkel infolge eines Rechteckimpulses betrachtet (s. Abb. 2.12). Aus diesen Verläufen werden die Kriteriumsparameter maxi- male Nickgeschwindigkeit q_{\max} und der *Dropback* (Db)

$$Db = \Theta_{\text{ho}} - \Theta_{\text{stat}}, \quad (2.27)$$

abgelesen und in der Kriteriumsgraphik (Abb. 2.13) eingetragen. Dabei steht Θ_{ho} für den Längslagewinkel zum Zeitpunkt des Loslassens des Knüppels und Θ_{stat} für den sich einstellenden, quasi-stationären Endwert des Längs- lagewinkel²⁵. Beide Größen werden auf den stationären Endwert der Nickge- schwindigkeit q_{∞} normiert.

Die Auswertung der Versuche ergab, dass der Parameter Dropback für ein angenehmes Verhalten Null oder positiv sein sollte. Negative Werte wur- den als zu träge und unbefriedigend in Experimenten bewertet. Gleichzeitig wird das Überschwingen der Nickgeschwindigkeit als notwendig für optimale

²⁵ Hiermit ist der Endwert nach Abklingen der Anstellwinkelschwingung gemeint. Bei konventionellen Flugzeugen würde sich bei $t \rightarrow \infty$ der getrimmte Längslagewin- kel wieder einstellen.

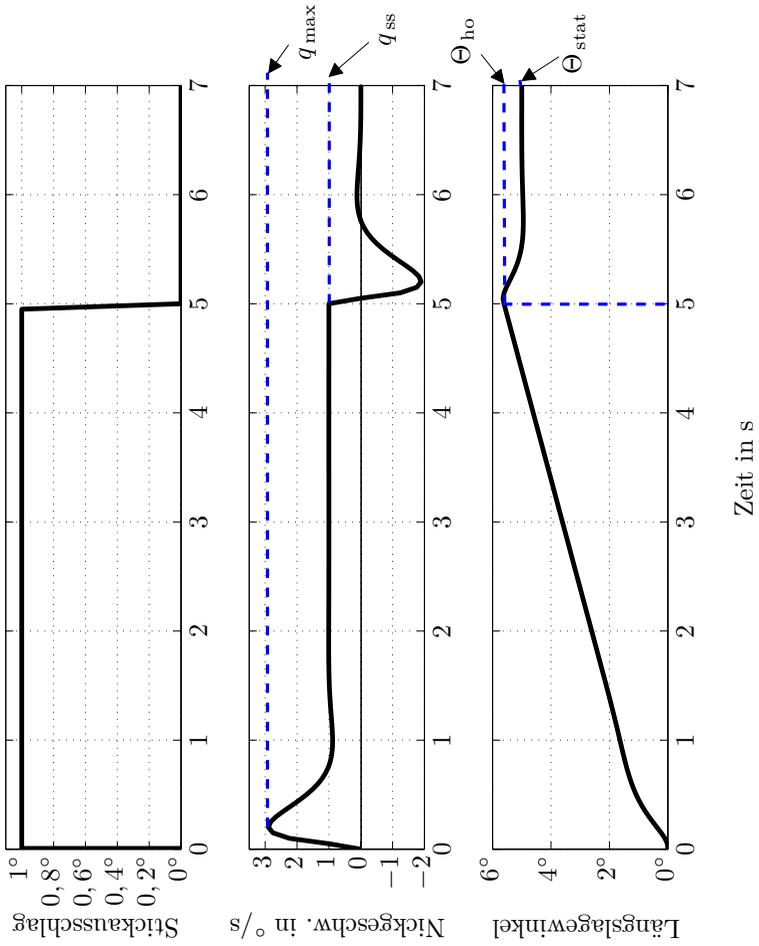


Abbildung 2.12: Beispiel zum Dropback-Kriterium

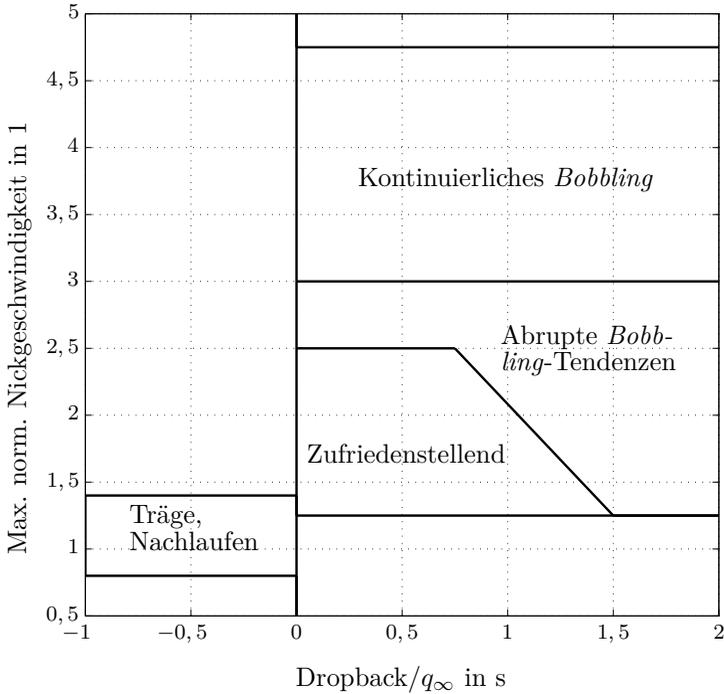


Abbildung 2.13: Kriteriumsgraphik des Dropback-Kriteriums nach [57]

Flugeigenschaften empfunden. Zu große Überschwinger in der Nickgeschwindigkeit, ebenso wie zu hohe Werte für den Dropback, verursachen jedoch *Bobbling*-Effekte, was in jedem Fall vermieden werden muss.

Mooij [57] nutzte das Kriterium auch für zivile Flugzeuge beim Landeanflug. Er führte zuvor Versuche mit Piloten in Simulatoren am Boden und in der Luft durch. Dabei stellte er fest, dass sich das Kriterium auch für zivile Flugzeuge eignet, aber die Grenzen für den zufriedenstellenden Bereich anders verlaufen sollten. Er schlug vor höhere zulässige Dropback-Werte zuzulassen, aber gleichzeitig auch die maximal zulässige Nickbeschleunigung zu reduzieren.

In [59] wurde dieses Kriterium auf seine Eignung zur Vorhersage von PIOs überprüft. Die Autoren fanden heraus, dass es keine zuverlässige Aussage über die PIO-Anfälligkeit zu geben vermag. Es sei aber dennoch eine Entwurfsempfehlung und ein sehr gutes Hilfsmittel zur Überprüfung, ob *Bobbling*-Tendenzen vorhanden sind.

Phasengradienten-/Amplituden-Phasen-Kriterium

Bei dem Phasengradientenkriterium und dem Amplituden-Phasen-Kriterium handelt es sich um zwei einzelne – ebenfalls von Gibson ([28, 31]) entwickelte – Kriterien, die meist kombiniert eingesetzt werden. Sie wurden speziell für die Untersuchung der PIO-Anfälligkeit bei hochgradig geregelten Flugzeugen entwickelt. Für ihre Anwendung sind nur Frequenzgänge erforderlich, so dass sie für alle Phasen der Flugzeugentwicklung geeignet sind. Ihre Aussagekraft ist aber immer nur so gut wie die vorhandenen Daten.

Gibson vertritt die Auffassung, dass das Übertragungsverhalten von Pilotenkommando auf Längslagewinkel maßgeblich zur PIO-Anfälligkeit einer Flugdynamik in der Längsbewegung beitrage. Durch Auswertung der Theorie von Bihle [4] zum Phänomen des Steuerknüppelpumpens (engl.: *stick pumping*), entdeckte Gibson einen Zusammenhang zwischen PIO-Neigung und dem Übertragungsverhalten im Bereich der Phasenschnittkreisfrequenz ω_π . Seine Erkenntnisse hierzu fasste er in seiner Dissertation [32] folgendermaßen zusammen:

- Piloteninduzierte Schwingungen treten immer bei oder leicht oberhalb der Phasenschnittfrequenz ω_π auf.²⁶
- Der Phasengang des offenen Regelkreises Pilot-Flugzeug erreicht dabei den Wert von $\varphi = -180^\circ$ bei niedrigen Frequenzen, typischerweise weit unterhalb von 1 Hz.
- Der Phasenabfall erhöht sich stark innerhalb dieses Frequenzbereichs.
- Die Verstärkung bei der Phasenschnittfrequenz ist so groß, dass durch die möglichen Knüppelausschläge große Schwingungen in der Flugzeuglage hervorgerufen werden können.

Seine Kriterien zielen darauf ab PIOs zu verhindern, indem die drei letztgenannten Punkte durch eine geeignete Gestaltung des Übertragungsverhaltens vermieden werden. Probleme entstehen bei einer unbedachten Verwendung von Filterdynamiken, die den Phasengang in dem Frequenzbereich, in dem der Pilot bewusste Eingaben tätigt, sehr stark absenken. Die Folge davon ist zum einen eine starke Empfindlichkeit des Gesamtsystems auf Variationen in der Aggressivität des Piloten. Bei schlechten Dynamiken wird der Pilot mit synchronem oder leicht vorhaltendem Verhalten agieren. Leichte Erhöhungen im Verstärkungsfaktor des Piloten führen so zu einer starken Reduktion der Stabilitätsreserven im offenen Regelkreis Pilot-Flugzeug und machen das Flugzeugverhalten für den Piloten schwer vorhersehbar.

Zum anderen bewirkt ein starker Phasenabfall eine niedrige Phasenschnittfrequenz, wodurch die Amplitude in der Längslage bei ω_π so groß werden kann, dass sie vom Piloten wahrnehmbar wird. Dies führt dann zu

²⁶ Gibson spricht bei der Phasenschnittfrequenz explizit von der PIO-Frequenz. Da sie aber nur eine Näherung dafür ist, wird seine Terminologie nicht übernommen.

einer erkennbaren PIO, insbesondere wenn der Pilot durch Erhöhung seines Verstärkungsfaktors die Schwingung zu kontrollieren versucht.

Den Phasenabfall bestimmte Gibson in der ursprünglichen Form des Kriteriums [28] über den Gradienten des Phasengangs an der Phasenschnittfrequenz $PR(\omega_\pi)$ (PR – Phase Rate). Mit der Zeit stellte er aber fest, dass dieser Wert gelegentlich zu schlecht ausfiel, weil der hohe lokale Gradient im weiteren Frequenzverlauf abflachte. Deshalb verwendete er in der modifizierten Variante von 1994 [31] den mittleren Phasengradienten APR (*Average Phase Rate*), den er vom Bandbreitenkriterium ableitete

$$APR = \frac{-(\varphi(2\omega_\pi) + 180^\circ)}{\omega_\pi/2\pi} \quad [APR] = ^\circ/\text{Hz}. \quad (2.28)$$

Das Interesse an dem Bereich oberhalb der Phasenschnittfrequenz rührt aus dem zu erwartenden Verhalten des offenen Regelkreises Pilot-Flugzeug. Bei leicht vorhaltendem Pilotenverhalten kommt es zu einer Erhöhung der Phasenschnittfrequenz des offenen Regelkreises. Ein synchrones Verhalten bewirkt, dass die Phasenschnittfrequenz vom offenen Kreis kaum Unterschiede zur Frequenz des Flugzeugs aufweist.

In Abb. 2.14 ist die Kriteriumsgraphik zum Phasengradientenkriterium dargestellt²⁷. Sie zeigt auf der Abszisse die Phasenschnittfrequenz (in Hertz) und auf der Ordinate den mittleren Phasengradienten APR. Letzterer wird nach oben begrenzt, da der Pilot diesen Abfall nur bedingt kompensieren kann. Für die Phasenschnittfrequenz werden dagegen Mindestwerte definiert, die nicht unterschritten werden sollten.

Die Bereiche für Level 1, 2 und 3 sind bei Gibson nicht mit Flugeigenschaftsstufen gleichzusetzen [32], sondern mit der PIO-Neigung. Bei Dynamiken im Bereich von Level 1 sind PIO-Tendenzen unwahrscheinlich. Im Level-2-Bereich ist das Auftreten von PIOs möglich, aber es ist unwahrscheinlich, dass diese gefährlich werden. Bei Dynamiken im Level-3-Bereich ist von gefährlicher PIO-Anfälligkeit auszugehen.

Der Name Amplituden-Phasen-Kriterium leitet sich aus der Darstellung des Übertragungsverhaltens der Flugdynamik im Amplituden-Phasen-Diagramm ab. Verwendet wird hierfür das Übertragungsverhalten von Steuerkraft auf Längslagewinkel $F_{\Theta_{FK}}(s)$. Hierbei ist zu beachten, dass Gibson die Dynamik des Steuerkraftsystems vernachlässigt und nur das statische Übersetzungsverhältnis berücksichtigt. Er begründet dieses Vorgehen damit, dass während einer ausgeprägten PIO der Pilot näherungsweise mit einem synchronen Verhalten agiere und dass der Knüppelausschlag daher die dominante Größe sei [29].

Innerhalb dieser Darstellung (s. Abb. 2.15) definiert er zulässige Amplitudenobergrenzen für den Verstärkungsfaktor oberhalb der Phasenschnittfrequenz. Auf der Amplitudenachse sind Grenzen für die Amplitude bei ω_π

²⁷ Die Kriteriumsgraphik wurde ursprünglich für Flugdynamiken der Klasse IV bestimmt, später aber auch für andere Flugzeugklassen angewendet.

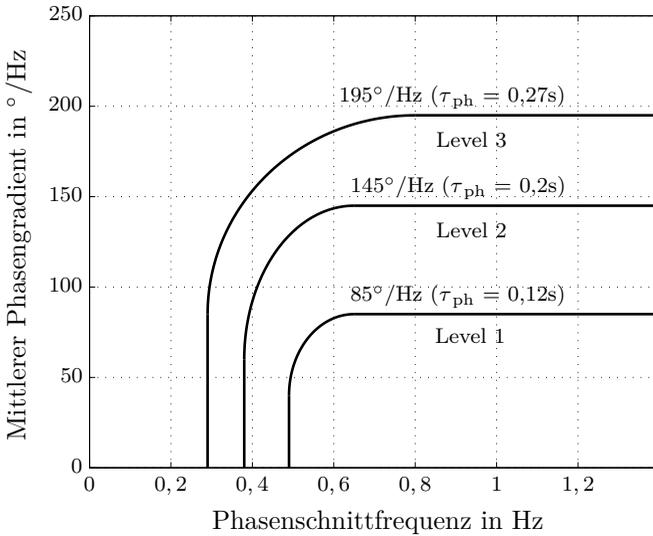


Abbildung 2.14: Kriteriumsgraphik Phasengradientenkriterium nach [31], Flugzeugklasse IV, Kategorie C

definiert. Sie sollen die Reaktion des Flugzeugs auf Knüppelausschläge begrenzen, so dass auch bei Maximalausschlägen nur Schwingungsamplituden im Längslagewinkel von maximal ein bis zwei Grad entstehen können. Gibson definierte seine Übertragungsfunktion in $^{\circ}/\text{lb}$. Zu Vergleichszwecken sind an der rechten Achse die Werte für ein Übertragungsverhalten mit $^{\circ}/\text{N}$ angegeben.

Zusätzlich sind die Verläufe des Übertragungsverhaltens oberhalb der Phasenschnittfrequenz im Bereich $\omega_{\pi} \leq \omega \leq \omega_{-200}$ begrenzt, so dass auch oberhalb dieser Frequenz Phase und Amplitude weiter abfallen müssen. Auch hier sind die Level so zu deuten, wie beim Phasengradientenkriterium.

Die beiden Kriterien sind so anzuwenden, dass zunächst die Bewertung an Hand des Phasengradientenkriteriums erfolgt. Gibson interpretiert eine Abweichung des Amplituden-Phasen-Kriteriums von dieser Bewertung als entsprechende Tendenz, die im schlimmsten Fall zu einer entsprechenden Abwertung führen kann.

In [59] und in [51] werden beide Kriterien als sehr effektiv zur PIO-Erkennung dargestellt. Die Einschätzung in [59] mag aber etwas zu optimistisch sein, da hier nur knapp ein Drittel der Dynamiken von [51] zur Überprüfung herangezogen wurde. Die Kriteriumsgrenzen wurden ursprünglich an Hand der LAHOS-Datenbank ausgelegt. Sie sind somit eigentlich nur für Kampfflugzeuge mit zentralem Steuerknüppel gültig. Da die Kriterien auf

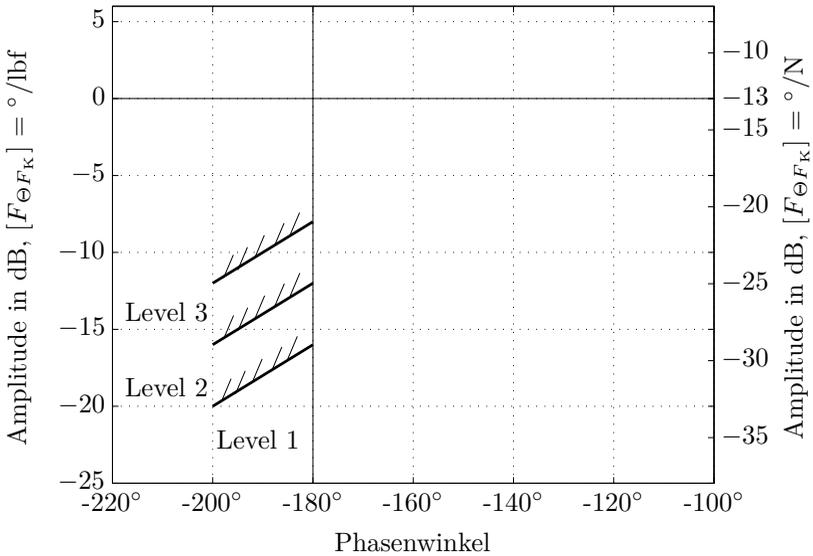


Abbildung 2.15: Kriteriumsgraphik des Amplituden-Phasen-Kriteriums nach [31], Flugzeugklasse IV, Kategorie C

allgemein gültigen Prinzipien beruhen, wird aber auch die Anwendung auf zivile Transportflugzeuge als möglich erachtet. In [24] wurde die Anwendung des Phasengradientenkriteriums auf Flugdynamiken von Transportflugzeugen demonstriert. Dabei stellten die Autoren fest, dass die Grenzen zu restriktiv sind. Eine Modifikation der Grenzen gaben sie jedoch nicht an. Das Amplituden-Phasen-Kriterium verwendeten sie nicht.

Bandbreitenkriterium

Das Bandbreitenkriterium wurde 1982 von Hoh, Mitchell und Hodgkinson [40] aufgestellt und weist viele Ähnlichkeiten zum Phasengradientenkriterium auf. So verwendet es ebenfalls nur Informationen vom Frequenzgang des Flugzeugverhaltens und betrachtet ebenfalls den Frequenzbereich oberhalb der Phasenschnittfrequenz. Ursprünglich handelte es sich bei diesem Kriterium „nur“ um ein Flugeigenschaftskriterium. Später wurde es aber auch zur Feststellung einer vorhandenen PIO-Neigung erweitert [52].

Der Name des Kriteriums leitet sich aus dem ersten Kriteriumsparameter ab. Als Bandbreite $\omega_{b,\Theta}$ wird die Kreisfrequenz des Übertragungsverhaltens von Knüppelkraft oder Knüppelausschlag auf den Längslagewinkel Θ definiert, bis zu der das Flugzeug den Eingaben des Piloten ohne großartige

Schwierigkeiten (ohne bedeutende Kompensation des Piloten) folgen kann. Bestimmt wird sie als die Frequenz, bei der eine Amplitudenreserve von 6 dB oder eine Phasenreserve von 45° vorliegt, je nachdem welche der beiden Frequenzen kleiner ist. Im Sinn des Nyquist-Stabilitätskriteriums lässt sich diese Grenze als verfügbare Reserve im Verstärkungsfaktor des Piloten oder in der Toleranz gegenüber Schwankungen in der Totzeit interpretieren. Je geringer diese Frequenz ist, desto mehr muss der Pilot die Flugdynamik stabilisieren und entsprechend vorhalten, also die Defizite der Flugdynamik entsprechend kompensieren.

Der zweite Kriteriumsparameter ist der Phasenverzug (engl.: *phase delay*) τ_{ph} , der den hochfrequenten Phasenabfall oberhalb der Phasenschnittfrequenz beschreibt:

$$\tau_{\text{ph}} = -\frac{\varphi(2\omega_\pi) + 180^\circ}{2\omega_\pi} \frac{\pi}{180} \quad [\tau_{\text{ph}}] = \text{s} \quad . \quad (2.29)$$

Die Idee für diesen Parameter kam ursprünglich aus der Interpretation des vorhandenen Phasenabfalls bei Dynamiken hoher Ordnung als reine Totzeit. Die Verwendung der äquivalenten Totzeit τ_e aus dem LOES-Ansatz wurde aber als zu kompliziert angesehen. Stattdessen wurde τ_{ph} als Näherung hierfür eingeführt²⁸. Neben der Vereinfachung der Parameterbestimmung ist somit auch die Überprüfung beliebiger Flugdynamiken (hohe Ordnung, unkonventionelles Verhalten) möglich, bei denen sich ein LOES-Modell möglicherweise gar nicht bestimmen lässt. Mathematisch handelt es sich bei τ_{ph} und APR um den gleichen Kennwert, lediglich die Interpretation ist unterschiedlich.

Es existieren in der Literatur kontroverse Auffassungen darüber, welches Übertragungsverhalten zur Bestimmung der Kennwerte zu verwenden sei. Die Entwickler des Kriteriums weisen in ihren Berichten (z. B. [40], [51], [52]) wiederholt darauf hin, dass das Übertragungsverhalten $F_{\Theta F_K}(s)$ zu verwenden sei. Handelt es sich bei der zu untersuchenden Flugdynamik um ein weggesteuertes System, muss dementsprechend die Dynamik des Steuerkraftsystems ebenfalls berücksichtigt werden. Dies wiederum kann sich auf die Bandbreitenfrequenz und das zulässige τ_{ph} auswirken, wenn die Kennkreisfrequenz des Kraftsystems verhältnismäßig niedrig ist. Andere Autoren (siehe z. B. [9], S. 136) sind sich der Problematik durchaus bewusst, sprechen sich aber gegen eine Beschränkung der Eingangsgröße aus. Sie begründen ihre Auffassung mit Studien, nach denen Boeing das Übertragungsverhalten $F_{\Theta\delta}(s)$ bevorzuge und zu guten Ergebnissen komme.

Im Rahmen dieser Arbeit wird die Dynamik des Steuerkraftsystems nicht berücksichtigt, sondern immer mit dem Übertragungsverhalten $F_{\Theta\delta}(s)$ gerechnet. Dieses Vorgehen geschieht aus den nachfolgenden Gründen. Gibson

²⁸ Die Näherung erfolgt über die Annahme, dass der Phasenversatz von mehr als 180° von einer Totzeit verursacht wird. Daher lässt sich über die Phasendifferenz $\Delta\varphi$ bei einer Kreisfrequenz ω^* oberhalb ω_π diese Totzeit mit dem Ansatz $\Delta\varphi = \tau\omega^*$ abschätzen. Bei $\omega^* = 2\omega_\pi$ taucht der Faktor 2 im Nenner von Gl. 2.29 auf.

und Hess weisen in [26] darauf hin, dass die Steifigkeiten von Bedienelementen bei Transportflugzeugen meist sehr hoch seien, so dass die dynamischen Eigenschaften bei der Bewertung der Flugeigenschaften kaum eine Rolle spielen. Zweitens ist die Masse von Hand und Arm mit dem Bedienelement verbunden und verändert dadurch dessen dynamischen Eigenschaften. Diesem Sachverhalt wird bei der Pilotenmodellierung meist dadurch Rechnung getragen, dass die Kombination beider Elemente als neuromuskuläres System beschrieben wird [48]. Es hat auch eine physiologische Ursache, da der Pilot über propriozeptive Sinne Rückführschleifen von Kraft und Ausschlag bildet. Diesen Rückführschleifen würde bei Berücksichtigung des Steuerkraftgefühls in der Flugdynamik keine Rechnung getragen. Es ist stattdessen die Auffassung des Autors, dass für dieses Kriterium die Eingangsgröße verwendet werden soll, die tatsächlich zur Kommandogenerierung verwendet wird (bei Transportflugzeugen in der Regel der Ausschlag). Forderungen an das Steuerkraftsystem sollten stattdessen separat bzw. komplementär untersucht werden, aber in keinem Fall kombiniert.

Beide Kennwerte werden in einer Kriteriumsgraphik (wie Abb. 2.16) mit der Bandbreitenfrequenz $\omega_{b,\theta}$ auf der Abszisse und dem Phasenverzug τ_{ph} auf der Ordinate dargestellt. Da diese Grenzen flugphasenabhängig sind, existieren mehrere Kriteriumsgraphiken. In den ursprünglichen Grenzen [40] mussten für die Bandbreite auch Obergrenzen definiert werden. Einige Versuche, deren Bandbreite vergleichsweise hoch war, wurden mit Level 2 bewertet.

Zur Deutung dieser Anomalien wurde die Verwendung des Dropback-Kriteriums als Ergänzung zum eigentlichen Kriterium geprüft [52]. Wie sich herausstellte, ließen sich diese Ausreißer auf einen hohen Überschwinger in der Nickgeschwindigkeit zurückführen [53]. Entgegen dem Originalkriterium von Gibson wurde der Überschwinger aber im Frequenzbereich über $F_{q\delta}(s)$ bestimmt. Dadurch unterliegt dieser Hilfskennwert nicht mehr den Einschränkungen des Originalkriteriums und lässt sich folglich auf beliebige Flugdynamiken anwenden. Er kann zu dem auch in Flugversuchen aus experimentell bestimmten Frequenzgängen bestimmt werden.

Eine weitere Hilfsgröße zur Bestimmung der PIO-Anfälligkeit stellt die Bandbreite der Bahnbewegung $\omega_{b,\gamma}$ dar²⁹. Sie wurde ursprünglich als eigenständiges Flugeigenschaftskriterium aufgestellt und beschreibt das Folgeverhalten der Bahnbewegung. Idealerweise sollte eine enge Kopplung mit der Bandbreitenfrequenz $\omega_{b,\theta}$ bestehen, damit die Bahnbewegung für den Piloten vorhersehbar ist. Ist $\omega_{b,\gamma}$ viel kleiner als $\omega_{b,\theta}$ kann das zum Übersteuern durch den Piloten führen, wodurch niederfrequente PIOs angeregt werden können.

In der Literatur sind separate Grenzen für Flugeigenschaftsstufen und PIO-Anfälligkeit gegeben. Leider sind diese Grenzen sehr vielfältig. Es fällt bei diesem Kriterium auch mehr als bei jedem anderen Kriterium auf, dass oft

²⁹ Die Bandbreite wird von der Übertragungsfunktion $F_{\gamma\delta}(s)$ über den Phasenrand von 45° bestimmt. Im Gegensatz zur Bandbreite $\omega_{b,\theta}$ wird der Amplitudenrand nicht betrachtet.

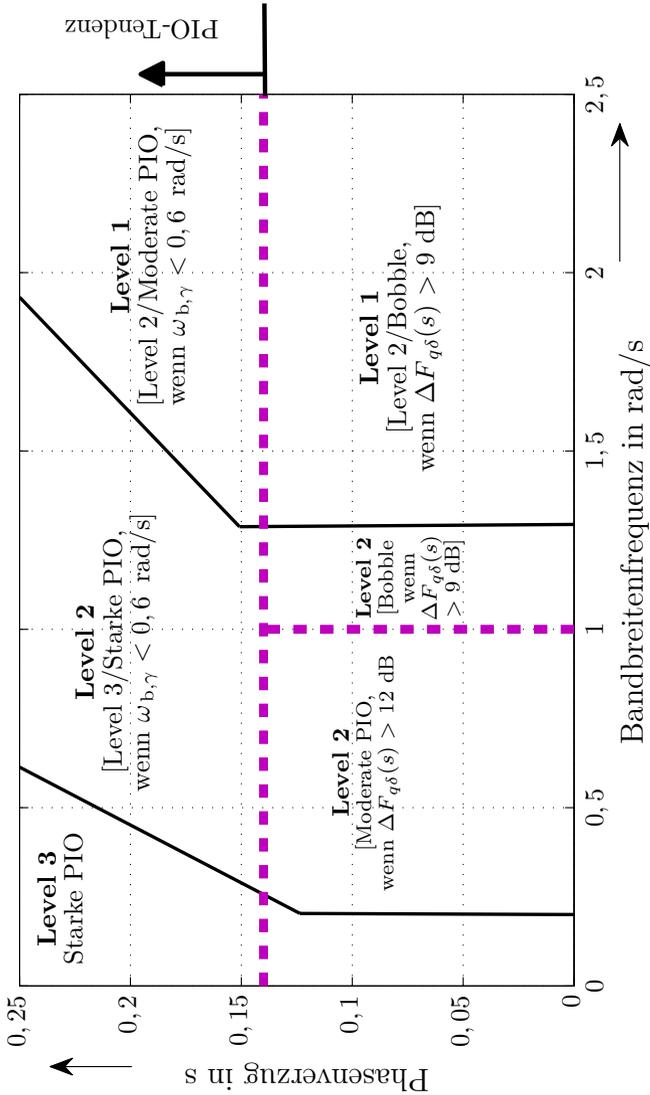


Abbildung 2.16: Kriteriumsgraphik des Bandbreitenkriteriums nach [51] (durchgezogene Linien für Flugeigenschaftsgrenzen, gestrichelte Linien für PIO-Grenzen)

keine ausreichenden Begründungen für die Änderungen der jeweiligen Grenzen gegeben werden. Im Rahmen dieser Arbeit interessieren nur die Grenzen für Transportflugzeuge bei Landeanflügen, weshalb auf Kriteriumsgraphiken für Kampfflugzeuge nicht eingegangen wird.

Die ersten separaten Grenzen (Flugeigenschaften und PIO) für Transportflugzeuge wurden in [52] veröffentlicht. Sie basierten auf *In-Flight*-Untersuchungen von Calspan [3, 85]. Die Flugeigenschaftsgrenzen für den Level-2-Bereich wurden in [23] mit den dort beschriebenen Versuchen etwas weiter gezogen. Bei diesen Grenzen wurde das Steuerkraftsystem bewusst herausgerechnet und die Grenzen für die Bandbreiten entsprechend modifiziert. Leider gibt der Konferenzbeitrag keinen Aufschluss darüber, wie und warum eine solche Anpassung erfolgt³⁰. Der Autor ist der Ansicht, dass eine solche Anpassung auf Basis der dort angegebenen Daten keinesfalls erforderlich ist. Eine ähnliche Darstellung der Grenzen wurde von den gleichen Autoren ein Jahr später mit leicht unterschiedlichen Knickpunkten veröffentlicht [24].

Die PIO-Grenzen wurden in [43] leicht modifiziert, wobei sich die Autoren auf eine nicht öffentlich zugängliche Quelle beziehen. Hiernach gelten ähnliche Grenzen für Transportflugzeuge wie für Kampfflugzeuge. Unterschiede ergeben sich nur oberhalb von $\tau_{\text{ph}} = 0,15 \text{ s}$. Dort ist die PIO-Anfälligkeit bei Transportflugzeugen von der Bandbreitenfrequenz $\omega_{\text{b},\gamma}$ abhängig. Gegenüber den Originalgrenzen ist die genannte Obergrenze $\tau_{\text{ph}} = 0,15 \text{ s}$ auch bei hohen Bandbreiten die Trennlinie zwischen PIO-freien und potentiell PIO-anfälligen Dynamiken. Zudem wurde die Grenze für die Bandbreite $\omega_{\text{b},\Theta}$ mit 1 rad/s auf den Wert für Kampfflugzeuge abgesenkt. Unterhalb dieser Frequenz wurde eine PIO-Gefahr vermutet, sollte der Dropback zu hoch sein (genaue Grenzen wurden nicht definiert). In [50] wurde statt des Dropbacks ein Grenzwert für den Überschwinger in der Nickgeschwindigkeit angegeben. Unterhalb von 1 rad/s wird der Überschwinger als ein Indikator für PIO-Anfälligkeit und oberhalb von 1 rad/s als ein Indikator für Bobbling interpretiert. Zudem wurde die obere Grenze auf $\tau_{\text{ph}} = 0,14 \text{ s}$ abgesenkt. Diese Grenzen wurden in [24] prinzipiell und in [51] vollständig übernommen.

Grenzwerte für die Bandbreite $\omega_{\text{b},\Theta}$ sind in drei Publikationen ([50, 24, 54]) unterschiedlich. Der Bericht [51] wiederholt die Grenzen aus [53] und wird als aktuellste Version angesehen. Etwas andere PIO-Grenzen wurden in [59] angegeben, wobei keine Angaben zur Quelle gemacht wurden.

In dieser Arbeit werden die Grenzen aus [51] verwendet, die in Abb. 2.16 dargestellt sind. Obwohl das Steuerkraftsystem vernachlässigt wird, werden die Grenzen mit berücksichtigter Steuerkraft angewendet. Eine Absenkung für den Fall ohne Steuerkraftsystem stünde im Konflikt zu den Ausführungen in [9] und den Ansichten des Autors.

In den Berichten [51, 59] wird das Bandbreitenkriterium als sehr wirksam zur PIO-Bewertung angegeben. Da ausschließlich Frequenzbereichsgrö-

³⁰ Vermutlich wurde der Phasenabfall des Steuerkraftsystems in den durchgeführten Versuchen bestimmt und zur Berechnung der neuen Bandbreiten eingesetzt.

ßen zum Kriterium gehören, lässt es sich auf Flugdynamiken jeder Ordnung anwenden. Der Nickratenüberschwinger wird im mittleren Frequenzbereich bestimmt und erlaubt daher die gezielte Vorhersage von *Bobbling*-Tendenzen.

Neal-Smith-Kriterium

Dieses Kriterium wurde von Neal und Smith [60] entwickelt, weil sich die bisherigen Flugeigenschaftskriterien als ungeeignet erwiesen, um neuartige Flugzeugantwortverhalten zu bewerten. Im Unterschied zu allen vorher beschriebenen Kriterien wird bei ihm der geschlossene Regelkreis Pilot-Flugzeug während einer Kompensationsaufgabe in der Längslage untersucht. Hierzu muss das Pilotenverhalten abgeschätzt werden, wozu das Crossover-Pilotenmodell nach Gl. 2.23 genutzt wird.

Die Bestimmung der Modellparameter erfolgt bei Vorgabe der Totzeit τ_P durch Einstellen bestimmter Leistungsparameter des geschlossenen Regelkreises. Der erste Parameter ist die Bandbreitenfrequenz des geschlossenen Regelkreises, die, anders als beim Bandbreitenkriterium, über einen Phasenabfall von -90° definiert ist. Unterhalb dieser Frequenz muss der Amplitudenabfall auf exakt -3 dB absinken (engl.: *droop*). In einigen Quellen (z. B. [65, 57]) wird die Forderung bezüglich des Amplitudenabfalls gelockert, so dass geringere Amplitudenabfälle ebenfalls akzeptiert werden. In dieser Arbeit werden die exakten Grenzen verwendet.

In [51] wird erläutert, wie in unterschiedlichen Studien mit der Bandbreitenfrequenz und der Totzeit des Piloten experimentiert wurde. Eine Empfehlung für die Auswahl von Werten zur Untersuchung von Transportflugzeugen wurde nicht gegeben. Daher werden hier als Bandbreitenfrequenz $\omega_{b,\Theta} = 1,5$ rad/s und als Totzeit $\tau_P = 0,25$ s verwendet. Diese Werte entsprechen den Parametern in [65] für Kategorie C Flugphasen.

Als Kriteriumsparameter werden die Resonanzspitze des geschlossenen Regelkreises A_r und der Phasenwinkel des Piloten an der Bandbreitenfrequenz bestimmt³¹. Die Resonanzspitze ist ein Maß für die Dämpfung des geschlossenen Regelkreises. Der Phasenwinkel beschreibt die erforderliche Kompensation des Piloten, um die vorgegebenen Leistungsvorgaben zu erreichen. Bei positiven Werten leistet der Pilot Phasenvorhalt, d. h. er schätzt die Flugzeugbewegung in die Zukunft ab. Bei negativen Werten glättet der Pilot das Flugzeugverhalten, weil es für ihn ansonsten zu schnell (zu empfindlich) reagieren würde (s. Abb. 2.17).

Die ursprünglichen Kriteriumsgrenzen galten nur für Kampfflugzeuge in Flugphasen der Kategorie A. Im Laufe der Jahre wurden auch Kriteriumsgrenzen für den Landeanflug entwickelt. Eine solche Grenze ist in [59] angegeben. Die Autoren beziehen sich dabei auf einen DLR-internen Bericht. Für Verkehrsflugzeuge existieren keine eigenen Grenzen. Daher wird hier die allgemeine Grenze für Landeanflüge verwendet, wie in Abb. 2.17 angegeben. Für die PIO-Anfälligkeit können die gleichen Grenzen verwandt werden. In

³¹ Im Phasenwinkel des Piloten ist der Totzeiteinfluss herausgerechnet.

der ursprünglichen Version des Kriteriums waren Bereiche gekennzeichnet, in denen PIOs zu erwarten sind. Mitchell und Hoh [51] gehen davon aus, dass bei Dynamiken mit Level-3-Beurteilung immer von einer PIO-Anfälligkeit ausgegangen werden kann.

Das Neal-Smith-Kriterium ist eines der am häufigsten verwendeten Flugeigenschaftskriterien und unterlag ständigen Veränderungen. Es bietet die Möglichkeit über Variation der Bandbreitenfrequenz die Empfindlichkeit der Systemstabilität gegenüber Veränderungen in der Pilotenaggressivität zu untersuchen. Nachteilig ist die Unsicherheit bezüglich der vorzugebenden Parameter für Pilotentotzeit und Bandbreitenfrequenz.

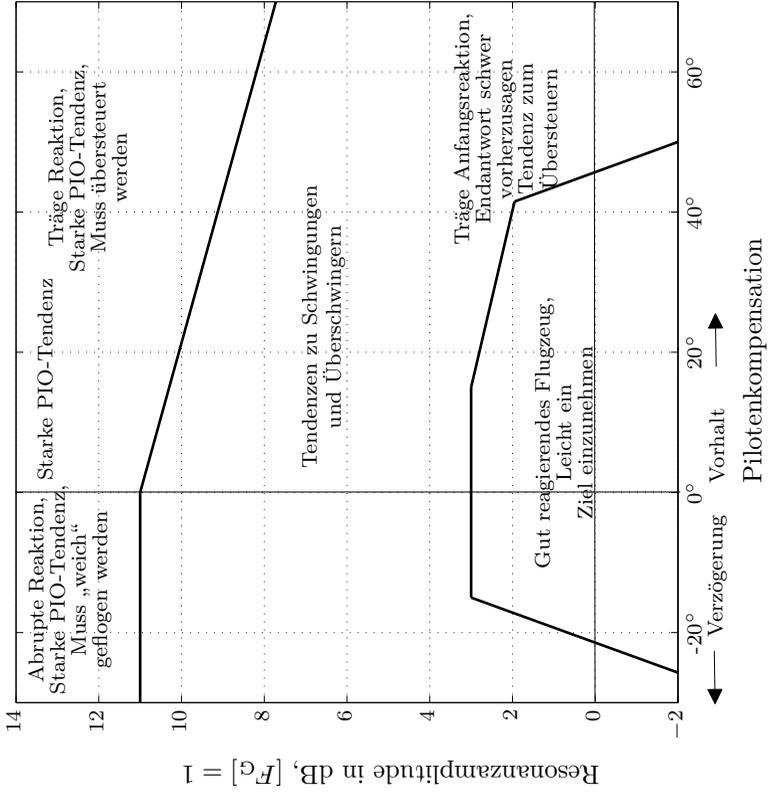


Abbildung 2.17: Kriteriumsgraphik des Neal-Smith-Kriteriums

Kapitel 3

Flugdynamikdatenbank

In diesem Kapitel wird die Erzeugung der Flugdynamikdatenbank erläutert, die zur Untersuchung von Umschaltvorgängen aufgestellt wurde. Dafür stand ein nichtlineares Flugsimulationsmodell eines Kurz- und Mittelstreckentransportflugzeugs mit elektronischem Flugsteuerungssystem zur Verfügung. Zuerst wird das Referenzflugzeug kurz vorgestellt. Anschließend werden die Referenzflugzustände für die Umschaltuntersuchungen bestimmt. In den ausgewählten Referenzflugzuständen wurden äquivalente Systeme niedriger Ordnung ([8], [65]) der verschiedenen Regelgesetze in Form von Zustandsraummodellen identifiziert. Deren Modellordnung hing vom jeweiligen Regelgesetz ab (*Normal Law* – 3. Ordnung, *Direct Law* – 4. Ordnung). Die einzelnen Flugdynamiken in der Datenbank bestehen aus den zuvor identifizierten Modellen, ggf. nach Modifizierung einzelner Modellparameter, und einem linearisierten Aktuatormodell zweiter Ordnung (zahlenmäßig sind sie in Anhang A angegeben). Das Kapitel endet mit einer Beschreibung aller in der Datenbank enthaltenen Flugdynamiken (inkl. deren Struktur) und aller untersuchten Umschaltkonstellationen.

3.1 Referenzflugzeug

Bei dem Referenzflugzeug handelt es sich um eine modifizierte Version der VFW 614 (Abb. 3.1), die Daimler-Benz Aerospace Airbus mit einem elektronischen Flugsteuerungssystem ausstattete. Hierzu entfernten sie die mechanischen Teile des Steuerungssystems (Seile, Gestänge, etc.) und ersetzten sie durch elektrische Leitungen, Computer und Aktuatoren. Die Steuerhörner ersetzten sie durch Sidesticks. Das Flugzeug erhielt daraufhin den Namenszusatz *Advanced Technology Demonstrator* (ATD). Mit ihm wurden mehrere Testflüge durchgeführt, einschließlich Flugeigenschaftsversuche, die aber nicht im Detail publiziert wurden.

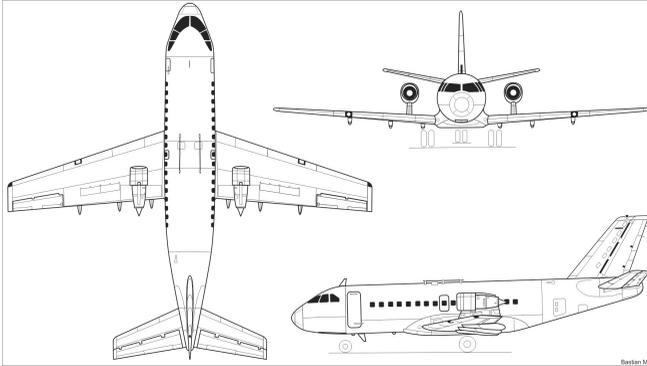


Abbildung 3.1: Dreiseitenansicht VFW 614, Zeichner: Bastian Mail unter CC BY-SA 3.0

Bei diesem Passagierflugzeug mit einer max. Abflugmasse von 20.000 kg handelt es sich nach MIL-STD-1797A [65] um ein Flugzeug der Klasse II (*Class II*, vgl. Tab. 2.1). Ähnliche Abflugmassen besitzen die Dassault Falcon 2000, die Embraer ERJ 135 und die Gulfstream G 280. Es wurde mit zwei Strahltriebwerken für eine maximale Reichweite von ca. 2000 km konzipiert. Dabei besitzt es eine Tiefdeckeranordnung mit positiver V-Stellung und einem gewöhnlichen Kreuzleitwerk. Die geringe Flügelpfeilung (15°) beschränkt die maximale erreichbare Machzahl auf unter 0,7. Somit liegt die Reisemachzahl deutlich unterhalb der heutiger Flugzeugtypen, die im transsonischen Geschwindigkeitsbereich ($Ma > 0,8$) fliegen können. Diese und weitere Flugzeugparameter sind in Tabelle 3.1 angegeben.

Tabelle 3.1: Flugzeugparameter der VFW-614

Spannweite	21,5 m	Reiseflugmachzahl	0,65
Streckung	7,22	Startschub	2x33,24 kN
Flügelfläche	64 m ²	Max. Startmasse	20.000 kg
HLW-Fläche	18 m ²	Mittlere Flügeltiefe	3,159 m
SLW-Fläche	9,45 m ²	Pfeilung (25%-Linie)	15°
Länge	20,586 m	Höhenruderausschlag	-20° / +16°
V-Stellung	3°		

Da das Flugzeug auch auf unbefestigten Pisten in Entwicklungsländern landen können sollte, ergaben sich neben der erforderlichen Kurzstartfähigkeit weitere flugmechanische Besonderheiten. Zum Einen befinden sich beide Triebwerke auf der Oberseite der Flügel, wodurch Triebwerksschäden auf Grund von kleinen Steinen und Sand vermieden werden sollten. Zum Anderen erlaubte die Triebwerkshochlage eine kurze und somit stabile Fahrwerksgestaltung.

Das elektronische Flugsteuerungssystem wurde in allen Bewegungsachsen mit zwei Regelgesetzen ausgelegt, dem *Normal Law* und dem *Direct Law*. Eine Zwischenstufe ist nicht vorhanden. Das *Normal Law* wurde um die Querachse als n_z -Vorgaberegulierung mit verschiedenen Schutzfunktionen ausgelegt. Die Gültigkeit des Reglers ist auf einen Schwerpunktbereich von 20% bis 28% der mittleren Flügeltiefe beschränkt. Ein *Flare Mode* (zur Steuerung während des Abfangbogens) ist nicht vorhanden, weshalb der Pilot bei der Landung immer manuell in das *Direct Law* schalten musste.

Zur Bestimmung der Referenzdynamiken stand ein nichtlineares 6-Freiheitsgrad-Simulationsmodell dieses Flugzeugs zur Verfügung. Das Modell bestand aus einer in Flugversuchen identifizierten Aerodynamik, einem nicht-linearen Triebwerksmodell sowie aus den entworfenen und geflogenen Regelgesetzen. Der zulässige Schwerpunktbereich des unregulierten Flugzeugs liegt zwischen 16% und 32% der mittleren Flügeltiefe.

3.2 Wahl der Flugszenarien

Zur Bestimmung von Flugdynamiken werden im Rahmen dieser Arbeit nur Flugszenarien betrachtet, die der Pilot in der Regel manuell durchführt. Bei heutigen Transportflugzeugen sind dies üblicherweise die Start- und Landephasen, d.h. Flugphasen der Kategorie C nach Tab. 2.2.

Während der vergleichsweise kurzen Startphase tätigt der Pilot wenig korrigierende Eingaben und fliegt eher mit einem vorwissenden Verhaltensmuster. Relativ schnell schaltet er auf den Autopiloten um, weshalb sich diese Flugphase für den Untersuchungszweck nicht geeignet.

Genauso sowenig eignet sich der Abfangvorgang. Diese Phase ist fliegerisch sehr anspruchsvoll, erfordert aber eine reale Flugumgebung, um den auftretenden Stresspegel und die entsprechenden Beschleunigungseindrücke korrekt wiederzugeben. Daher werden die Flugdynamiken in Anbetracht der verfügbaren Versuchsbedingungen für zwei Referenzszenarios während des Landeanflugs gewählt.

In Abb. 3.2 ist ein typischer Flugverlauf für den Landeanflug zu sehen. Das Flugzeug befindet sich zunächst in einer Höhe von 3.000 Fuß und fliegt mit einer wahren Fluggeschwindigkeit von 170 kn. Die Klappen befinden sich in Konfiguration 2 und das Fahrwerk ist eingefahren. Am Endanflugpunkt (engl.: *final approach fix*) geht das Flugzeug in einen 3°-Sinkflug über. Die Klappen werden in Konfiguration 3 verfahren und das Fahrwerk ausgefah-

ren. Gleichzeitig verzögert das Flugzeug. In Bodennähe leitet der Pilot den Abfangbogen ein und setzt das Flugzeug auf der Landebahn auf.

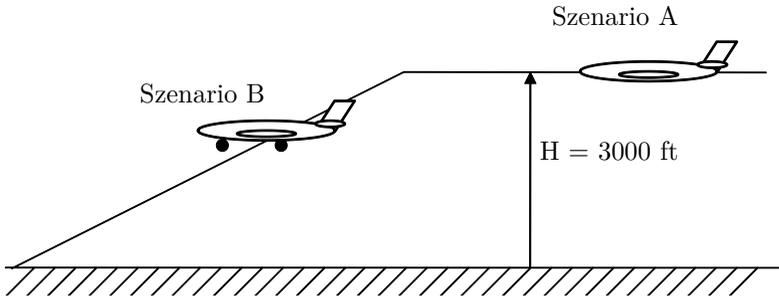


Abbildung 3.2: Flugverlauf während des Landeanflugs

Für die nachfolgenden Untersuchungen werden zwei verschiedene Szenarien gewählt. In *Szenario A* erfolgt die Umschaltung im Regelgesetz während des Horizontalflysegments, während der Pilot die Fahrt und die Höhe hält. In *Szenario B* befindet sich das Flugzeug im Sinkflugsegment mit einer wahren Flugeschwindigkeit von 150 kn , wobei die Umschaltung in jeder beliebigen Höhe auftreten kann. Die Masse des Flugzeugs beträgt in beiden Fällen 17.400 kg .

Bei klassischen Flugdynamiken (d.h. ohne Vorgaberegulierung, wie z. B. über Nickgeschwindigkeit oder Lastvielfache) schließt der Pilot in den beiden Szenarien zwei Regelschleifen. Die äußere Regelschleife schließt er, um die Bahnbewegung (Flugbahnwinkel oder Höhe) zu kontrollieren. Da diese Regelung allein aber zu langsam und zu ungenau wäre, bedient sich der Pilot des Längslagewinkels als Hilfsgröße. Durch Schließen des inneren Regelkreises um den Längslagewinkel kontrolliert der Pilot die Längslage des Flugzeugs, welche ihm als Indikator für den sich einstellenden Bahnwinkel dient. Resultierende Abweichungen im Bahnwinkel korrigiert er durch Nachregeln des Längslagewinkels. Ein gutes Flugzeugverhalten bezüglich der Flugzeuglängslage ist daher Voraussetzung für eine gute Kontrolle der Bahnbewegung durch den Piloten.

Bei Verwendung einer Vorgaberegulierung kann es sein, dass die innere Regelschleife entfällt. Der Pilot erhält alle erforderlichen Informationen zur direkten Kontrolle der Bahnbewegung auf seinem Display. Im Fehlerfall, bei Umschaltung der Regelgesetze auf ein konventionelles Flugzeugverhalten, muss er diese Schleife jedoch wieder schließen. Für den Zweck der vorliegenden Untersuchung wird angenommen, dass auch in diesem Fall das Flugzeugverhalten in der Längslage von entscheidender Bedeutung ist. Zu große

Unterschiede in diesem Verhalten vor und nach der Umschaltung erfordern eine starke Adaptionsfähigkeit des Piloten, die er unter den gegebenen Umständen möglicherweise nicht besitzt.

3.3 Aufstellen der Datenbank

3.3.1 Basisflugdynamiken und Trimmzustände

Zum Aufstellen der Datenbank wurden aus dem Simulationsmodell des Referenzflugzeugs 16 Basisflugdynamiken als LOES-Modelle im Zustandsraum identifiziert. Tischler und Remple [82] beschreiben das allgemeine Vorgehen zur Identifikation im Frequenzbereich und zur Überführung von Übertragungsfunktionen in Zustandsraummodelle. In [8] wird konkret auf die Identifikation von LOES-Modellen eingegangen und die Wichtigkeit des Lastvielfachen im Momentanzentrum $n_{z,MZ}$ ³² hervorgehoben. Dessen Berechnung ist in [22] angegeben.

In jedem der beiden beschriebenen Szenarien (A und B) wurden für vier verschiedene Schwerpunktlagen die jeweilige *Normal-Law*- und *Direct-Law*-Dynamik bestimmt. Zwei Schwerpunktlagen (21%, 26%) lagen innerhalb des Gültigkeitsbereiches des Reglers, die anderen beiden lagen auf den Randpunkten des gültigen Schwerpunktbereichs.

In Tabelle 3.2 sind die jeweiligen Trimmwerte und Schwerpunktlagen angegeben.

Bei der Identifikation der Übertragungsfunktionen der *Normal-Law*- und *Direct-Law*-Dynamiken zeigte sich, dass die äquivalenten Totzeiten bei allen Flugdynamiken relativ hoch waren (180 – 220 ms). Die Ursache hierfür lag in der elektronischen Flugsteuerung (Aktuatoren, Rechner). Laut den militärischen Richtlinien [62, 65] sollte die Totzeit bei zufriedenstellenden Flugzeugentwürfen aber unter 100 ms liegen, auch bei Transportflugzeugen. Deshalb bestand die Gefahr, dass die Referenzflugdynamiken bereits auf Grund der hohen äquivalenten Totzeit schlechte Flugeigenschaftsbewertungen erhalten.

Weder im Simulator noch bei den Testflügen erfolgte eine ausgiebige Prüfung der Flugeigenschaften des Flugzeugs, woher Pilotenbewertungen hätten abgeleitet werden können. Zwar bewerteten Versuchspiloten das Flugzeugverhalten im Rahmen von Wirbelschleppenuntersuchungen im Simulator immer als gut, aber Flugaufgaben, die das Flugzeug und den Piloten an ihre Grenzen bringen, wurden bisher nicht getestet.

Um die vorhandene Unsicherheit in der Flugeigenschaftsbewertung zu beseitigen, wurde die äquivalente Totzeit bei allen Basisflugdynamiken pauschal reduziert. Dadurch sollten zumindest im Nominalfall (*Normal Law*) keine schlechten Flugeigenschaften auf Grund der Totzeiten zu erwarten sein.

³² Das Momentanzentrum beschreibt den Punkt eines Flugzeugs, an dem die Translationsgeschwindigkeit während einer Rotation verschwindet, also eine reine Rotationsgeschwindigkeit auftritt.

Eine Reduktion um 80 ms wird dabei als durchaus realistisch angesehen, da es sich bei dem Flugzeug um einen Technologiedemonstrator handelte. Bei einer tatsächlichen Serienproduktion wäre die Totzeit geringer.

Tabelle 3.2: Trimmwerte in den Referenzflugzuständen

Zustand	Flugeschwindigkeit	Flughöhe	Bahnwinkel	Klappenkonf.	Schwerpunkt	Anstellwinkel
1	170 kn	3000 ft	0°	2	16 %	3,2°
2	170 kn	3000 ft	0°	2	21 %	3,1°
3	170 kn	3000 ft	0°	2	26 %	3,0°
4	170 kn	3000 ft	0°	2	32 %	2,9°
5	150 kn	3000 ft	-3°	3	16 %	3,2°
6	150 kn	3000 ft	-3°	3	21 %	3,0°
7	150 kn	3000 ft	-3°	3	26 %	2,9°
8	150 kn	3000 ft	-3°	3	32 %	2,7°

3.3.2 Struktureller Aufbau der Flugdynamiken

Der strukturelle Aufbau der Datenbank ist für alle Flugdynamiken gleich und in Abb. 3.3 dargestellt. Zu den Dynamiken gehören vier Blöcke: 1) Verstärkungsfaktor, 2) Totzeit, 3) Aktuator und 4) LOES-Modell.

Der Verstärkungsfaktor K_{Sens} ordnet je nach Regelgesetz dem Knüppelausschlag $\delta_s(t)$ eine bestimmte Flugzeugreaktion linear zu. Er setzt sich aus mehreren einzelnen Verstärkungen zusammen:

$$K_{\text{sens}} = K_1 K_\eta K_{\text{FLZ}}. \quad (3.1)$$

Der Faktor K_1 resultiert aus dem verwendeten Versuchsaufbau. Der verfügbare Knüppelweg des verwendeten Sidesticks war gegenüber dem Originalflugzeug stark reduziert. Um dennoch ein ähnliches Ansprechverhalten zu erreichen und dabei Ausschlagsbegrenzungen des Steuerknüppels zu vermeiden, erfolgte eine Anpassung der stationären Zuordnung zwischen Knüppelausschlag und dem Reglerkommando. Der Faktor betrug $K_1 = 1,78$, wodurch die Wirksamkeit bei gleichem Knüppelausschlag nahezu verdoppelt wurde.

Das LOES-Modell besitzt einen eigenen Verstärkungsfaktor K_η , der aus dem Modell herausgezogen und dem ersten Teilblock zugeordnet wurde. Je

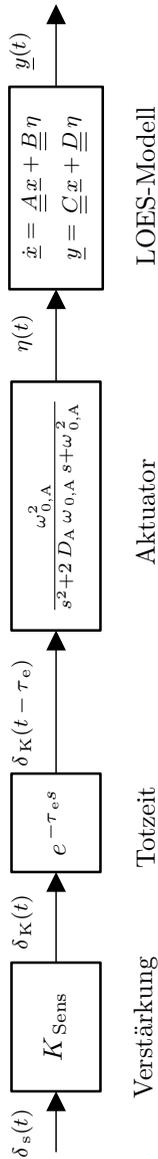


Abbildung 3.3: Struktureller Aufbau der Flugdynamiken

nach Regelgesetz symbolisiert er die Zuordnung des Höhenruderausschlags zur Nickgeschwindigkeit (*Normal Law*) oder zum Längslagewinkel (*Direct Law*). Der Verstärkungsfaktor K_{FLZ} wird im nachfolgenden Abschnitt erläutert. Nur das Produkt aller Einzelverstärkungen definiert die Steuerempfindlichkeit des Flugzeugs eindeutig.

Die äquivalente Totzeit τ_e entspricht der Totzeit des jeweiligen LOES-Modells, allerdings um den Phasenabfall des Aktuators reduziert. Genauso wie der Verstärkungsfaktor K_η wird sie aus dem LOES-Modell herausgelöst.

Das Höhenruder wird durch einen Aktuator betätigt, der hier durch einen Tiefpassfilter zweiter Ordnung mit der Eckfrequenz $\omega_{0,A} = 45 \text{ rad/s}$ und dem Dämpfungsgrad $D_A = 0,7$ modelliert wurde³³. Nichtlinearitäten des Aktuators (Begrenzungen, Totzonen) wurden vernachlässigt.

Das LOES-Modell beschreibt das Antwortverhalten des Flugzeugs $y(t)$ auf eine Höhenrudereingabe $\eta(t)$. Die Ordnung der Modelle und somit die Dimension des Zustandsvektors hängen vom jeweiligen Regelgesetz ab. Für das *Normal Law* wird ein Modell mit den drei Zustandsgrößen Anstellwinkel α , Nickgeschwindigkeit q und Bahnwinkel γ herangezogen. Das resultierende Übertragungsverhalten ist dritter Ordnung. Für das *Direct Law* kommt die Geschwindigkeit als weitere Zustandsgröße hinzu. Dadurch erhält man das herkömmliche lineare Gleichungssystem vierter Ordnung mit Nickbewegung und Bahnbewegung.

3.3.3 Aufstellung der LOES-Modelle

Die identifizierten Basisflugdynamiken wurden nicht direkt in die Flugdynamikdatenbank aufgenommen. Sie waren die Ausgangsbasis für die Erzeugung realistischer Flugdynamiken, zwischen denen Umschaltungen auch in der Praxis auftreten könnten. Folgendes Vorgehen wurde zur Aufstellung der Datenbank gewählt und umgesetzt:

1. Erhöhung der Gesamtanzahl der verfügbaren *Direct-Law*-Dynamiken durch Permutation von drei Kennwerten (Nickdämpfung M_q , äquivalente Totzeit τ_e und Verstärkung K_{FLZ}) der jeweiligen Basisflugdynamiken.
2. Analyse der Unterschiede zwischen den Flugdynamiken aller möglichen Umschaltkonstellationen von *Normal Law* auf *Direct Law* an Hand von zwei Frequenzgangskennwerten der reinen Flugdynamiken (Verstärkungsfaktor $F_{\Theta F_K}(\omega_\pi)$ und mittlerer Phasengradient APR). Für die möglichen Umschaltkonstellationen galten folgende Restriktionen:
 - Es treten nur Umschaltungen von *Normal-Law*- zu *Direct-Law*-Dynamiken auf.

³³ Die Kennwerte des Aktuators wurden in Anlehnung an [7] gewählt. Die Eckkreisfrequenz wurde dabei bewusst tiefer angesetzt als dort angegeben, da bei einem Transportflugzeug geringere Aktuatorbandbreiten als bei Kampfflugzeugen erforderlich sind.

- Umschaltungen können nur zwischen Dynamiken des gleichen Szenarios (A oder B) auftreten.
 - Umschaltungen können von *Normal-Law*- zu *Direct-Law*-Dynamiken mit gleichem Schwerpunkt auftreten (alle Variationen der drei Kennwerte möglich).
 - Umschaltungen können darüber hinaus zu *Direct-Law*-Dynamiken mit anderem Schwerpunkt auftreten, wobei nur die Nickdämpfung zusätzlich variiert.
3. Auswahl einer begrenzten Anzahl von Flugdynamiken mit möglichst unterschiedlichen Kennwerten $F_{\Theta F_K}$ und APR , wobei die Anzahl der *Normal-Law*-Dynamiken pro Szenario auf zwei begrenzt wurde. Diese bildeten die jeweiligen Referenzdynamiken für die möglichen Umschaltkonstellationen.

Zur Variation der Nickdämpfung wurde das entsprechende Element der Systemmatrix \underline{A} mit zwei verschiedenen Faktoren skaliert. Eine reduzierte Nickdämpfung tritt z. B. beim Verlust des inneren Dämpfungsregelkreises oder bei Verringerung der Leitwerks- oder Ruderflächen auf. Alles zieht einen Auftriebsverlust nach sich und verringert dementsprechend die dämpfende Wirkung des Höhenleitwerks. Die Formel für die resultierende Nickdämpfung M_q lautet unter Berücksichtigung des jeweiligen identifizierten Wertes $M_{q,m}$:

$$M_q = k_{M_q} M_{q,m} \quad \text{mit} \quad k_{M_q} \in \{0, 75; 1\}. \quad (3.2)$$

Eine Änderung der äquivalenten Totzeit beeinflusst direkt die Reaktionszeit der Flugdynamik auf ein Pilotenkommando. Unterschiede können sich durch verschiedene Taktraten oder durch verlängerte Signallaufzeiten zur Verarbeitung der Steuerkommandos ergeben. Letzteres kann durch die Implementation von Flugregler und Aktuatorregler auf verschiedenen Rechnern entstehen. Außerdem haben verschiedene Filterdynamiken (z. B. Kernfilter, Tiefpassfilter) einen Einfluss auf den Phasenabfall bei höheren Frequenzen. Die äquivalente Totzeit τ_e ergibt sich aus der gemessenen Totzeit der jeweiligen Basisflugdynamik $\tau_{e,m}$ und der Veränderung $\Delta\tau_e$:

$$\tau_e = \tau_{e,m} + \Delta\tau_e \quad \text{mit} \quad \Delta\tau_e \in \{0 \text{ ms}; 40 \text{ ms}; 80 \text{ ms}\}. \quad (3.3)$$

Ein veränderter Verstärkungsfaktor K_{FLZ} verändert die Zuordnung von Knüppelausschlag zu Steuerkommando. Erhöht er sich, so reagiert das Flugzeug empfindlicher auf die Eingaben des Piloten. Verringert er sich, reagiert das Flugzeug erst bei größeren Ausschlägen. Mögliche Einflussfaktoren auf den Verstärkungsfaktor können Reglerkoeffizienten (auch im Fehlerfall nicht passend eingestellte), Beschädigung der Ruderflächen oder Vereisungserscheinungen am Höhenruder sein. Die Menge aller betrachteten Verstärkungsfaktoren lautet:

$$K_{FLZ} \in \{0, 5; 0, 75; 1, 0; 1, 5; 2, 0; 3, 0\}.$$

Die Spanne der einzelnen Parameter wurde bewusst so gewählt, dass einige Parameterkombinationen Flugdynamiken generierten, die bereits ohne Umschaltung Flugeigenschaftsprobleme erwarten lassen. So wurde der maximale Verstärkungsfaktor mit Faktor 3 absichtlich sehr hoch gewählt.

In der Datenbank sind 288 *Direct-Law*-Dynamiken verfügbar. Aus ihnen wurden 31 Flugdynamiken ausgewählt und zusätzlich vier (aus 8) *Normal-Law*-Dynamiken. Sie sind in Tabelle 3.3 aufgelistet und in Anhang A mit ihren Zahlenwerten angegeben. Eine der Flugdynamiken wird in Kombination mit 2 verschiedenen *Normal-Law*-Dynamiken untersucht. Nachfolgend werden nur noch die für die Versuche ausgewählten Flugdynamiken betrachtet.

Tabelle 3.3: Auflistung aller Flugdynamiken der Flugdynamikdatenbank

Bezeichnung	SP ^I	K_{FLZ} ^{II}	$\Delta\tau_e$ ^{III}	k_{M_q} ^{IV}
N2	21%	1	0	1
N4	32%	1	0	1
N6	21%	1	0	1
N7	26%	1	0	1
D1	16%	1	0	1
D2	21%	1	0	1
D2K	21%	2	0	1
D2-1	21%	1	0	0,75
D2-1K	21%	1,5	0	0,75
D2-2J	21%	0,5	40	0,75
D2-3	21%	1	80	0,75
D2-3K	21%	3	80	0,75
D2-4J	21%	0,75	40	1
D4	32%	1	0	1
D4K	32%	2	0	1
D4-1	32%	1	0	0,75
D4-1K	32%	1,5	0	0,75
D4-2J	32%	0,5	40	0,75

3.3. AUFSTELLEN DER DATENBANK

Bezeichnung	SP ^I	K_{FLZ} ^{II}	$\Delta\tau_e$ ^{III}	k_{M_q} ^{IV}
D4-3	32%	1	80	0,75
D4-3K	32%	3	80	0,75
D5	16%	1	0	1
D5-1	16%	1	0	0,75
D6	21%	1	0	1
D6K	21%	2	0	1
D6-2J	21%	0,5	40	0,75
D6-3K	21%	3	80	0,75
D6-4	21%	1,5	40	1
D7	26%	1	0	1
D7K	26%	2	0	1
D7-1	26%	1	0	0,75
D7-1K	26%	1,5	0	0,75
D7-3K	26%	3	80	0,75
D7-4K	26%	2	40	1
D8	32%	1	0	1

^I SP = Schwerpunktlage: Angabe in Prozent der mittleren Flügeltiefe l_μ .

^{II} K_{FLZ} = Verstärkungsfaktor: beeinflusst das Übersetzungsverhältnis von Sidestickausschlag auf Flugzeugreaktion. Ein Faktor von 1 bedeutet keine Veränderung gegenüber dem ursprünglichen Verstärkungsfaktor der gemessenen Basisflugdynamik.

^{III} $\Delta\tau_e$ = Totzeitänderung: Angabe in ms. Sie steht für den Zuwachs in der äquivalenten Totzeit der gemessenen Basisflugdynamik und ist positiv bei einer Erhöhung der Totzeit.

^{IV} k_{M_q} = Skalierungsfaktor der Ersatzgröße M_q von der gemessenen Basisflugdynamik. Ein Faktor k_{M_q} kleiner 1 bedeutet eine Reduktion dieser Ersatzgröße.

Die Bezeichner der Dynamiken wurden so gewählt, dass bereits erkennbar ist, ob es sich bei der jeweiligen Flugdynamik um eine *Normal-Law*-(N) oder um eine *Direct-Law*-Dynamik (D) handelt. Die erste Ziffer danach gibt den Referenzzustand der zugrunde liegenden Basisflugdynamik an. Die Zahlen oder Buchstaben nach dem Bindestrich symbolisieren Modifikationen gegenüber der gemessenen Basisflugdynamik (Zahlen – Veränderung in Verstärkung, Totzeit und Nickdämpfung möglich; K – Höherer Verstärkungsfaktor; J – Niedrigerer Verstärkungsfaktor).

Mit den ausgewählten Flugdynamiken wurden 32 verschiedene Umschaltkonstellationen generiert, die zu vier Umschaltcharen zusammengefasst wurden. Bei der Auswahl der Konstellationen wurden die Unterschiede im Verstärkungsfaktor $|F_{\Theta F_K}(j\omega\pi)|$ (in dB) und im mittleren Phasengradienten APR – zwischen den Dynamiken vor (N) und nach (D) der Umschaltung – berücksichtigt.

$$\Delta |F_{\Theta F_K}| = |F_{\Theta F_K}(j\omega\pi)|_D - |F_{\Theta F_K}(j\omega\pi)|_N \quad (3.4)$$

$$\Delta APR = APR_D - APR_N \quad (3.5)$$

Positive Werte von $\Delta |F_{\Theta F_K}|$ entsprechen einer Zunahme des Verstärkungsfaktors. Ein positiver Wert von ΔAPR bedeutet eine Zunahme bzw. Verschlechterung des mittleren Phasengradienten. In Tabelle 3.4 sind die einzelnen Konstellationen mit ihren Unterschieden angegeben. Der Verstärkungsfaktor $|F_{\Theta F_K}|$ betrug bei allen *Normal-Law*-Dynamiken weniger als -33 dB, bei den *Direct-Law*-Dynamiken war er stets höher. Dieser Zusammenhang ist im Amplituden-Phasen-Diagramm daran zu erkennen, dass der Schnittpunkt des Frequenzgangs mit dem Phasenwinkel $\varphi = -180^\circ$ für alle *Direct-Law*-Dynamiken immer oberhalb des entsprechenden Schnittpunkts der *Normal-Law*-Dynamiken liegt ($\Delta |F_{\Theta F_K}| > 0$ dB). Bei Umschaltungen mit geringen Unterschieden im Verstärkungsfaktor ($\Delta |F_{\Theta F_K}| \leq 6,5$ dB) wird vermutet, dass sie unkritisch für das Gesamtsystem Pilot-Flugzeug sind und eventuell unterhalb der Wahrnehmungsschwelle des Piloten liegen. Große Unterschiede im Verstärkungsfaktor ($\Delta |F_{\Theta F_K}| > 6,5$ dB) und der mittleren Phasenrate hingegen gelten als kritisch für das Gesamtsystem Pilot-Flugzeug. Jede Umschaltkonstellation ist einer von diesen zwei Kategorien zugeordnet: B – schwache Umschaltung, C – starke Umschaltung. Eine solche Zuordnung wird in Abschnitt 5.3 bei der Versuchsvorbereitung benötigt, vgl. Tab 5.2.

Tabelle 3.4: Auflistung aller Umschaltkonstellationen

Bez.	Dynamik		$\Delta F_{\Theta F_K} $ dB	ΔAPR °/s	Kat.
	Vor	Nach			
U1-1	N2	D2	+5,6	-22,6	B
U1-2	N2	D2K	+11,8	-22,6	C
U1-3	N2	D2-1K	+11,6	-21,3	C

3.3. AUFSTELLEN DER DATENBANK

Bez.	Dynamik		$\Delta F_{\Theta F_K} $ dB	ΔAPR °/s	Kat.
	Vor	Nach			
U1-4	N2	D2-2J	+4,5	+2,8	B
U1-5	N2	D2-3	+12,2	+27,2	C
U1-6	N2	D2-3K	+21,8	+27,2	C
U1-7	N2	D2-4J	+5,6	+0,7	B
U1-8	N2	D4-1	+11,8	-21,3	C
U2-1	N4	D1	+2,5	-2,9	B
U2-2	N4	D2-1	+5,7	-0,9	B
U2-3	N4	D4	+6,7	-2,2	C
U2-4	N4	D4K	+12,8	-2,2	C
U2-5	N4	D4-1K	+12,6	-0,9	C
U2-6	N4	D4-2J	+5,7	+23,1	B
U2-7	N4	D4-3	+13,3	+47,4	C
U2-8	N4	D4-3K	+22,8	+47,4	C
U3-1	N6	D5	+5,3	-5,8	B
U3-2	N6	D6	+6,5	-8,0	B
U3-3	N6	D6K	+12,5	-8,0	C
U3-4	N6	D6-2J	+5,3	+17,7	B
U3-5	N6	D6-3K	+22,6	+42,3	C
U3-6	N6	D6-4	+12,6	+15,6	C
U3-7	N6	D7-1	+8,5	-7,6	C
U3-8	N6	D8	+6,4	-8,6	C
U4-1	N7	D5	+1,8	-20,8	B
U4-2	N7	D5-1	+4,3	-19,5	B
U4-3	N7	D7	+2,1	-23,5	B
U4-4	N7	D7K	+8,1	-23,5	C
U4-5	N7	D7-1K	+8,4	-22,6	C
U4-6	N7	D7-3	+9,3	+23,5	C
U4-7	N7	D7-3K	+18,8	+23,5	C
U4-8	N7	D7-4K	+10,8	-1,2	C

Kapitel 4

Versuchsaufbau

In diesem Kapitel wird der Versuchsaufbau beschrieben, mit dem die Pilotenversuche durchgeführt wurden. Es handelt sich hierbei um einen Pilotenarbeitsplatz (engl.: *pilot workstation*), der zur Durchführung von Grundlagenuntersuchungen auf dem Gebiet der Flugeigenschaften geeignet ist.

4.1 Versuchsanlage

Der Pilotenarbeitsplatz ist mit allen seinen Komponenten in Abb. 4.1 dargestellt. Er besteht aus

- drei Rechnern: ein Simulationsrechner, ein Anzeigenrechner für PFD-Anzeige, ein Schnittstellenrechner zur Analog/Digital-Wandlung
- zwei Bildschirmen auf einem Tisch,
- einem Pilotensitz,
- einem 2-achsigen aktiven Sidestick mit einer Steuereinheit und
- einer 16-bit A/D-Wandler-Karte.

Der Sidestick ist mit einer Armauflage ausgestattet und fest mit dem Boden verbunden. Seine Höhe und seine Lage (Nick- und Rolllage) sind in gewissen Grenzen verstellbar. Als Messsignale werden die Knüppelkraft und der Knüppelausschlag über die Steuereinheit und das Steckbrett an den Schnittstellenrechner übermittelt.

Der Pilotensitz ist auf Schienen montiert, um translatorische Bewegungen in Vorwärts- und Rückwärtsrichtung zu ermöglichen. Dadurch kann der Pilot vor den Experimenten seine Position relativ zur Knüppelposition einstellen.

Bei den Rechnern handelt es sich um „Windows XP[®]“-Rechner, die über Netzwerk miteinander verbunden sind. Auf dem rechten Bildschirm, der mit

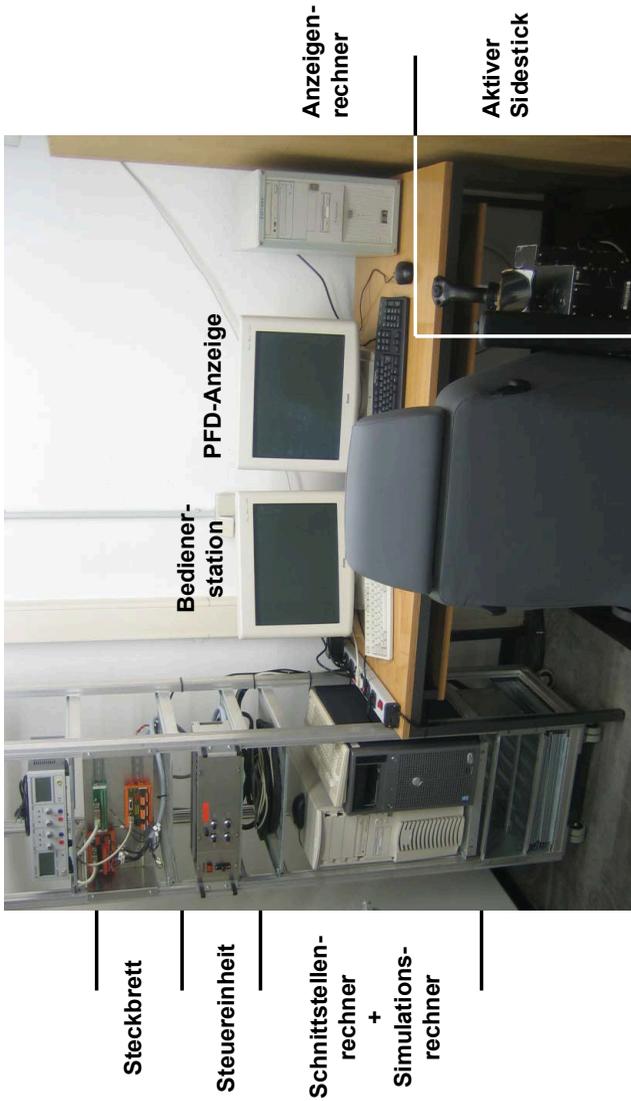


Abbildung 4.1: Pilotenarbeitsplatz für Flugeigenschaftsuntersuchungen

dem Anzeigenrechner verbunden ist, wird die Anzeige für den Piloten dargestellt. Der linke Bildschirm ist über eine Weiche mit den beiden anderen Rechnern verbunden und dient als Bedienerstation für den Flugversuchsingenieur. Von dort aus kontrolliert er die Simulation.

4.2 Simulationsprogramm

Das Flugsimulationsprogramm ist in drei Module aufgespalten (s. Abb. 4.2): Schnittstellenmodul, Simulationsmodul und Anzeigenmodul. Aus Leistungsgründen läuft jedes dieser Module auf einem separaten Rechner. Untereinander kommunizieren sie über UDP-Verbindungen.

Das Schnittstellenmodul empfängt die gemessenen Kraft- und Ausschlagsignale des Sidesticks. Diese analogen Signale werden mit einer A/D-Wandlernkarte in digitale Werte umgewandelt (Ausgaberate 200 Hz) und an das Simulationsmodul weitergeleitet. Zur gleichen Zeit empfängt das Schnittstellenmodul die eingestellten Werte für Steifigkeit und Dämpfung vom Simulationsmodul und sendet sie zur Steuereinheit. Dort ist der Regelalgorithmus für den aktiven Sidestick realisiert.

Das Simulationsmodul enthält die eigentliche Flugsimulation und läuft mit einer Taktrate von 100 Hz. In jedem Takt fragt es die Steuereingaben vom Schnittstellenmodul ab und berechnet damit die neuen Ausgangssignale. Diese werden bis zum Ende des Simulationsdurchlaufs im Speicher behalten. Eine Teilmenge der Signale wird in jedem Zeitschritt an das Anzeigenmodul gesendet. Daneben werden auch die Steifigkeits- und Dämpfungswerte des aktiven Sidesticks in jedem Simulationsschritt an das Schnittstellenmodul übermittelt, da sie sich zur Laufzeit ändern lassen. Nach Ablauf der Simulationsdauer werden alle aufgezeichneten Werte auf der Festplatte gespeichert.

Erzeugt wurde das Simulationsmodul mit dem Real-Time Workshop[®] Embedded Coder[™]. Hierzu wurde die Flugaufgabe in ein speziell vorbereitetes SIMULINK[®]-Modell eingearbeitet. Die Definition möglicher Eingangssignale und der Simulationsdauer sowie das Laden der gewünschten Flugdynamiken erfolgt in einem Initialisierungsskript. Die Definition der zu ladenden Dynamiken und deren Reihenfolge erfolgt in einer separaten Textdatei. Dort sind der Bezeichner der Flugdynamik, die Umschaltzeit und das Eingangssignal zu spezifizieren. Nach Übersetzung des Simulink[®]-Modells in eine ausführbare Datei mit Echtzeitverhalten, kann die Datei durch Mausdruck gestartet werden. Nach jeder Simulation wird ein externer Zähler hochgezählt, der in einer weiteren Textdatei gespeichert wird. Dieser Zähler gibt die Nummer des nächsten Versuchs aus der Versuchsreihenfolge an. Eine solche Art der Umsetzung erlaubt sehr viel Freiheiten bei der Gestaltung von Versuchsabläufen und verhindert, dass die Piloten die Versuchsreihenfolge und die Umschaltzeitpunkte kennen.

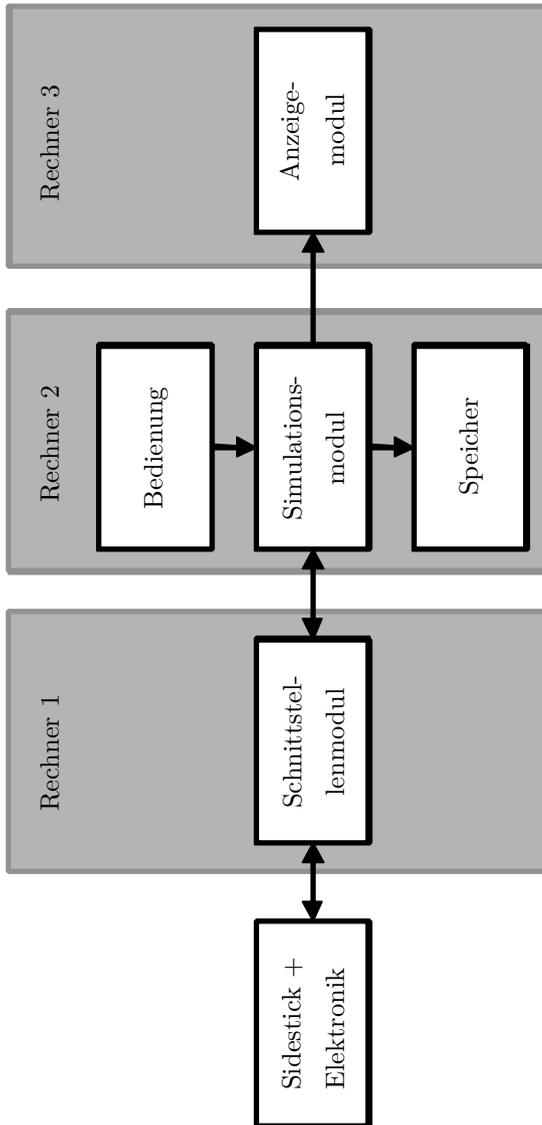


Abbildung 4.2: Blockdiagramm der Flugsimulationsumgebung

Das Anzeigemodul empfängt die ausgewählten Signale und stellt sie auf dem Bildschirm dar. Die Bildwiederholungsrate wurde immer gemessen und auf der Anzeige dargestellt. Sie lag bei keinem der Versuche unter 100 Hz.

4.3 Bildschirmanzeige

Zur Durchführung der Flugaufgabe wurden dem Piloten alle Informationen in einer Anzeige dargestellt (Abb. 4.3), die dem *Primary Flight Display* (PFD) eines Airbus ähnelte. Sie entsprach bezüglich der Flugzeuglage bei eingeschaltetem *Flight Director* einer Verfolgungsanzeige. Der horizontale Balken des *Flight Directors* symbolisierte die sich permanent bewegende Ziellinie (Kommandosignal), die der Pilot mit seinem Verfolgersymbol (Istsignal, schwarzer Punkt) permanent einfangen musste. Gleichzeitig bekam der Pilot über die Horizontlinie eine stationäre Referenz angezeigt. Unabhängig davon wurden alle Bahngrößen (Fluggeschwindigkeit, Flughöhe, Sinkgeschwindigkeit und Kurs) auf feste Werte gesetzt (170 kn, 3.000 ft, 0 ft/min, 0°)³⁴. Dies erwies sich als notwendig, weil Vorversuche zeigten, dass die Darstellung veränderlicher Bahngrößen die Erkennung von Umschaltungen erleichterte. Dies war jedoch unerwünscht. In der oberen rechten Ecke wurde die Bildwiederholungsrate angezeigt.

Das Kommando- und das Istsignal wurden in der Anzeige ungefiltert dargestellt. Sie wurden nur entsprechend den Symbolen auf der Anzeige mit einem Verstärkungsfaktor $K_D = 0,32$ skaliert. Dies war von den Versuchspersonen gewünscht, da diese Art der Darstellung den normalen Betrieb eines Verkehrsflugzeugs widerspiegelte. Dadurch wurden aber die Ablagen für den Piloten kleiner dargestellt, als sie tatsächlich waren. Zwar erkennt der Pilot über Referenzmarkierungen in der Anzeige, welcher Abstand in etwa einem Grad entspricht. Auf Grund von Wahrnehmungsschwellen kann der Pilot aber kleine Fehler nur schwer erkennen, was sich auf die Genauigkeit bei der Aufgabenerfüllung negativ auswirken kann.

4.4 Aktiver Sidestick

Bei dem verwendeten Sidestick handelt es sich um einen zweiachsigen Sidestick (Nick- und Rollbewegung), der im Auftrag von Airbus Deutschland in den 1980er Jahren für Forschungszwecke entwickelt wurde. Er besitzt bestimmte Basiseigenschaften (Steifigkeit, Dämpfung, Losbrechkraft etc.), die mechanisch über Hebelkinematiken und Feder-Dämpfer-Elemente realisiert sind. Im Gegensatz zu den Sidesticks von Airbus-Flugzeugen lassen sich dessen Steifigkeiten und Dämpfungen innerhalb bestimmter Grenzen zur Lauf-

³⁴ Die angegebenen Standardwerte wurden bei allen Versuche verwendet. Die Piloten empfanden dies nicht als Problem, da die Flugaufgabe auf die Stabilisierung der Längslage beschränkt war.

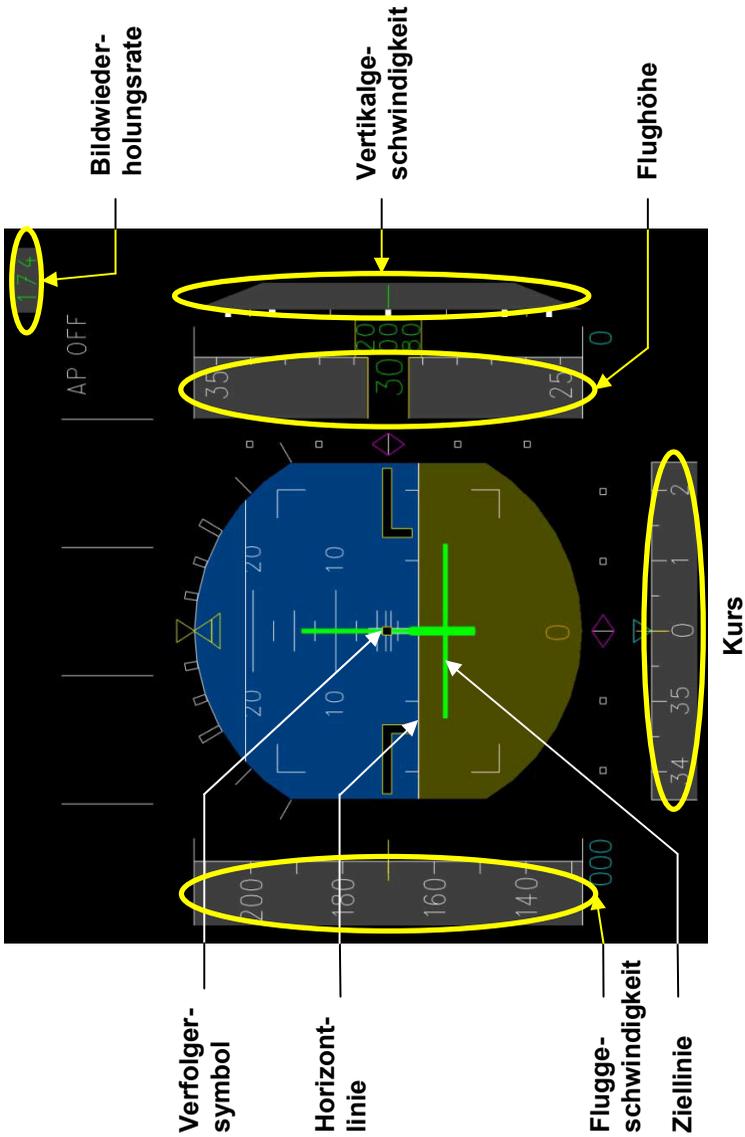


Abbildung 4.3: Bildschirmanzeige für die Experimente



Abbildung 4.4: Außenansicht

zeit einstellen. Dies erfolgt über eingebaute Drehmomentenmotoren. Somit können zusätzliche Informationen über den propriozeptiven Kanal an den Piloten übertragen werden. In Abb. 4.4 ist die Außenansicht des Sidesticks gezeigt. Auf dem Gehäuse ist eine Schale zur Ablage des Unterarms befestigt.

Vor den Versuchen wurde die Sidestickkraftkennlinie einmal eingestellt und nicht mehr verändert (Werte in Nickachse: normierte Steifigkeit $K = 0,3$ und normierte Dämpfung $D = 0,8^{35}$). Da keine ausreichende Beschreibung der technischen Eigenschaften des Sidesticks vorhanden war, wurden diese experimentell ermittelt. Zur Bestimmung der statischen Kennlinien in beiden Achsen wurden die internen Sensoren (Potentiometer für Position, Dehnmessstreifen für Kraft) kalibriert. Hierfür wurden am Kraftangriffspunkt (Mittelfingerpunkt) Eichgewichte angebracht und mittels Lasersensoren die Auslenkung gemessen. Die statische Kennlinie für die Nickachse ist in Abb. 4.5 dargestellt und ihre Parameter sind in Tabelle 4.1 angegeben. Sie wurde durch langsames manuelles Auslenken bis zu den Maximalausschlägen erzeugt.

Zunächst fällt auf, dass die Maximalausschläge gegenüber üblichen Airbus-Sidesticks [52, 76] unsymmetrisch und deutlich reduziert sind. Jene verfügen über einen möglichen Ausschlagbereich von -16° bis $+16^\circ$ in der Längsachse. Die dargestellte Kennlinie ist definitiv nichtlinear. Nicht nur Reibungs- und Losbrechkräfte sind vorhanden, sondern sämtliche Kennwerte sind genau genommen auch richtungsabhängig. Sogar die Steifigkeit ist unterschiedlich. Da deren Abweichung aber so gering ist und im Rahmen der Messungenauigkeit

³⁵ Es handelt sich hierbei um normierte Werte, die im Bereich von 0 und 1 liegen können. Sie erlauben aber keinen direkten Rückschluss auf die physikalischen Werte.

Tabelle 4.1: Statische Kraftkennwerte

Parameter	Wert
Min. Ausschlag (Drücken)	-6,0 °
Max. Ausschlag (Ziehen)	10,2 °
Steifigkeit (entspr. $K = 0,3$)	4,6 N/°
Losbrechkraft Drücken	7 N
Losbrechkraft Ziehen	6 N
Reibungskraft Drücken	≈ 1,1 N
Reibungskraft Ziehen	≈ 1,3 N

ten liegt, wurde hier ein gemittelter Wert angegeben. Für die Reibungskräfte wurde nur ein ungefährender Mittelwert angegeben, da sich die ermittelten Werte mit dem Ausschlag leicht, aber nicht monoton, ändern. Diese Ungenauigkeit rührt von der manuellen Messmethode, wurde aber im Rahmen der Untersuchung akzeptiert.

Alle angegebenen Kraftwerte liegen oberhalb der Kennwerte vom Airbus A320 [52]. Nach den vorgeschlagenen Grenzen in der gleichen Quelle ist die Steifigkeit etwas zu hoch (die akzeptable Grenze liegt bei etwa 4,45 N/°) und die Losbrechkraft im Rahmen (für Level 1 und 2 wird $2,2 \text{ N} \leq F_{\text{LB}} \leq 8,9 \text{ N}$ gefordert). Die Kraft-Weg-Kennlinie des Sidesticks konnte allerdings erst nach Durchführung der Pilotenversuche ausreichend genau identifiziert werden. Deshalb wurde in Vorversuchen ein Kraft-Weg-Verhalten ausgewählt, das von den Piloten als annehmbar empfunden wurde. Dabei wurde die Steifigkeit bewusst etwas höher gewählt, um die erhöhten Verstärkungsfaktoren der Flugdynamiken und die geringeren Maximalausschläge zu kompensieren. Bei weggesteuerten Steuerkraftsystemen wird durch eine erhöhte Steifigkeit eine höhere Sidestickkraft benötigt, um dasselbe Lastvielfache aufzubringen. Nur ein Pilot hatte während der Versuchskampagne von vornherein Schwierigkeiten mit den Kräften am Sidestick. Er flog allerdings in seiner Dienstzeit (zum Versuchszeitpunkt im Ruhestand) auch niemals einen Airbus als Copilot auf der rechten Seite. Die anderen Piloten gaben alle an, dass Losbrechkraft und Steifigkeit im hohen Bereich lägen, aber trotzdem akzeptabel seien.

Das dynamische Verhalten wurde aus dem Einschwingvorgang nach Loslassen des Sidesticks in ausgelenkter Lage geschätzt. Dieser Einschwingvorgang ist in Abb. 4.6 als dicke, rote Linie dargestellt. Leider weist das Verhalten starke Nichtlinearitäten auf. Neben Reibung und Losbrechkraft treten auch Beschleunigungs-, Raten- und Positionsbegrenzungen auf. Die Beschleunigungsbegrenzung ist am nur allmählichen Anstieg der Bewegung nach Loslassen des Sidesticks zu erkennen. Durch die Geschwindigkeitsbeschränkung passt die Anstiegszeit (und dementsprechend die Steigung) nicht zur Fre-

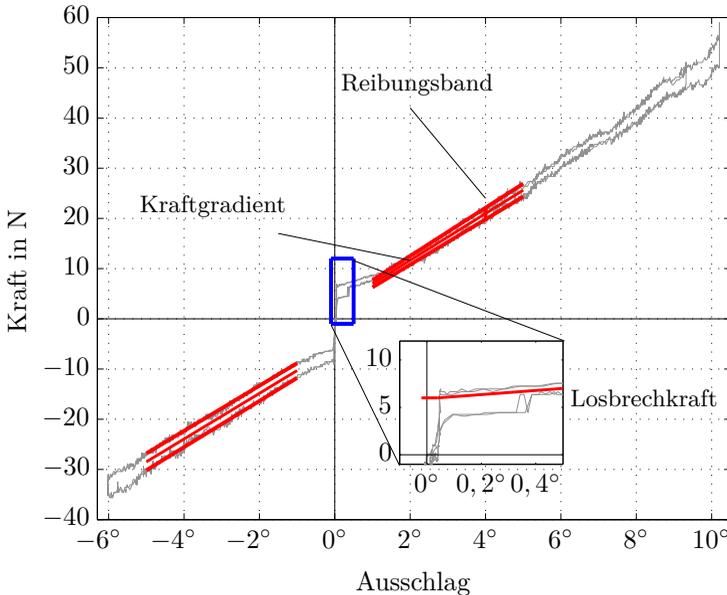


Abbildung 4.5: Gemessene statische Kraftkennlinie (Nickachse) des aktiven Sidesticks

quenz der resultierenden Schwingung, wie dies bei einem linearen System der Fall wäre.

Zur exakten Wiedergabe des dynamischen Verhaltens wäre ein komplexes, nichtlineares Modell notwendig, das auch die Richtungsabhängigkeit aller Kenngrößen berücksichtigt. Für erste Aussagen zum Steuerkraftsystem ist aber ein vereinfachtes lineares Modell ausreichend. Zur Approximation des dynamischen Verhaltens wird daher ein einfaches Modell zweiter Ordnung verwendet:

$$F_S(s) = \frac{K_S \cdot \omega_{0,S}^2}{s^2 + 2 \cdot D_S \cdot \omega_{0,S} s + \omega_{0,S}^2} \quad [F_S(s)] = \text{°/N}. \quad (4.1)$$

Die Parameter Steifigkeit und Dämpfung wurden zum einen durch Minimierung eines quadratischen Gütefunktional geschätzt. Versuche mit Modellen dritter Ordnung ergaben dabei keine bessere Übereinstimmung. Die beste Schätzung führte auf eine Eigenkreisfrequenz von $\omega_{0,S} = 56,4 \text{ rad/s}$ und einen Dämpfungsgrad von $D_S = 0,49$. Der Verlauf mit diesen Parametern ist in Abb. 4.6 dargestellt. Bei einer Abschätzung der Schwingungskenngrößen mit dem logarithmischen Dekrement ergaben sich eine höhere Eigenkreisfrequenz von $\omega_{0,S} = 63,3 \text{ rad/s}$ und ein niedriger Dämpfungsgrad

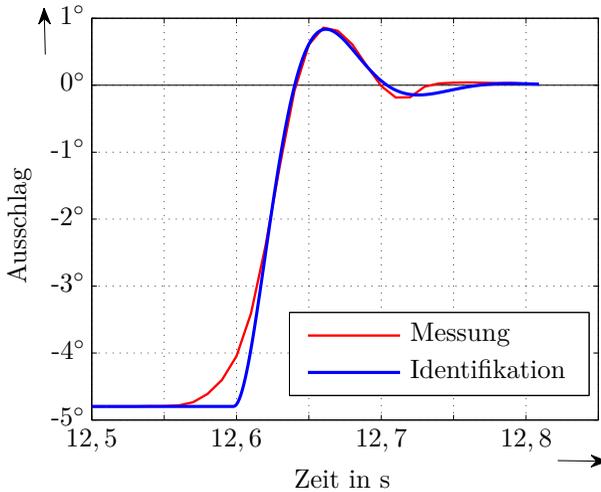


Abbildung 4.6: Geschätzte dynamische Kraftkennlinie (Nickachse) des aktiven Sidesticks

von $D_S = 0,43$. Die Kennkreisfrequenz des Steuerkraftsystems ist also so hoch, dass der Einfluss der Sidestickdynamik vernachlässigbar ist.

Der Faktor K_S , das statische Übertragungsverhalten des Sidesticks, wurde mit $0,2^\circ/\text{N}$ so festgelegt, dass eine Sidestickkraft von 30 N eine Auslenkung von 6° bewirkt. Durch diese Skalierung wird eine konservative Abschätzung bei der Kriterienanwendung hinsichtlich der Wirkung auf die Ausschläge getroffen. In dem geschätzten Modell verursacht die gleiche Kraft eine leicht höhere Auslenkung als an dem realen Sidestick tatsächlich zu erwarten ist. Da der Sidestickausschlag als Kommandosignal für die Flugdynamik verwendet wird, reagiert das Flugzeugmodell bei Verwendung des Sidestickmodells leicht empfindlicher als beim realen Sidestick.

Kapitel 5

Versuchsvorbereitung und -durchführung

Dieses Kapitel erläutert die Planung, Vorbereitung und Durchführung der Simulatorversuche. Es beginnt mit einer Beschreibung der Flugaufgabe und des verwendeten Eingangssignals. Darauf folgt eine kurze Zusammenfassung des Versuchsablaufs, inklusive Vor- und Nachbesprechung. Anschließend wird der verwendete Fragebogen erklärt.

5.1 Flugaufgabe

Bisher ist kein Testmanöver bekannt, das sich besonders gut zum Aufdecken von PIO-Tendenzen bei Umschaltungen während der manuellen Flugsteuerung eignet. Es wird angenommen, dass sich Verfolgungsaufgaben (engl.: *pursuit tracking task*) mit polyharmonischem Eingangssignal für solche Untersuchungen eignen (s. Hypothese 4). Die Verwendung dieser Flugaufgabe bietet den Vorteil das Pilotenverhalten mit Frequenzbereichsverfahren (Fourier-, Wavelettransformation) identifizieren zu können.

Das Blockschaltbild des geschlossenen Pilot-Flugzeug-Regelkreises für diese Flugaufgabe ist in Abb. 5.1 dargestellt. Sowohl die kommandierte Längslage $\Theta_c(t)$, als auch die aktuelle Längslage $\Theta_e(t)$ ³⁶ werden dem Piloten angezeigt. Der Pilot muss die Abweichung $e(t)$ zwischen diesen beiden Größen bilden und soll sie mit seinen Sidestickausschlägen so schnell es geht reduzieren. Der Ausschlag $\delta_s(t)$ dient als Kommandogröße für die Flugdynamik. Zur Messung der Flugzeugreaktion besitzen Flugzeuge verschiedene

³⁶ Der Index „e“ steht hier für *estimated* (geschätzt), was verdeutlichen soll, dass statt des eigentlichen Messwerts oft gefilterte oder nachbearbeitete Signale an die nachgelagerten Regelkreise (z. B. über die Displays) übermittelt werden.

Sensoren, wie z. B. Drehratensensoren oder Beschleunigungsmesser. Alle diese Sensoren weisen naturgemäß ein dynamisches Verhalten auf, was in den durchgeführten Experimenten wegen derer hochfrequenten Eigendynamiken vernachlässigbar ist. Daher wird für deren Übertragungsverhalten $F = 1,0$ angesetzt.

Die Piloten wurden angewiesen den Fehler so aggressiv zu korrigieren, als ob sie einen CAT-I-Anflug mit schwerer Turbulenz durchführen. Zur Anwendung der Bewertungsskalen wurden gewünschte und akzeptable Grenzen definiert. Für die gewünschte Genauigkeit sollte der Fehler, ohne Anzeichen für PIO-Tendenzen, in einem Bereich $\pm 1^\circ$ liegen. Für akzeptable Genauigkeit war eine Genauigkeit für $\pm 2^\circ$ einzuhalten. Diese Genauigkeiten wurden bewusst so gewählt, damit die Piloten ein bestimmtes Mindestmaß an Aggressivität für die Aufgabenerfüllung aufbringen mussten. Zusätzliche Aufgaben hatte der Pilot nicht zu erfüllen.

Der dargestellte, geschlossene Regelkreis galt für alle durchgeführten Versuche, sowohl mit als auch ohne Umschaltung. Jeder von ihnen dauerte $T = 144$ s. Zu einem bestimmten Zeitpunkt t_{sw} schaltete die Flugdynamik vom *Normal Law* in das *Direct Law*. Der Pilot musste die Flugaufgabe fortsetzen, sich aber gleichzeitig an das neue Flugzeugverhalten anpassen. Der Umschaltzeitpunkt wurde vor der Versuchssitzung festgelegt. Liegt der Umschaltzeitpunkt bei $t_{sw} = 0$ s, fliegt der Pilot während des gesamten Versuchs nur die *Direct-Law*-Dynamik. Der Pilot fliegt nur die *Normal-Law*-Dynamik, wenn der Umschaltzeitpunkt auf einen Wert $t_{sw} \geq T$ eingestellt wurde. Für jeden Umschaltzeitpunkt dazwischen tritt eine Umschaltung auf, infolgedessen der Pilot sein Steuerverhalten anzupassen hat. Im Rahmen dieser Untersuchung traten alle Umschaltungen immer bei $t_{sw} = 48$ s auf. Allerdings wurde nicht in jedem Versuch umgeschaltet.

5.2 Eingangssignal

Bei dem Eingangs- oder Kommandosignal $\Theta_c(t)$ handelt es sich um ein polyharmonisches Signal, bestehend aus 15 Sinusschwingungen. Dessen Schwingungen besitzen die Amplituden A_k und ihre Frequenzen sind logarithmisch nahezu äquidistant verteilt (s. Abb. 5.2).

$$\Theta_c(t) = \sum_{k=1}^{15} A_k \sin(\omega_k t + \varphi_k) \quad (5.1)$$

Die Kreisfrequenzen ω_k sind ganzzahlige Vielfache einer Grundkreisfrequenz ω_0 . Diese wird durch den Zusammenhang

$$\omega_0 = 2\pi/T_0 \quad (5.2)$$

mit der Fundamentalperiode des Eingangssignals $T_0 = 24$ s gebildet. Die Phasenwinkel φ_k können entweder den Wert 0° oder 180° annehmen. Dies

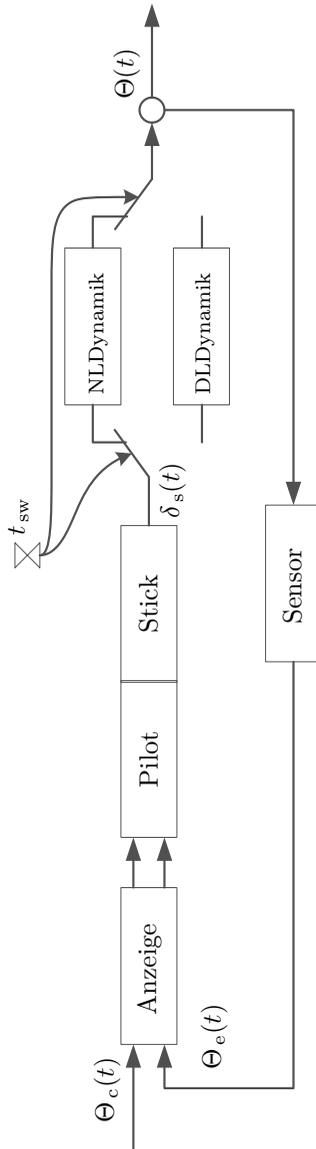


Abbildung 5.1: Schematische Darstellung der Flugaufgabe

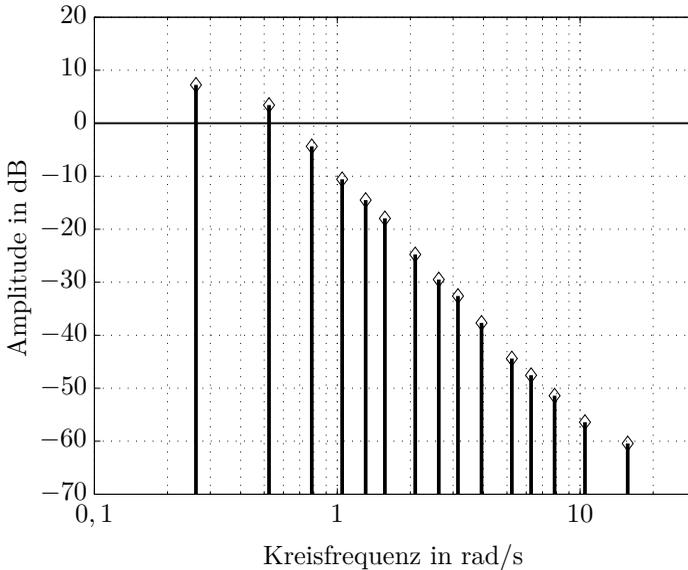


Abbildung 5.2: Frequenzspektrum des Eingangssignals

bedeutet, dass die Schwingungen entweder positiv (gleichsinnig) oder negativ (gegensinnig) in die Gesamtschwingung eingehen. Ein Signalabschnitt des Eingangssignals mit der Länge T_0 wird als Segment bezeichnet. Das Gesamteingangssignal entstand durch entsprechend häufige Wiederholung von Segmenten. Die einzelnen Schwingungsparameter sind in Tabelle 5.1 angegeben.

Die Amplituden A_k wurden nach dem in [18] beschriebenen Ansatz errechnet. Das Eingangssignal wird dort als Gaußsches weißes Rauschsignal approximiert, dass durch ein Formfilter geleitet wird. Das Filter in der Untersuchung war zweiter Ordnung und hatte die folgende Form:

$$F_W(s) = \frac{\omega_{b,i}^2}{(s + \omega_{b,i})^2} \quad \text{mit} \quad \omega_{b,i} = 0,4 \text{ rad/s.} \quad (5.3)$$

Die Wahl der Fundamentalperiode erfolgte so, dass die Frequenzgänge des offenen sowie des geschlossenen Regelkreises gut messbar sind. Zudem sind mehrere Segmente erforderlich, um im Fall ohne Umschaltung die Restgröße und die Genauigkeit der gemessenen Frequenzgänge besser bestimmen zu können [19]. Der Zeitverlauf des Eingangssignals ist in Abb. 5.3 dargestellt.

Tabelle 5.1: Parameter des Kommandosignals

k	$\omega_k/\text{rad/s}$	$A_k/^\circ$	$\varphi_k/^\circ$	k	$\omega_k/\text{rad/s}$	$A_k/^\circ$	$\varphi_k/^\circ$
1	0,2618	2,3001	180	9	3,1416	0,0234	180
2	0,5236	1,4829	0	10	3,927	0,0131	180
3	0,7854	0,6052	0	11	5,236	0,0060	0
4	1,0472	0,2958	0	12	6,2832	0,0042	0
5	1,309	0,1882	180	13	7,854	0,0027	180
6	1,5708	0,1265	180	14	10,472	0,0015	180
7	2,0944	0,0578	0	15	15,708	0,0010	0
8	2,618	0,0335	0				

5.3 Testprozedur

Vor jeder Simulatorsitzung fand eine Vorbesprechung (engl.: *briefing*) mit dem jeweiligen Piloten statt, in der ihm der Sitzungsablauf erklärt wurde, s. Anhang E. Zuerst wurde ihm die Flugaufgabe ausführlich beschrieben und mit ihm diskutiert. Dabei bekam er die Information, dass während der Versuche Umschaltungen auftreten können, aber nicht müssen. Er wurde nicht explizit angewiesen, während der Umschaltungen nach PIO-Tendenzen zu suchen.

In Vorversuchen stellte sich heraus, dass der unsymmetrische Ausschlagbereich des Sidesticks bei den Flügen mit der *Normal-Law*-Dynamik die Genauigkeit bei der Aufgabenerfüllung störte, vor allem in Richtung Drücken. Bei schnellen Änderungen des Eingangssignals konnte der Pilot dem Kommando nicht schnell genug folgen, obwohl er mit dem Sidestick bereits am Anschlag war. Zur Umgehung dieses Problems und zum Aufrechterhalten einer Mindestaggressivität wurde den Piloten eine Interpretation der Flugaufgabe mit zwei sich ständig abwechselnden Flugphasen vorgeschlagen: Verfolgen (engl.: *tracking*) und Einnehmen (engl.: *acquire*). Bei den Verfolgungsphasen ist der Pilot theoretisch in der Lage dem Eingangssignal permanent exakt folgen zu können. Während der Einnahmephase versucht der Pilot einem sich schnell ändernden Eingangssignal zu folgen, schafft diese aber wegen der Ausschlagsgrenzen des Sidesticks und der damit verbundenen reduzierten Steuerautorität nicht. Die daraus resultierende schlechte Genauigkeit ist aber auf den Versuchsaufbau und nicht auf die Flugdynamik zurückzuführen. Deshalb sollen diese Phasen bei der anschließenden Bewertung vernachlässigt werden.

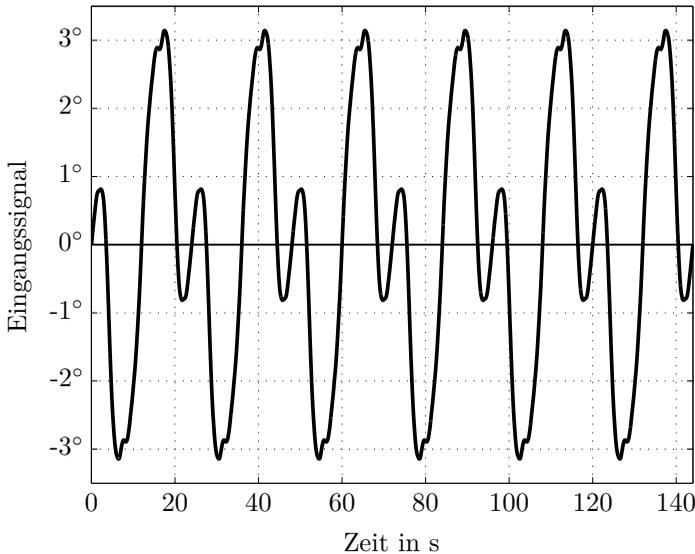


Abbildung 5.3: Zeitverlauf des Eingangssignals

Da die Linienpiloten gewöhnlich keine Erfahrung im Umgang mit Bewertungsskalen für Flugeigenschaften aufwiesen, war die Diskussion und Erklärung der verwendeten Skalen ebenfalls ein Schwerpunkt der Versuchsvorbereitung. Dabei ging es auch um mögliche Probleme beim Umgang mit diesen Skalen.

Die Simulatorsitzungen waren in vier Blöcke unterteilt: ein Trainingsblock, zwei Hauptversuchsblöcke mit Umschaltungen und ein *Direct-Law*-Block. Während des Trainingsblocks und während des *Direct-Law*-Blocks traten keine Umschaltungen auf.

Der Trainingsblock sollte den Piloten mit der Flugaufgabe, den Bewertungsskalen und der Versuchsstation vertraut machen. Zuerst konnte der Pilot eine *Normal-Law*-Dynamik so oft fliegen, wie er benötigte, um sich an die Flugaufgabe zu gewöhnen und eine bestimmte Aggressivität bei der Durchführung der Flugaufgabe zu erreichen. Danach flog er zwei unterschiedliche *Direct-Law*-Dynamiken, die er anhand der Cooper-Harper-Skala und der PIO-Tendenz-Bewertungsskala zu bewerten hatte. Seine Auswertungen wurden ausführlich diskutiert und mit den Bewertungen verglichen, die ein Testpilot gab. Diese Diskussion erfolgte wegen der umfangreichen Erfahrung des Testpiloten in der Bewertung von Flugeigenschaften und mit dem Ziel eine homogenere Bewertungsverteilung zu erzielen.

Tabelle 5.2: Permutationsmuster für Hauptversuchsblöcke mit Umschaltungen

Versuchsnr.	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
Muster A	NL	NL	C	B	C	C	B	C	NL	C	B
Muster B	NL	NL	B	C	C	NL	C	B	C	C	B

Die Hauptversuchsblöcke mit Umschaltungen begannen immer mit zwei Versuchen, in denen dieselbe *Normal-Law*-Dynamik ohne Auftreten einer Umschaltung geflogen wurde. Eine Bewertung zu dieser Dynamik wurde erst nach dem zweiten Versuch abgegeben. Die neun darauf folgenden Versuche begannen immer mit dieser *Normal-Law*-Dynamik. Nur bei einem dieser neun Versuche trat keine Umschaltung auf. Die Abfolge der unterschiedlichen Umschaltungen wurde immer wieder permutiert, so dass nie ein Pilot die gleiche Versuchsreihenfolge flog, wie ein anderer Pilot zuvor. Zwei verschiedene Permutationsmuster (s. Tabelle 5.2) wurden hierzu genutzt, wo die Reihenfolge der Umschaltungen systematisch nach ihrer Stärke variiert wurde (B – schwache Umschaltung, C – starke Umschaltung). Vor der Versuchskampagne wurden alle Umschaltungen entsprechend des jeweiligen Unterschieds im Amplitudenrand zwischen *Normal-Law*- und *Direct-Law*-Dynamik einer dieser Kategorien zugeordnet (s. Tabelle 3.4). Diese Permutationen geschahen, um Reihenfolgeeffekte bei der Versuchsdurchführung zu vermeiden.

Im *Direct-Law*-Block musste der Pilot zehn unterschiedliche *Direct-Law*-Dynamiken fliegen und bewerten. Alle diese Dynamiken flog der Pilot bereits einmal zuvor mit Umschaltung (fünf Dynamiken aus jedem geflogenen Versuchsblock mit Umschaltungen). Um eine Mindestanzahl von Wiederholungen und damit Bewertungen pro Flugdynamik zu erhalten, wurden nur die Dynamiken geflogen, bei denen der größte Unterschied bei einer Umschaltung auftrat. Mit diesen Versuchen sollten zum einen die Flugeigenschaften im stationären Fall (ohne Umschaltung) bestimmt werden. Zum anderen sollte ein direkter Vergleich zwischen den Bewertungen bei Umschaltung auf eine unbekannte Dynamik und bei stationärem Flug mit einer bereits zuvor geflogenen Flugdynamik hergestellt werden können.

Die Sitzung endete mit einer kurzen Nachbesprechung (engl.: *debriefing*) der Versuche. Bei ihr wurden die Piloten darüber informiert, wie viele Umschaltungen sie nicht feststellten und was der eigentliche Zweck dieser Untersuchung war. Sie wurden darüber hinaus zum Versuchsablauf befragt, ob sie z. B. Lerneffekte oder Ermüdungserscheinungen bemerkten. Schließlich wurden sie auch über ihre PIO-Erfahrung befragt, worauf die Mehrheit der Piloten angab, noch nie PIOs erlebt zu haben.

5.4 Fragebogen

Zur Bewertung des Flugzeug- bzw. des Umschaltverhaltens hatten die Piloten einen speziellen Fragebogen zu beantworten, der aus drei Abschnitten bestand, s. Anhang E. Im ersten Abschnitt mussten sie Bewertungen an Hand vorgegebener Bewertungsskalen abgeben. Im zweiten Teil mussten sie mehrere Fragen beantworten und dabei ihr subjektives Empfinden äußern. Allgemeine Anmerkungen, die über den ersten und den zweiten Teil hinausgingen, konnten sie im dritten Abschnitt abgeben.

Drei unterschiedliche Bewertungsskalen wurden zur Bewertung verwendet: die „Cooper-Harper“-Skala, die „PIO-Tendenz“-Bewertungsskala und im Falle der Umschaltung die „Transient Failure Rating“-Skala, vgl. Kap. 2.5.2. Dabei war jede Bewertungsskala auf einen bestimmten Zeitabschnitt des Versuchs anzuwenden. Die „Transient Failure Rating“-Skala galt nur bei den Versuchsblöcken mit Umschaltungen. Deren Bewertung war für den Zeitraum von Feststellen der Umschaltung bis zur Wiedererlangung der Kontrolle über das Flugzeug zu vergeben. Der Zeitraum danach war mit der „Cooper-Harper“-Skala zu bewerten. Wurde keine Umschaltung festgestellt, war der gesamte Versuch in die CH-Bewertung miteinzubeziehen. Die PIO-Tendenz war für den schlechtesten Zeitpunkt während des gesamten Versuchs zu vergeben. Die Eingewöhnungsphase zu Beginn eines jeden Versuchs (etwa 10 bis 15 s) sollte immer vernachlässigt werden.

Vergab der Pilot eine Bewertung von TFR 3 und schlechter, musste der Pilot im zweiten Abschnitt sagen, wie er sich beim Auftreten einer solchen Umschaltung während des Landeanflugs wahrscheinlich verhalten würde. Daneben sollte er darauf hinweisen, wenn die Sidestickdynamik ihn in irgendeiner Weise bei der Durchführung der Flugaufgabe behinderte.

Außerdem sollte der Pilot immer die Anfangsreaktion auf ein Nickkommando (engl.: *initial attitude response*, IAR), die Vorhersagbarkeit der Endantwort (engl.: *predictability of final response*) und die Steuerempfindlichkeit verbal einschätzen.

Die IAR ist ein Ausdruck für die Manövrierfähigkeit der Flugdynamik. Reagiert das Flugzeug in erwarteter Weise, das bedeutet zügig und direkt, hat der Pilot das Gefühl einer guten Manövrierfähigkeit. Ist die Anfangsreaktion zu stark, neigt der Pilot zum Übersteuern. Eine verspätete Flugzeugreaktion empfindet er dabei als „Aufbäumen“ des Flugzeugs. Ist die Anfangsreaktion zu schwach, so dauert es lange bis die Flugdynamik den gewünschten Längslagewinkel eingenommen hat. Dadurch wirkt das Flugzeug zu träge und der Pilot bekommt Schwierigkeiten die Flugaufgabe vernünftigt durchzuführen. Die IAR entspricht dem Verständnis nach dem Parameter \dot{q}_{\max}/F_K .

Die Vorhersagbarkeit der Endantwort ist gleichfalls wichtig für gute Flugeigenschaften. Nur wenn der Pilot in der Lage ist aus der Anfangsreaktion des Flugzeugs auf die sich einstellende Endantwort zu schließen, kann er mit der Dynamik zufrieden sein. Daher ist es wichtig zu prüfen, ob z. B. Überschwinger in der Flugzeugreaktion die Vorhersagbarkeit beeinträchtigen.

5.5 Steuerbarkeitsmerkmale – Beurteilung

Die Piloten verwendeten unterschiedliche Begriffe zum Kommentieren der Anfangsreaktion, der Vorhersagbarkeit der Endantwort und der Steuerempfindlichkeit. Zur besseren Vergleichbarkeit wurde versucht, die Kommentare nachträglich in ein einheitliches Vokabular zu überführen (s. Abb. 5.4 und Anhang C).

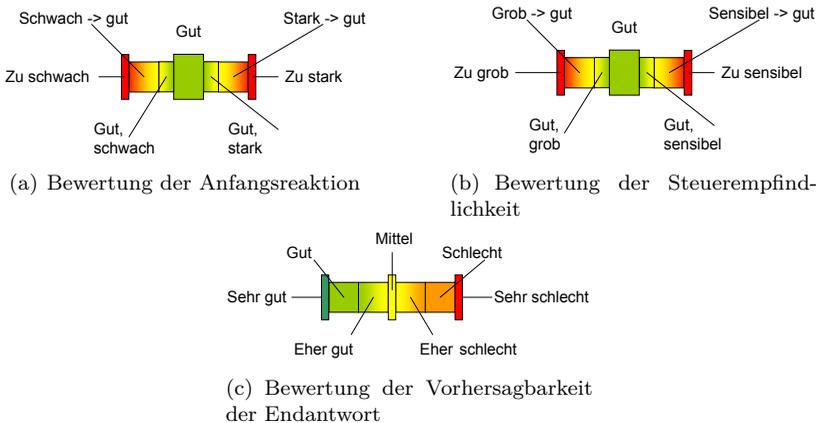


Abbildung 5.4: Bewertungsschemata der Steuerbarkeitsmerkmale

Bei den beiden Steuerbarkeitsmerkmalen Anfangsreaktion und Steuerempfindlichkeit wird ein Optimum angestrebt. Um Tendenzen angeben zu können, wurde der gute Bereich dreigeteilt. Der mittlere Bereich entspricht einer uneingeschränkt guten Bewertung. Die beiden Randbereiche deuten auf gute Eigenschaften mit Tendenzen zu den Extremwerten hin. Zwischen den Extremwerten und dem mittleren Bereich existiert eine Zwischenstufe. Sie charakterisiert eine unangenehme Dynamik mit einer guten Tendenz. Die Extremwerte wurden nicht weiter unterteilt, da eine weitere Abstufung bei schlechter Beurteilung als nicht notwendig erachtet wurde.

Bei der Vorhersagbarkeit der Endantwort wird hingegen ein Maximum gewünscht. Deren Bewertung wird ebenfalls in sieben Stufen unterteilt. Die Klassifikation erfolgt vornehmlich in die Stufen „Gut“, „Eher gut“, „Eher schlecht“ und „Schlecht“. Die Randwerte stellen die Extremwerte dar. Der Wert „Mittel“ wird nur vergeben, wenn keine eindeutige gute oder schlechte Tendenz erkennbar ist. Somit sind die drei Bereiche links von „Mittel“ als positiv und die drei Bereiche rechts als negativ zu werten.

5.6 Anzahl der durchgeführten Versuche

In den 10 Pilotensitzungen der Messkampagne wurden insgesamt 328 Versuche (ohne die Trainingsversuche) durchgeführt (s. Tabelle 5.3). Bei 60 Versuchen flogen die Piloten ohne Umschaltung mit *Normal-Law*-Dynamiken. Jede *Normal-Law*-Dynamik erhielt jeweils zwei Bewertungen von fünf unterschiedlichen Piloten³⁷.

Bei 100 Versuchen flogen die Piloten *Direct-Law*-Dynamiken, ohne dass eine Umschaltung auftrat. Vier dieser Versuche wurden mit anderen Dynamiken geflogen, als in Tabelle 3.3 angegeben.³⁸ Diese Dynamiken wurden deshalb nicht bei der Auswertung berücksichtigt, wodurch sich die Versuchsanzahl auf 96 reduzierte. Im Rahmen der Versuchskampagne bewerteten jeweils vier verschiedene Piloten jeweils sechs der acht *Direct-Law*-Dynamiken eines Versuchsblocks mit Umschaltungen. Ausnahmen bildeten die Dynamiken DL4-A und DL4-4. Die Dynamik DL4-A wurde dreimal und die Dynamik DL4-4 fünfmal bewertet.

Die Piloten flogen insgesamt 168 Versuche, bei denen Umschaltungen auftraten. Acht dieser Versuche erfolgten mit den nicht berücksichtigten *Direct-Law*-Dynamiken. Bei weiteren 15 Umschaltversuchen wichen die Verstärkungsfaktoren der entsprechenden *Direct-Law*-Dynamiken von den Werten in Tabelle 3.3 ab und wurden deshalb ebenfalls nicht berücksichtigt³⁹. Somit blieben 145 Versuche für die nachfolgende Auswertung.

5.7 Versuchspersonen

Die Versuche wurden von zehn männlichen Piloten (8 Linienpiloten und 2 Testpiloten) geflogen. Alle Piloten hatten Erfahrung in der manuellen Steuerung von Transportflugzeugen, die mit Sidesticks ausgestattet sind (Tabelle 5.4). Einige der Versuchspiloten nahmen bereits zuvor an Forschungsversuchen teil.

³⁷ Die Piloten bewerteten die *Normal-Law*-Dynamik am Beginn eines Umschaltblocks immer erst nach dem zweiten Versuch.

³⁸ Bei den ersten zwei Pilotensitzungen gehörten zu jedem Umschaltblock zwei weitere *Direct-Law*-Dynamiken. Auf Grund der langen Sitzungsdauer und der resultierenden Ermüdung beschloss der Autor die Anzahl der Versuche für die weiteren Sitzungen zu reduzieren.

³⁹ Während der Vorversuche wurde in dem Initialisierungsskript eine zusätzliche Routine eingebaut, die bei festgelegten Versuchsnummern die Verstärkungsfaktoren der entsprechenden *Direct-Law*-Dynamiken zusätzlich modifizierte. Diese Routine wurde für die Hauptversuche nicht rechtzeitig entfernt.

Tabelle 5.3: Liste aller Versuche

Versuchstyp	Durchgeführt	Ausgewertet	Bemerkung
<i>Normal-Law</i>	60	40	Nur 4 von 6 Versuchen pro Pilot bewertet
Umschaltungen	168	145	8 zusätzliche Versuche bei Piloten A und B mit abweichender <i>Direct-Law-Dynamik</i> , 15 Versuche mit abweichenden Verstärkungsfaktoren
<i>Direct-Law</i>	100	96	4 zusätzliche Versuche bei Piloten A und B mit abweichender <i>Direct-Law-Dynamik</i>
Summe	328	281	

Tabelle 5.4: Liste aller Versuchspiloten

Pilot	FH (FbW)	Typenberechtigung	Frühere Berechtigungen	Kommentare
A	9.000 (1.000)	B 757/767	A300/310, A320, B737, A330/340	Kunstflug, Segelflug, Flugtest- ingenieur (in Ausbildung)
B	4.400 (2.000)	A320-Familie, C525	EF2000, Tornado, F-4F, Al- pha Jet, Do 228, Canberra	Kunstflug, Luftwaffe, Testpilot
C	12.000 (3.500)	in Rente	A330/340, B747-200	
D	10.000 (8.000)	MD-11	A320-Familie, A330/340, A340-600	
E	10.000 (10.000)	A320	A330/340, A340-600	Fluglehrer
F	24.000 (10.000)	in Rente	A320, A340, A310, B727, DC3, B707, V814	Kunstflug, Segelflug, Lufttren- nen
G	11.700 (7.400)	A320/330, B737	C421, C525, F27	Kunstflug, Segelflug, Fluglehrer
H	1.200 (1.200)	A320-Familie		
I	1.800 (1.000)	A320/330	CRJ 200/700/900	Segelflug
J	2.000 (400)	A320-Familie, Do 228	PA42	Testpilot (TB2), Segelflug

Kapitel 6

Beurteilung der Flugdynamiken

Alle Flugdynamiken der Datenbank werden in diesem Kapitel mit den in Kapitel 2 beschriebenen Kriterien auf ihre Flugeigenschaften und im Speziellen ihre PIO-Anfälligkeit überprüft (Zahlenwerte sind in Anhang B angegeben). Die Analyse erfolgt in drei Schritten: 1) Überprüfung des Zeitverhaltens, 2) Überprüfung der Steuerempfindlichkeit und 3) Überprüfung mit Frequenzbereichskriterien. Im Zeitbereich lassen sich eventuelle Bobbling-Tendenzen sehr gut erkennen, die in dieser Arbeit nicht als PIO angesehen werden. Die Analyse der Steuerempfindlichkeit liefert Informationen über das Ansprechverhalten des Flugzeugs und erlaubt gleichzeitig zu prüfen, ob die Frequenzbereichskriterien anwendbar sind. Die Gültigkeit der Kriteriumsgrenzen setzt implizit einen geeigneten Verstärkungsfaktor voraus. Die endgültige Klassifizierung der Flugdynamiken erfolgt unter Berücksichtigung der in den Simulatorversuchen erhobenen Pilotenurteile. Sie dient in erster Linie der Identifikation von PIO-anfälligen Flugdynamiken.

6.1 Überblick über die Flugdynamiken

Zum Überblick über die unterschiedlichen Flugdynamiken sind in Abb. 6.1 die mittleren Phasengradienten (APR) über der Amplitude der Übertragungsfunktion $F_{\Theta_{FK}}$ an der Phasenschnittfrequenz ω_{π} aufgetragen. Unter Berücksichtigung der Kriteriumsgrenzen des Phasengradientenkriteriums (s. Abb. 2.14) und des Amplituden-Phasen-Kriteriums (s. Abb. 2.15) ergeben sich fünf Gruppen von Flugdynamiken, s. Tabelle 6.1.

Die Werte für den mittleren Phasengradienten liegen alle im Level-1- und Level-2-Bereich in der Kriteriumsgraphik. Die Amplitudenwerte verteilen sich

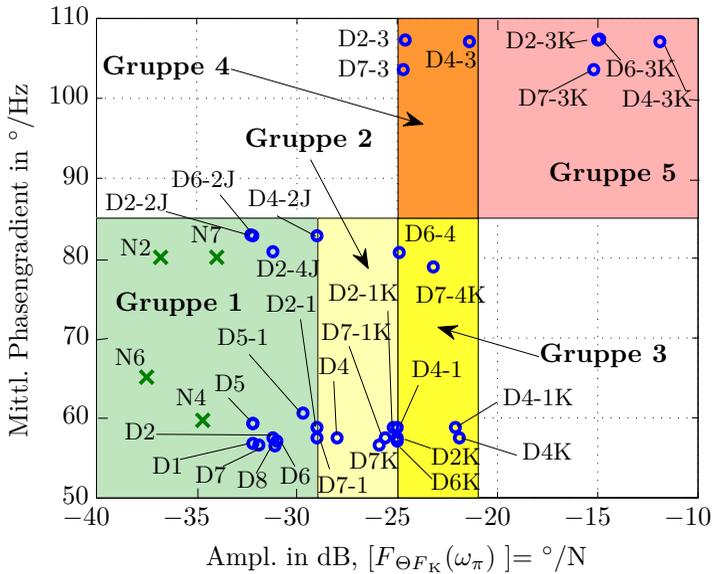


Abbildung 6.1: Kategorisierung der Flugdynamiken

im gesamten Spektrum. Dabei ist zu berücksichtigen, dass die Amplitudengrenzen für zentrale Steuerknüppel bestimmt wurden und für Sidesticks zu konservativ sein könnten. Mit den Kriteriumsgrenzen lässt sich, unter Verwendung der Maximalkraft in Richtung Ziehen (ca. 55 N) aus Abb. 4.5, maximal der Längslagewinkel abschätzen, der im eingeschwungenen Zustand zu erwarten ist, wenn harmonisch mit der Phasenschnittfrequenz ω_π angeregt wird.

Tabelle 6.1: Einteilung der Flugdynamiken

Gr.	Phasengrad. in °/Hz	Ampl.-Phas.- Kriterium	Längslage- winkel $\Theta(\omega_\pi)$	Dynamiken
1	50 – 85	Level 1	0,6° – 2,0°	N2, N4, N6, N7, D1, D2, D2-1, D2-2J, D2-4J, D4-2J, D5, D5-1, D6, D6-2J, D7, D7-1, D8
2	50 – 85	Level 2	2,0° – 3,1°	D2K, D2-1K, D4, D4-1, D6K, D6-4, D7K, D7-1K
3	50 – 85	Level 3	3,1° – 4,9°	D4K, D4-1K, D7-4K
4	85 – 110	Level 2	3,1° – 4,9°	D2-3, D4-3, D7-3
5	85 – 110	Level 2	4,9° – 17,4°	D2-3K, D4-3K, D6-3K, D7-3K

Die Dynamiken der Gruppe 1 und 2 weisen Phasengradienten im Wertebereich von 50 bis 85 °/Hz auf. Die abgeschätzten Amplituden des Längslagewinkels nehmen bei der Phasenschnittfrequenz ω_π Werte bis 3° an. Der tatsächliche Wert bei der Phasenschnittfrequenz ist vermutlich niedriger, da der Stickausschlag unsymmetrisch ist (Ziehen doppelt so hoch wie Drücken) und eine konstante Anregung mit Maximalkraft/Maximalausschlag bei dieser Frequenz die menschlichen Fähigkeiten übersteigt. Eine entsprechende Schwingung sollte daher vom Piloten kaum wahrgenommen werden bzw. keine Probleme verursachen.

Die Dynamiken der Gruppen 3 und 4 weisen Längslagewinkel bis zu 5° auf. Untereinander unterscheiden sich Gruppen bezüglich der Phasengradienten (größer oder kleiner als 85°/Hz). Bei beiden Gruppen könnten Schwingungstendenzen bereits erkennbar sein. Die Dynamiken der Gruppen 4 reagieren allerdings viel empfindlicher auf Steigerungen in der Aggressivität der Piloteneingaben.

Die Dynamiken der Gruppe 5 weisen so hohe Amplitudenwerte bei den Phasenschnittfrequenzen auf, dass jede PIO-Tendenz katastrophale Auswirkungen haben kann. Hier sind bereits im Vorfeld inakzeptable Flugeigenschaften erkennbar.

6.2 Betrachtung des Zeitverhaltens

Die Überprüfung des Flugverhaltens im Zeitbereich erfolgt mit dem Dropback-Kriterium, das das Antwortverhalten des Flugzeugs auf einen Rechteckimpuls bewertet.

Um bei allen Flugdynamiken den stationären Endwert der Nickgeschwindigkeit ermitteln zu können, waren von den *Direct-Law*-Dynamiken zunächst reduzierte Gleichungssysteme für die Anstellwinkelschwingung zu bestimmen. Da der Abstand zwischen den Kennkreisfrequenzen von Anstellwinkelschwingung und Phygoide bei allen Dynamiken mehr als eine Dekade beträgt, wird dieses Vorgehen als vertretbar angesehen. Damit ließen sich für alle Dynamiken das Nachlassen bzw. Nachlaufen Db , der Nickratenüberschwinger q_{\max} , die stationäre Nickgeschwindigkeit q_∞ sowie die Überschwingzeiten $\tau_{q_{\max}}$ und $\tau_{\dot{q}_{\max}}$ bestimmen. Die meisten Flugdynamiken befinden sich im zufriedenstellenden Bereich, wie die zugehörige Kriteriumsgraphik zeigt (s. Abb. 6.2). Nur wenige Fälle befinden sich im trägen Bereich. Die Zahlenwerte sind in Anhang B angegeben.

Bei genauer Betrachtung lassen sich innerhalb der Kriteriumsgraphik drei verschiedene Gruppen von Flugdynamiken identifizieren (s. auch Tabelle 6.2). Die Gruppe A, zu der die meisten Dynamiken gehören, befindet sich im zufriedenstellenden Bereich. Dort beträgt das relative Nachlassen $Db/q_\infty \approx 0,4$ s und der relative Nickratenüberschwinger ungefähr 1,7. Keine der *Normal-Law*-Dynamiken befindet sich in diesem Bereich.

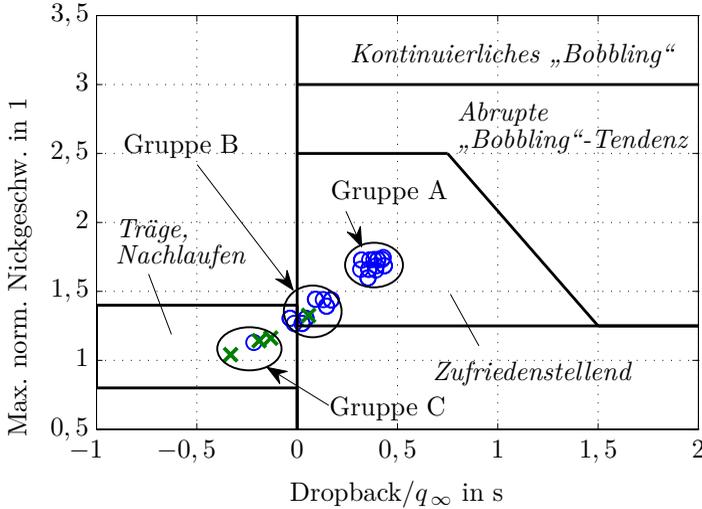


Abbildung 6.2: Bewertungen des Dropback-Kriteriums (x – *Normal-Law*-Dynamik, o – *Direct-Law*-Dynamik)

Bei Gruppe B verschwindet das Nachlassen nahezu ($Db/q_\infty \approx 0$). In dieser Gruppe befindet sich auch die Dynamik N4. Bei drei der Dynamiken (D7-3, D7-3K und D7-4K), die leicht im trägen Bereich liegen, läuft der Längslagewinkel beim Loslassen des Sidesticks noch etwas nach.

Die Gruppe C liegt deutlich im trägen Bereich. Hier befinden sich die übrigen *Normal-Law*-Dynamiken und die Dynamik D8. Bei allen läuft der Längslagewinkel nach und erschwert dem Piloten so die Vorhersehbarkeit der Endantwort, da der Pilot zum Einstellen des gewünschten Winkels bereits vorher loslassen muss. Die Dämpfung der Anstellwinkelschwingung ist bei diesen vier Dynamiken relativ hoch ($D_{AS} > 0,8$).

Abgesehen von der Trägheit einiger Dynamiken lässt sich feststellen, dass bei keiner Dynamik „Bobbling“-Tendenzen zu erwarten sind. Alle Datenpunkte liegen von den entsprechenden Grenzen weit genug entfernt.

Zusätzlich wurden auch die Ansprechzeiten (s. Anhang B) betrachtet. Es dauerte weniger als $\tau_{\dot{q}_{\max}} = 0,152$ s bis zum Aufbau der maximalen Nickbeschleunigung und maximal $\tau_{q_{\max}} = 1,55$ s bis zum Aufbau des maximalen Überschwingers in der Nickgeschwindigkeit. Diese Werte lassen keine Flugeigenschaftsmängel erkennen, denn Gibson [32] gibt für die Zeit $\tau_{\dot{q}_{\max}}$ eine Obergrenze von 0,18 s als Entwurfsziel vor.

Tabelle 6.2: Bewertung des Dropback-Kriteriums

Gruppe A		Gruppe B		Gruppe C
D1	D5	N4	D7K	N2
D2	D5-1	D4	D7-1	N6
D2K	D6	D4K	D7-1K	N7
D2-1	D6K	D4-1	D7-3	D8
D2-1K	D6-2J	D4-1K	D7-3K	
D2-2J	D6-3K	D4-2J	D7-4K	
D2-3	D6-4	D4-3		
D2-3K		D4-3K		
D2-4J		D7		

6.3 Betrachtung der Steuerempfindlichkeit

Die Kenngrößen \dot{q}_{\max}/F_K und die Überschwingzeit $\tau_{\dot{q}_{\max}}$ beschreiben das Ansprechverhalten des Flugzeugs (d.h. das Anfangsverhalten) auf ein Sidestickkommando. Sie werden als relevant für die Vorhersehbarkeit der Flugdynamik angesehen, da viele Eingaben im normalen Flug als einfache Steuerung, ohne Schließen des Regelkreises, erfolgen. Im Unterschied zum Dropback-Kriterium geht hier die Sidestickkraft ein, weshalb die gesamte Wirkungskette von Steuerkraft bis zur Flugzeugreaktion betrachtet wird.

Die in Ref. [51] angegebenen Kriteriumsgrenzen sind wegen der geringen Datenmenge nur als vorläufig anzusehen. Da die dortigen Versuche alle mit Steuersäulen – also nicht mit Sidesticks – durchgeführt wurden, wird die Anwendbarkeit der Grenzen für die vorliegende Untersuchung in Zweifel gezogen. Die Maximalkräfte von Sidesticks sind deutlich geringer als die von Steuersäulen. Das bedeutet, dass zur Erzeugung der gleichen Nickbeschleunigung eine wesentlich geringere Sidestickkraft aufzubringen ist. Die angegebene Grenze wird daher für Flugzeuge mit Sidestick-Steuerung als zu niedrig angesehen. Bei qualitativer Betrachtung der Verteilung der einzelnen Datenpunkte lassen sich trotzdem relative Aussagen über das Ansprechverhalten der betrachteten Flugdynamiken treffen.⁴⁰

Die potentiell schlechtesten Dynamiken (s. Abb. 6.3) sind die vier Dynamiken mit den höchsten Überschwingzeiten und den größten Verstärkungsfaktoren (D2-3K, D4-3K, D6-3K und D7-3K). Bei diesen kann davon ausgegangen werden, dass die Anfangsreaktion als zu abrupt und die Flugeigenschaften dementsprechend schlecht bewertet werden. Hier scheint bereits eine PIO-Anfälligkeit gegeben zu sein.

⁴⁰ Eine Skalierung der Grenzen entsprechend der Maximalkraft des Sidesticks wird als nicht hilfreich angesehen, da keine belastbaren Daten über die Äquivalenz der Steuerkräfte unterschiedlicher Bedienelemente zur Verfügung standen.

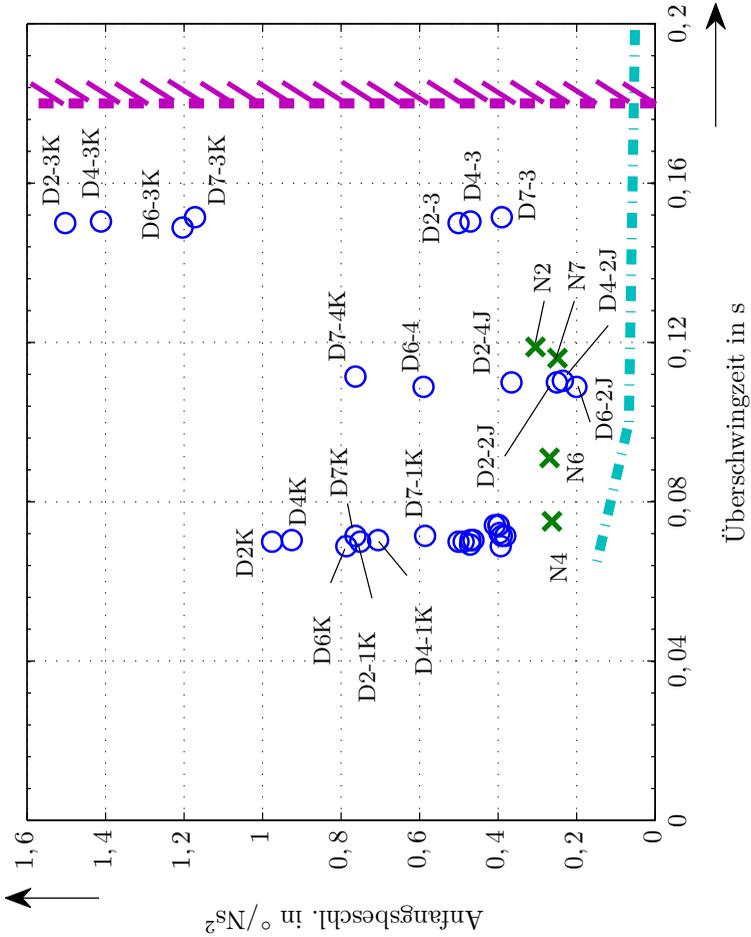


Abbildung 6.3: Bewertung des Anfangsverhaltens (x – Normal-Law-Dynamik, o – Direct-Law-Dynamik), Strich-Punkt-Linie: Obere Grenze nach [51], Gestrichelte Linie: Obere Grenze nach Entwurfsvorschrift von Gibson [32]

Die *Normal-Law*-Dynamiken weisen im Gegensatz dazu ein sehr geringes Verhältnis von \dot{q}_{\max}/F_K auf. Eine hohe Anfangsreaktion ist nicht gegeben. Stattdessen könnte die Anfangsreaktion eher zu träge sein, wodurch der Pilot gezwungen wäre, die Flugdynamik zu „übersteuern“. Um die gewünschte Flugzeugreaktion in der gewünschten Zeit zu erzielen, müsste er anfänglich überhöhte Eingaben tätigen, die nachträglich zu kompensieren wären.

Bei den Dynamiken D2K und D4K scheint die Anfangsreaktion etwas zu hoch sein und die Flugeigenschaften damit negativ zu beeinflussen. Die Überschwingzeit sollte dagegen einen vernachlässigbaren Einfluss haben. Bei Dynamik D7-4K könnte die Anfangsreaktion in Verbindung mit der Totzeit problematisch sein. Bei den Dynamiken D2-3, D4-3 und D7-3 ist die Totzeit bereits sehr hoch, aber die Anfangsreaktion sollte nicht problematisch sein. Genauere Aussagen lassen sich ohne konkrete Grenzen nicht treffen.

In Abb. 6.4 sind die unterschiedlichen Grenzbereiche der Steuerempfindlichkeit dargestellt. Die Originalgrenzen gelten für Kampfflugzeuge mit zentralen Steuerknüppeln während der Landung. Die Übertragbarkeit der Grenzen auf Transportflugzeuge mit Sidesticksteuerung wurde bisher noch nicht demonstriert.

Zunächst lässt sich sehr gut sehen, dass die meisten Dynamiken innerhalb der Originalbereiche für Level 1 und 2 liegen. Bei den Dynamiken mit Bewertungen im Level-1-Bereich wird davon ausgegangen, dass die Wahl des Verstärkungsfaktors richtig geschah. Nur die vier Dynamiken mit den höchsten Verstärkungsfaktoren (D2-3K, D4-3K, D6-3K und D7-3K), die bereits aufgefallen sind (Abb. 6.3), liegen im oberen Level-3-Bereich. Auf Grund der Verteilung der Dynamiken werden die Grenzen nach [38] als plausibel angenommen und zur Beurteilung des Verstärkungsfaktors der Flugdynamiken verwendet.⁴¹

Die Flugdynamiken im oberen Level-3-Bereich besitzen offenbar eine um 2–5 dB zu hohe Verstärkung. Die Frequenzbereichskriterien scheinen daher für diese Fälle nicht anwendbar, da sie trotz der hohen Verstärkung eine zu gute Bewertung suggerieren könnten.

Bei den Dynamiken im Level-2-Bereich sind Probleme in der Steuerempfindlichkeit möglich. Zwar kann der Pilot gewisse Abweichungen vom optimalen Verstärkungsfaktor gut kompensieren (300 bis 400%, d.h. bis zu 12 dB, laut [47]), größere Abweichungen sind aber mit Bewertungsverschlechterungen verbunden. Die vorliegenden Quellen geben keinen Hinweis, ob in diesen Fällen die Anwendbarkeit der Frequenzbereichskriterien komplett ausgeschlossen ist. Im Folgenden wird davon ausgegangen, dass dies nicht der Fall ist. Eine Flugeigenschaftenbewertung der entsprechenden Dynamik mit Level 1 scheint bei Defiziten in der Steuerempfindlichkeit (Nickachse) aber fraglich.

⁴¹ Eine Klärung zur Übertragbarkeit der Grenzen auf Transportflugzeuge mit Sidesticksteuerung ist nur mit Hilfe von In-flight-Simulationen möglich.

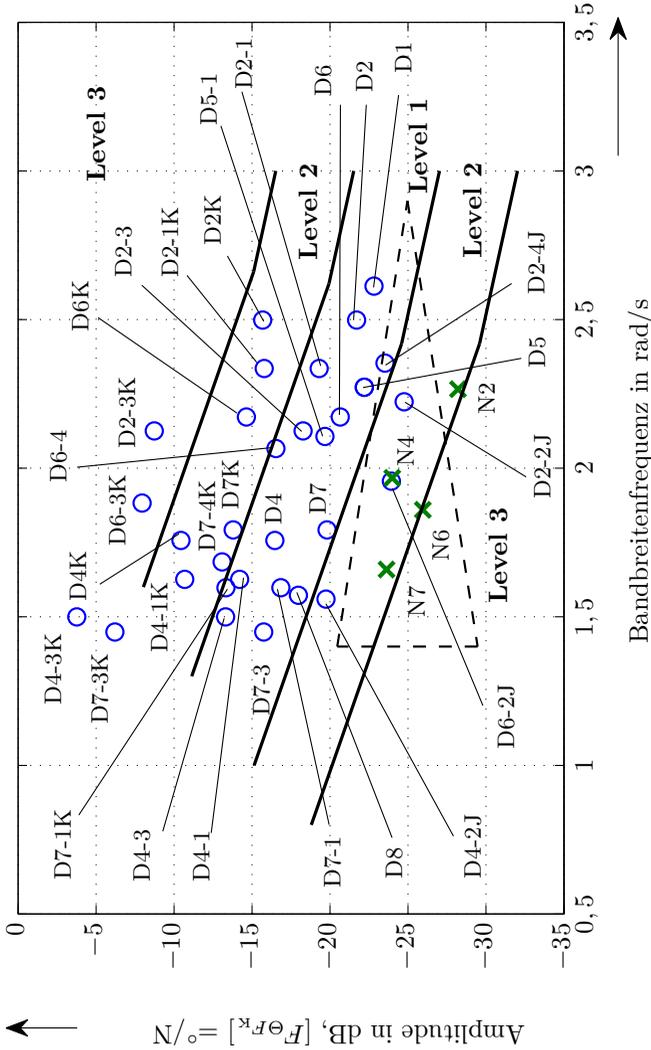


Abbildung 6.4: Bewertungen der Steuerempfindlichkeit (x – Normal-Law-Dynamik, o – Direct-Law-Dynamik)

In Tabelle 6.3 sind die einzelnen Dynamiken den jeweiligen Level der Steuerempfindlichkeit zugeordnet. Es sind Ähnlichkeiten zum ersten Kriterium zu erkennen. Ein deutlicher Unterschied besteht aber in der Existenz von unteren Schranken beim zweiten Kriterium. Die *Normal-Law*-Dynamiken liegen im Level-2-Bereich bzw. knapp im Level-3-Bereich. Dies kann möglich sein, da die Regelgesetze für C^* (bzw. n_z) als Vorgabegröße ausgelegt wurden.

Tabelle 6.3: Bewertung der Steuerempfindlichkeit (Nickachse)

Level 1		Level 2		Level 3
D1	D2-4J	N2	D6K	N6
D2	D4-1	N4	D6-2J	D2-3K
D4	D4-3	N7	D7K	D4-3K
D5	D5-1	D2K	D7-4K	D6-3K
D6	D6-4	D2-1K		D7-3K
D7	D7-1	D2-2J		
D8	D7-1K	D4K		
D2-1	D7-3	D4-1K		
D2-3		D4-2J		

6.4 Anwendung der Frequenzbereichskriterien

Alle Flugdynamiken werden nachfolgend einer Untersuchung mit verschiedenen Flugeigenschaftskriterien unterzogen. Da die meisten Dynamiken ein Flugzeug mit konventionellem Übertragungsverhalten repräsentieren, wird das CAP-Kriterium als klassisches Flugeigenschaftskriterium für die Bahnbewegung angewendet. Die Analyse ergab, dass weder der CAP noch der GCAP eine große Unterscheidung der Dynamiken hinsichtlich ihrer Bewertungen erlauben, vgl. Anhang B. Laut den Kriteriumsgrenzen liegen fast alle Dynamiken im Level-1-Bereich (sechs Ausnahmen liegen knapp unterhalb der vorgeschlagenen Grenze aus [23]). Die größten Unterschiede sind erkennbar, wenn der CAP über der äquivalenten Totzeit aufgetragen wird. Daher wird nur diese Darstellung bei den nachfolgenden Diskussionen angegeben.

Die PIO-Anfälligkeit wird mit dem Bandbreitenkriterium, dem Phasengradientenkriterium und dem Neal-Smith-Kriterium untersucht. Alle drei Kriterien sind für Systeme hoher Ordnung einsetzbar, so dass keine Näherungen wie beim Dropback oder CAP verwendet werden müssen. Sie bewerten in erster Linie aber nur die Nickbewegung, weshalb sie in Kombination mit den beiden zuvor genannten Kriterien eingesetzt werden, um auch Aussagen

über die Steuerung in der Bahnbewegung zu erhalten.⁴² Das Neal-Smith-Kriterium wird mit drei unterschiedlichen Bandbreitenfrequenzen (1,5, 1,7 und 2,0 rad/s) berechnet. Damit soll untersucht werden, wie sich Aggressivitätssteigerungen in den Piloteneingaben bei der Durchführung der Flugaufgabe auf die Dämpfung des Gesamtsystems auswirken. Starke Änderungen in der Resonanzspitze können problematisch sein [57].

Zusätzlich zum Phasengradientenkriterium wird auch das Amplituden-Phasen-Kriterium untersucht. Auf Grund der zweifelhaften Gültigkeit dieses Kriteriums für Transportflugzeuge mit Sidestick-Steuerung werden die Bewertungen nur zur Information angegeben und auf die graphische Darstellung der Verläufe verzichtet.

6.4.1 Dynamiken der Umschaltchar 1

In den Abbildungen 6.5 und 6.6 sind die Flugeigenschaftsbewertungen der Dynamiken von Umschaltchar 1 dargestellt. Die Flugdynamiken D2 und D2K sowie D2-3 und D2-3K unterscheiden sich untereinander nur bezüglich des Verstärkungsfaktors. Deshalb liegen sie auf dem gleichen Punkt in den Kriteriumsgraphiken und alle Anmerkungen gelten gleichermaßen für beide Dynamiken (Bezeichnung D2(K) bzw. D2-3(K)).

Alle Dynamiken besitzen eine äquivalente Totzeit von mehr als 0,1 s, siehe Abb. 6.5(a). Damit liegen sie über den zulässigen Level-1-Grenzen von [65]. Laut [24] würden die meisten Dynamiken trotzdem mit Level 1 bewertet werden, da die relativ hohen Totzeiten wegen des hohen CAPs noch tolerierbar sind. Einzig die Dynamiken D2-3(K) und D4-1 liegen bereits im Level-2-Bereich. Die Dynamik D4-1 ist etwas zu träge in der Bahnbewegung ($CAP < 0,3 \text{ rad/s}^2$). Bei den Dynamiken D2-3(K) ist die hohe Totzeit problematisch, der CAP-Wert liegt jedoch innerhalb normaler Grenzen. Bis auf die Dynamik D4-1 besitzen alle Dynamiken ungefähr den gleichen CAP-Wert ($0,52 - 0,58 \text{ rad/s}^2$). Die meisten *Direct-Law*-Dynamiken besitzen eine geringere äquivalente Totzeit als die *Normal-Law*-Dynamik.

Laut dem Bandbreitenkriterium (Abb. 6.5(b)) weisen alle Dynamiken Level-1-Flugeigenschaften auf. Bei keiner der Dynamiken sind die Bandbreiten $\omega_{b,\theta}$ und $\omega_{b,\gamma}$ zu niedrig oder der Nickratenüberschwinger zu stark (vgl. Anhang B für die Zahlenwerte).

Die trägere Reaktion der Dynamik D4-1 ist auch hier erkennbar. Diese Dynamik besitzt die geringste Bandbreitenfrequenz aller Dynamiken. Der Phasenabfall oberhalb der Phasenschnittfrequenz stellt aber kein Problem dar. Auch wenn der Pilot durch Vorhalten die Bandbreite erhöhen muss, sollten daher keine Stabilitätsprobleme im Gesamtsystem Pilot-Flugzeug auftreten.

⁴² Genau genommen liefert das Bandbreitenkriterium auch eine Aussage über die Bahnbewegung, aber nur bezüglich der Bandbreite und nicht bezüglich der Vorhersehbarkeit.

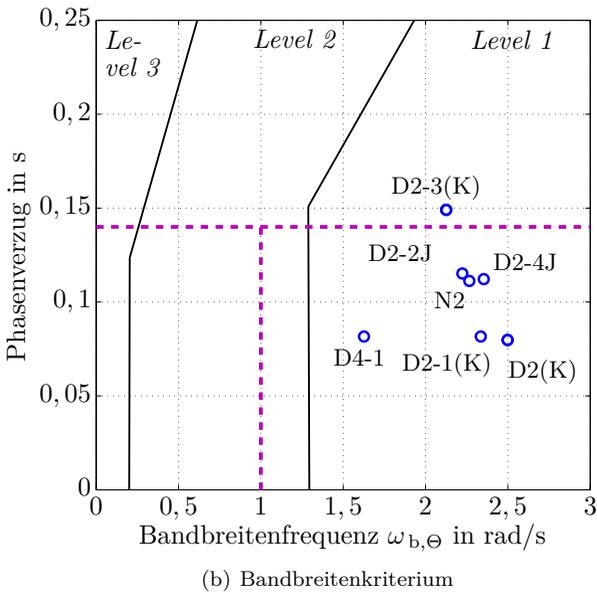
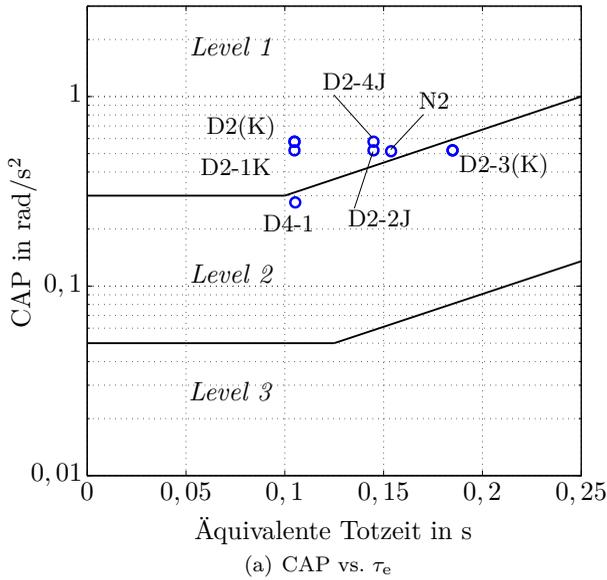


Abbildung 6.5: Schar 1: Flugeigenschaftskriterien (1/2)

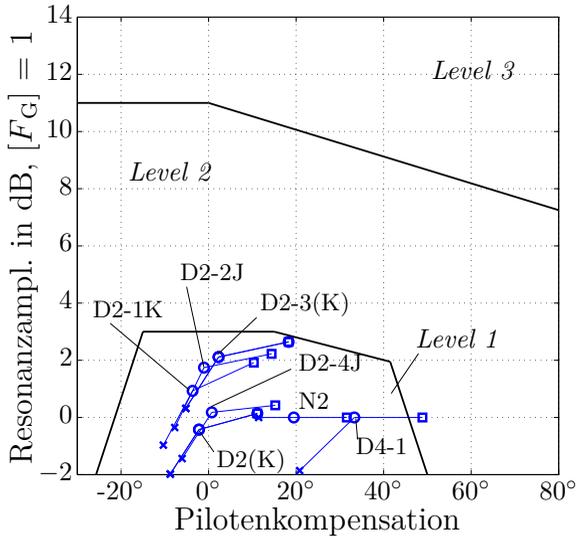
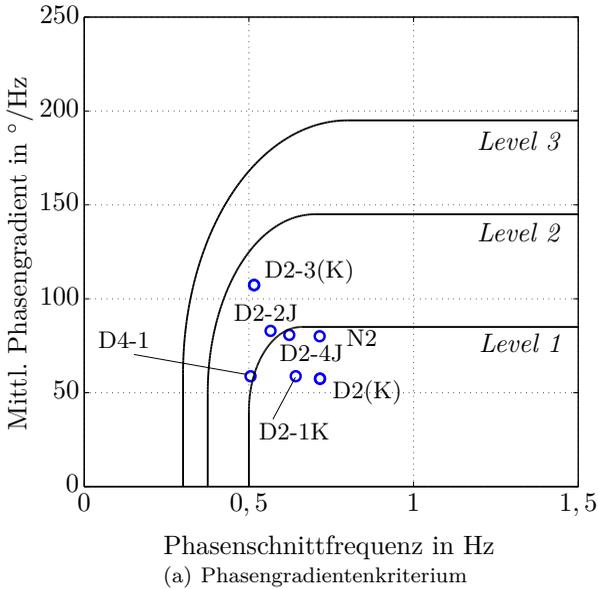


Abbildung 6.6: Schar 1: Flugeigenschaftskriterien (2/2)

Den höchsten Phasenabfall besitzen die Dynamiken D2-3(K). Wegen der ausreichend hohen Bandbreitenfrequenz sollte dies keine ernsten Probleme verursachen. Eine ernste PIO-Anfälligkeit ist laut diesem Kriterium auch nicht gegeben, da die Bandbreitenfrequenz der Bahnbewegung oberhalb des Grenzwertes $\omega_{b,\gamma} = 0,6 \text{ rad/s}$ liegt.

Im Phasengradientenkriterium (s. Abb. 6.6 (a)) ist die Phasenschnittfrequenz f_π bei vier Dynamiken (D2-2J, D2-3(K) und D4-1) zu niedrig. Bei den Dynamiken DL2-2J und D4-1 ist dies auch der Grund für die Zuordnung zu Level 2. Bei den Dynamiken D2-3(K) ist gleichzeitig auch der Phasengradient zu hoch, wodurch bei leichten Änderungen in der Aggressivität des Piloten stärkere Änderungen in der Phase resultieren. Das Verhalten des Flugzeugs wäre für den Piloten also schwerer vorhersehbar.

Das Amplituden-Phasen-Kriterium bescheinigt den Dynamiken D2, D2-2J, D2-4J und N2 PIO-Freiheit, vgl. Tab. 6.1. Sollte es zu Schwingungen in der Flugzeugantwort kommen, wären die Amplituden so klein, dass der Pilot sie höchstwahrscheinlich gar nicht bemerken würde. Bei den Dynamiken D2K, D2-1K und D4-1 verlaufen die Übertragungsfunktionen für Frequenzen oberhalb von ω_π im Level-2-Bereich. Die Dynamik D2-3 verläuft sogar im Level-3-Bereich.

Das Neal-Smith-Kriterium (s. Abb. 6.6 (b)) zeigt eine Zunahme des Phasenvorhalts mit zunehmender Aggressivität des Piloten bei allen Dynamiken. Bei den Dynamiken D2(K), D2-4J und N2 sind laut der Graphik keine Probleme zu erwarten. Die Dämpfung des Gesamtsystems ist bei diesen Dynamiken nicht allzu starken Änderungen unterworfen.

Der trägere Charakter der Dynamik D4-1 wird auch in diesem Kriterium deutlich. Um bei zunehmender Aggressivität des Piloten die geforderten Gütemaße einzuhalten, muss der Pilot so starken Phasenvorhalt leisten, dass Level-2-Bewertungen zu erwarten sind. Bei den Dynamiken D2-1K, D2-2J und D2-3(K) erhöht sich die Resonanzamplitude des Gesamtsystems mit zunehmender Bandbreitenfrequenz. Es ist demnach mit einer zunehmenden Entdämpfung des Gesamtsystems Pilot-Flugzeug zu rechnen.

Bandbreitenkriterium und Neal-Smith-Kriterium setzen voraus, dass der Verstärkungsfaktor optimal gewählt wurde. Da dies bei den Dynamiken D2K, D2-1K und D2-2J nicht der Fall ist, werden diese drei Dynamiken vom Autor mit Level 2 bewertet.

6.4.2 Dynamiken der Umschaltchar 2

Die Flugeigenschaftsbewertungen der Dynamiken der Umschaltchar 2 sind in den Abb. 6.7 und 6.8 dargestellt. Die Flugdynamiken D4 und D4K sowie D4-3 und D4-3K unterscheiden sich untereinander nur bezüglich des Verstärkungsfaktors. Deshalb liegen sie auf dem gleichen Punkt in den Kriteriumsgraphiken. Alle Anmerkungen gelten dementsprechend gleichzeitig für beide Dynamiken (Bezeichnung D4(K) bzw. D4-3(K)).

Laut Abb. 6.7(a) ist die Abstimmung von Bahnbewegung und Längslagerreaktion bei vier Dynamiken (D4-1K, D4-2J und D4-3(K)) nicht zufriedenstellend. In allen drei Fällen sind die Dynamiken zu träge, da der CAP kleiner als $0,3 \text{ rad/s}^2$ ist. Bei den Dynamiken D4-2J und D4-3(K) ist zusätzlich die Totzeit zu hoch. Die Dynamiken D4(K) liegen direkt auf der Grenze von Level 1 und Level 2. Hier ist also keine eindeutige Aussage möglich.

Laut dem Bandbreitenkriterium (s. Abb. 6.7(b)) besitzen alle Dynamiken Level-1-Flugeigenschaften. Die Bandbreitenfrequenzen $\omega_{b,\Theta}$ und $\omega_{b,\gamma}$ aller Dynamiken liegen oberhalb der erlaubten Mindestwerte. Die Dynamiken D4-3(K) liegen trotz der geringen Bandbreitenfrequenz $\omega_{b,\Theta}$ und der hohen Totzeit im Level-1-Bereich, weil die Kreisfrequenz der Bahnbewegung höher als $\omega_{b,\gamma} = 0,6 \text{ rad/s}$ ist.

Ähnlich wie beim CAP-Kriterium sehen die Bewertungen im Phasengradientenkriterium (s. Abb. 6.8(a)) aus. Bei den vier Dynamiken D4-1K, D4-2J und D4-3(K) sind die Phasenschnittfrequenzen zu niedrig. Da die Phasenverläufe im Bereich der Phasenschnittfrequenz f_π noch tolerierbar sind, erhalten D4-1K und D4-2J durch das Kriterium eine Level-2-Bewertung. Bei den Dynamiken D4-3(K) ist zusätzlich auch der Phasenabfall zu stark, weshalb diese Dynamik im Level-3-Bereich liegt und eine PIO-Tendenz zu erwarten ist.

Nach dem Amplituden-Phasen-Kriterium liegen nur die Dynamiken N4, D1 und D4-2J voll und ganz im Level-1-Bereich. Die Dynamik D2-1 befindet sich bei der Phasenschnittfrequenz genau auf der Grenze. Die Dynamik D4 verläuft im Level-2-Bereich. Alle anderen Dynamiken werden mit Level 3 bewertet.

Das Neal-Smith-Kriterium (s. Abb. 6.8(b)) zeigt mit zunehmender Bandbreite zwei unterschiedliche Ausprägungen der Empfindlichkeit gegenüber Aggressivitätsänderungen in der Flugzeugsteuerung. Bei den Dynamiken D1, D2-1 und D4-3(K) nimmt im Wesentlichen die Dämpfung des Gesamtsystems ab. Allerdings führt dies nur bei der Dynamik D4-3(K) zum Verlassen des Level-1-Bereiches. Die anderen Dynamiken zeigen eine mitunter starke Zunahme des erforderlichen Phasenvorhalts bei der Bandbreitenfrequenz, also eine Zunahme der erforderlichen Pilotenkompensation. Dadurch gelangen die Dynamiken D4-1K und D4-2J ebenfalls in den Level-2-Bereich. Interessanterweise ist hier die Verbindung zum Phasengradientenkriterium sehr gut erkennbar. Den gleichen Dynamiken werden Probleme bescheinigt, wobei auch hier die Abstände zu der Kriteriumsgrenze qualitativ ähnlich sind.

6.4.3 Dynamiken der Umschaltchar 3

Die Flugeigenschaftsbewertungen der Dynamiken der Umschaltchar 3 sind in den Abb. 6.9 und 6.10 dargestellt. Die Flugdynamiken D6 und D6K unterscheiden sich untereinander nur bezüglich des Verstärkungsfaktors. Deshalb liegen sie auf dem gleichen Punkt in den Kriteriumsgraphiken. Alle Anmerkungen gelten dementsprechend gleichzeitig für beide Dynamiken (Bezeichnung D6(K)).

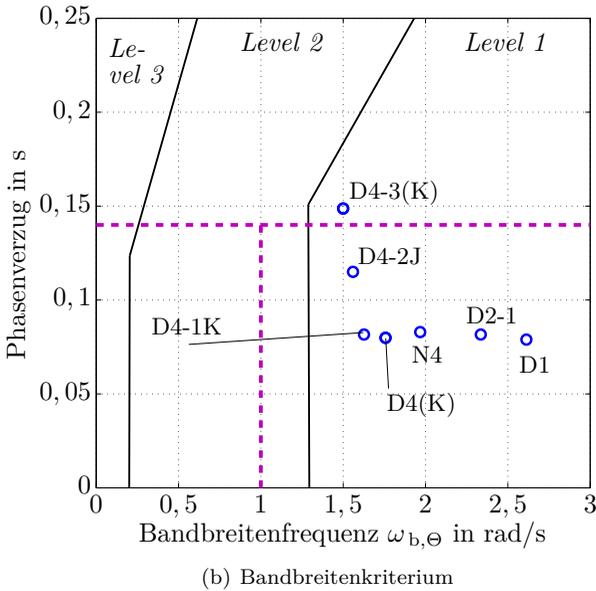
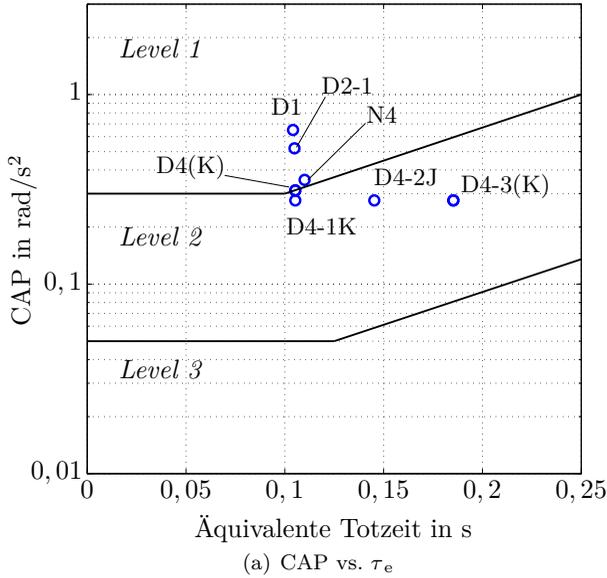


Abbildung 6.7: Schar 2: Flugeigenschaftskriterien (1/2)

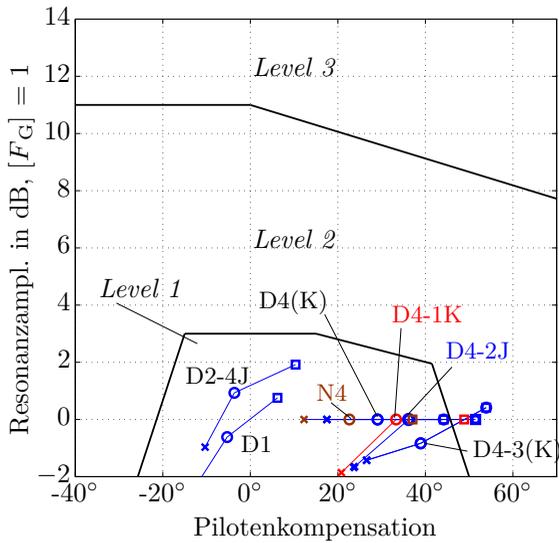
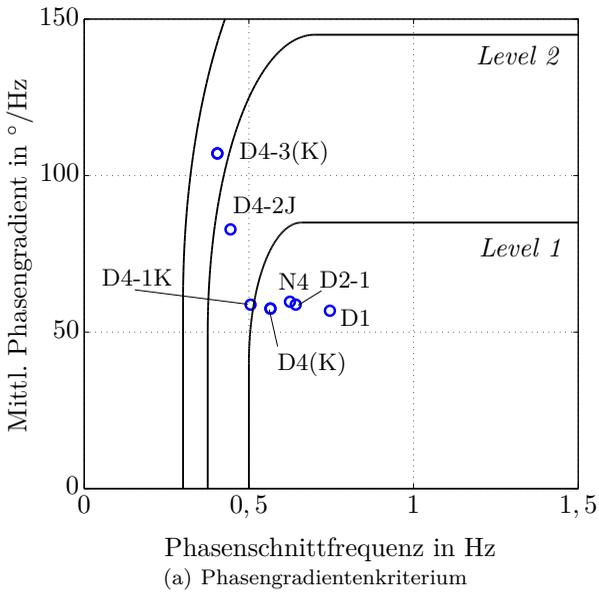


Abbildung 6.8: Schar 2: Flugeigenschaftskriterien (2/2)

Die meisten Dynamiken dieses Umschaltblocks weisen eine gute Abstimmung zwischen Lage- und Bahnsteuerung auf (s. Abb. 6.9(a)). Selbst die Dynamiken D7-1 und D8, die im Level-2-Bereich liegen, weisen nur geringfügig zu geringe CAP-Werte und Totzeiten auf. Die *Normal-Law*-Dynamik liegt fast auf der Grenze von Level 1 und 2. Hier ist die hohe Totzeit für die knappe Bewertung verantwortlich. Der CAP alleine liegt im zufriedenstellenden Bereich. Eine eindeutige Bewertung ist daher nicht möglich. Bei der Dynamik D6-3K ist die hohe Totzeit die Ursache für die vergleichsweise schlechte Vorhersagbarkeit der Flugzeugreaktion.

Das Bandbreitenkriterium sagt für alle Dynamiken eine zufriedenstellende Bewertung vorher (s. Abb. 6.9(b)). Bei den beiden Dynamiken D7-1 und D8 sind die Bandbreiten am geringsten. Dies stimmt mit der Bewertung vom CAP-Kriterium überein. Der Phasenabfall oberhalb ω_π ist aber sehr gering. Bei den Dynamiken D6-2J, D6-3K und D6-4 ist der Phasenabfall vergleichsweise hoch. Dank der hohen Bandbreitenfrequenzen werden aber keine Flugeigenschaftsprobleme erwartet. Weil die Kreisfrequenz der Bahnbewegung höher als $\omega_{b,\gamma} = 0,6$ rad/s ist (s. Anhang B), werden keine PIO-Probleme erwartet.

Im Phasengradientenkriterium werden für die Dynamiken D6-2J und D6-4 ebenfalls hohe Phasengradienten vorhergesagt (s. Abb. 6.10(a)). Im Gegensatz zum Bandbreitenkriterium liegen die Bewertungen hier allerdings im Level-2-Bereich. Dies liegt an den vergleichsweise geringen Phasenschnittfrequenzen. Die Dynamik D6-3K liegt sogar fast am Level-3-Bereich. Bei dieser Dynamik sind daher Schwierigkeiten bei der Steuerung zu erwarten. Alle anderen Bewertungen liegen im Level-1-Bereich.

Die Übertragungsfunktionen der Dynamiken N6, D5, D6, D6-2J, D7-1 und D8 verlaufen alle im Level-1-Bereich des Amplituden-Phasen-Kriteriums. Noch knapp im Level-2-Bereich verlaufen die Übertragungsfunktionen der Dynamiken D6K und D6-4. Deren Amplitudenwerte an der Phasenschnittfrequenz liegen zwar sehr knapp im Level-3-Bereich, die weiteren Verläufe liegen aber sofort deutlich im Level-2-Bereich.

Im Neal-Smith-Kriterium ist die Trägheit der Dynamiken D7-1 und D8 ebenfalls zu sehen (s. Abb. 6.10(b)). Mit zunehmender Aggressivität wandern die Bewertungen in den Level-2-Bereich. Hier ist allerdings auch eine Wanderung der Bewertungspunkte von Dynamik D6-2J und D6-3K in den Level-2-Bereich zu erkennen. Bei keiner der Dynamiken dieses Blockes wird eine deutliche Zunahme der Resonanzamplitude beobachtet. Die höchste Resonanzamplitude tritt mit etwa 3,4 dB bei der Dynamik D6-3K auf.

6.4.4 Dynamiken des Umschaltchar 4

Die Flugeigenschaftsbewertungen der Dynamiken der Umschaltchar 4 sind in den Abb. 6.11 und 6.12 dargestellt. Die Flugdynamiken D7 und D7K sowie D7-3 und D7-3K unterscheiden sich untereinander nur bezüglich des Verstärkungsfaktors. Deshalb liegen sie auf dem gleichen Punkt in den Krite-

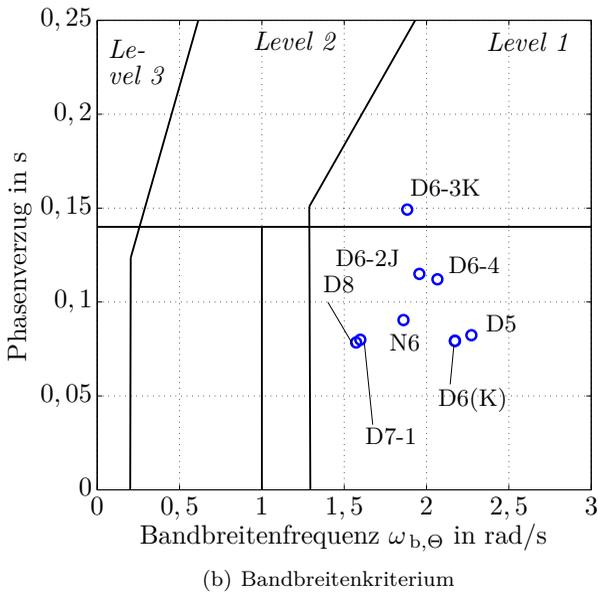
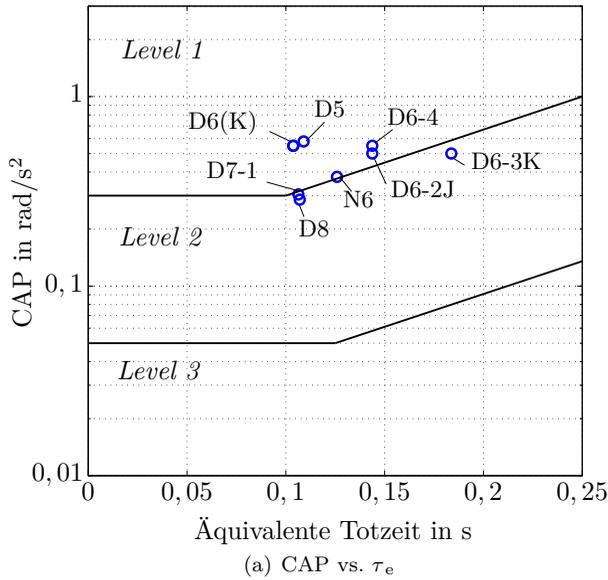


Abbildung 6.9: Schar 3: Flugeigenschaftskriterien (1/2)

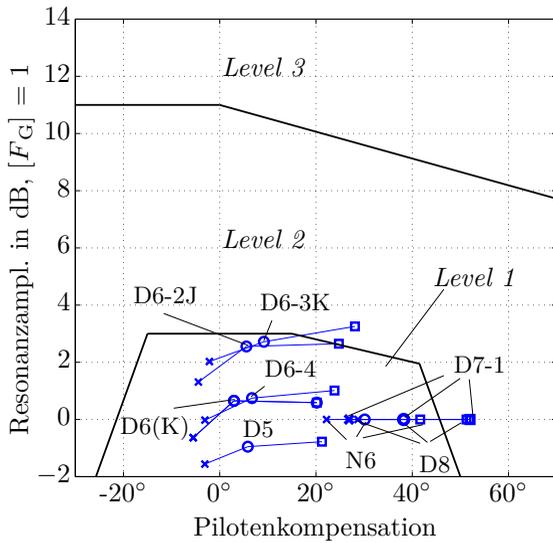
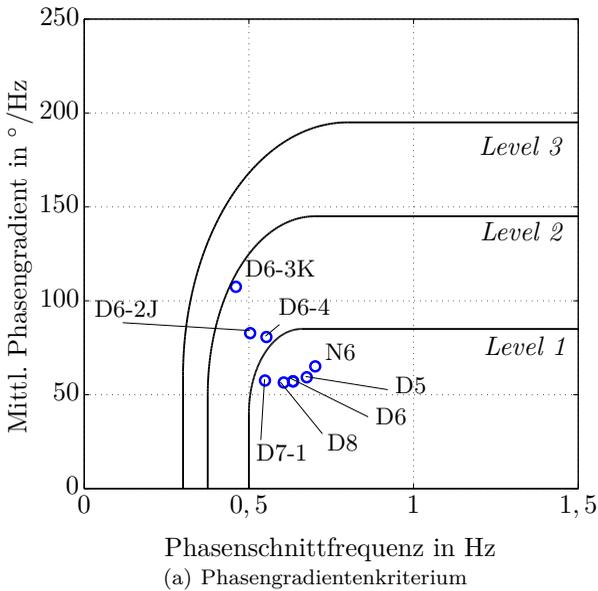


Abbildung 6.10: Schar 3: Flugeigenschaftskriterien (2/2)

riumsgraphiken. Alle Anmerkungen gelten dementsprechend gleichzeitig für beide Dynamiken (Bezeichnung D7(K) bzw. D7-3(K)).

Die Kriteriumsgraphik zum CAP- τ -Kriterium (s. Abb. 6.11(a)) lässt nur bei drei Dynamiken (D5, D5-1 und D7(K)) eine zufriedenstellende Abstimmung zwischen Lage- und Bahnsteuerung erkennen. Die anderen vier Dynamiken liegen alle im Level-2-Bereich, darunter auch die *Normal-Law*-Dynamik. Problematisch ist bei diesen Dynamiken immer die Totzeit. Während bei der Dynamik D7-1K eine leichte Erhöhung des CAP, z. B. durch Erhöhung der Eigenkreisfrequenz, schon eine zufriedenstellende Bewertung bewirken würde, liegen die Dynamiken D7-3(K) weit im Level-2-Bereich. Bei den Dynamiken N7 und D7-4K wäre durch eine moderate Erhöhung des CAP oder durch moderate Reduzierung der Totzeit eine zufriedenstellende Bewertung möglich.

Im Bandbreitenkriterium (s. Abb. 6.11(b)) ragen die Dynamiken N7, D7-3(K) und D7-4K deutlich heraus. Den Dynamiken N7 und D7-4K werden noch zufriedenstellende Dynamiken und PIO-Freiheit bescheinigt. Die Dynamiken D7-3(K) haben den höchsten Phasenverzug von allen Dynamiken dieses Blocks. Da die Kreisfrequenz der Bahnbewegung höher als $\omega_{b,\gamma} = 0,6$ rad/s ist, werden durch das Kriterium keine PIO-Probleme erwartet. Alle anderen Dynamiken werden souverän als zufriedenstellend bewertet.

Ähnliche Bewertungen sind auch im Phasengradientenkriterium zu sehen (s. Abb. 6.12(a)). Auch hier liegen die meisten Flugdynamiken im Level-1-Bereich. Die Dynamiken N7 und D7-4K liegen hier aber im Level-2-Bereich. Dadurch wird ihnen eine mögliche PIO-Tendenz bescheinigt. Die Dynamik D7-3 liegt sogar auf der Grenze zum Level-3-Bereich, weshalb hier mit ziemlicher Sicherheit von einer PIO-Tendenz ausgegangen werden kann.

Nur die Amplitudengänge von den Dynamiken N7, D5-1 und D7 werden als zufriedenstellend bewertet. Die Dynamiken D7K, D7-1K und D7-3 liegen im ausreichenden Bereich. Bei der Dynamik D7-4K ist der Verstärkungsfaktor eindeutig zu hoch.

Beim Neal-Smith-Kriterium (s. Abb. 6.12(b)) zeigt keine der Dynamiken eine bedeutende Resonanzspitze (max. 0,6 dB). Mit zunehmender Aggressivität wandern die Bewertungen fast horizontal. Bei den Dynamiken N7, D7-1K, D7-3(K) und D7-4K wird die Grenze des akzeptablen Bereichs überschritten. Bei ihnen wird der erforderliche Phasenvorhalt zu groß. Bei keiner dieser Dynamiken ist eine Resonanzspitze vorhanden.

6.5 Auswertung der Pilotenversuche

Zur Auswertung der Pilotenversuche wurden die aufgezeichneten Daten, die Bewertungen (HQR, PIOR), die Kommentare der Piloten sowie die Leistungsparameter⁴³ Abweichung vom Kommandowert \tilde{e} und Steuereingabe \tilde{c}

⁴³ Eine Tilde über der Variable kennzeichnet im Folgenden den quadratischen Mittelwert (engl. *Root Mean Square*, RMS). Er berechnet sich nach folgender For-

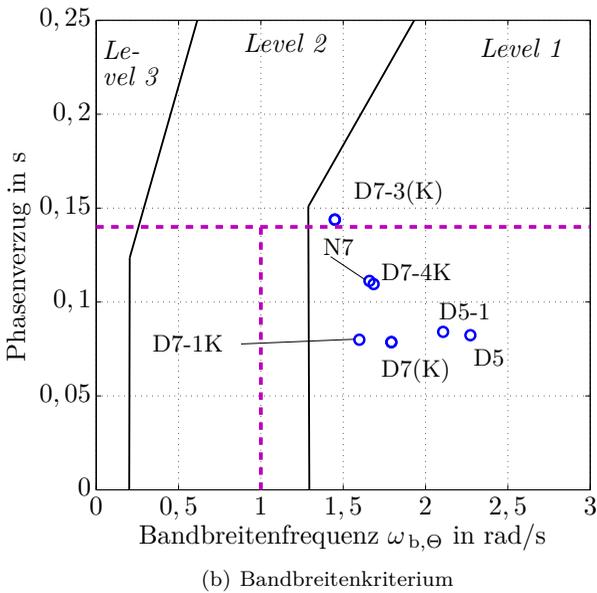
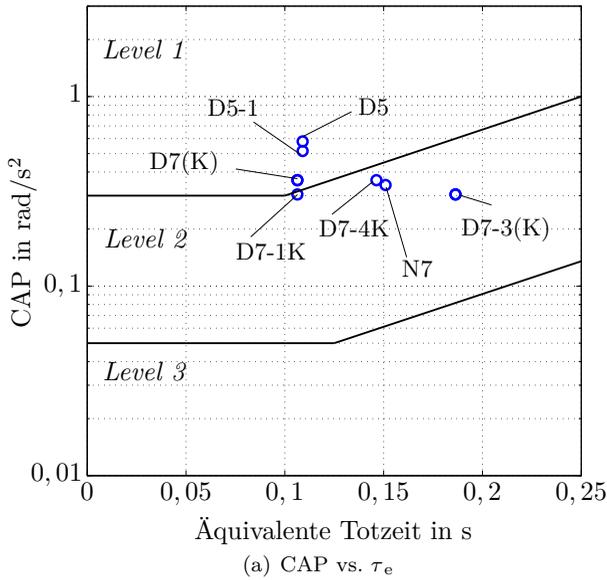


Abbildung 6.11: Schar 4: Flugeigenschaftskriterien (1/2)

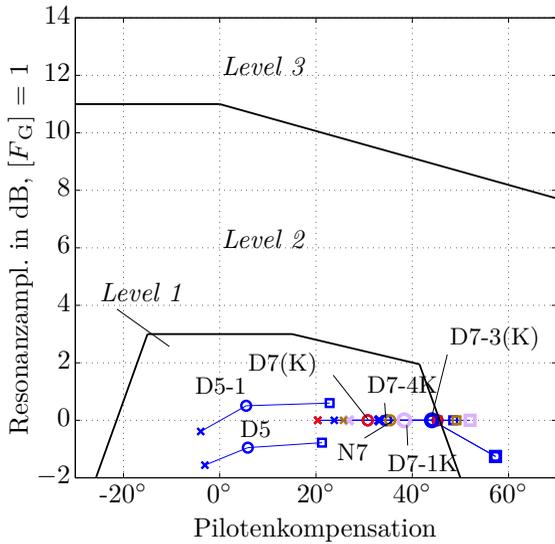
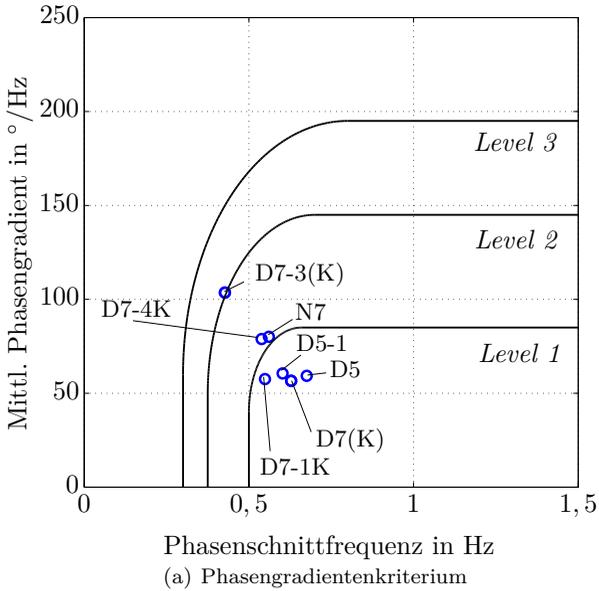


Abbildung 6.12: Schar 4: Flugeigenschaftskriterien (2/2)

verwendet. Zuerst wurden die Kommentare zu den Steuerbarkeitsmerkmalen in die normative Beschreibung überführt (Abschnitt 5.5). Die einzelnen Bewertungen und die normativen Kommentare zu den Steuerbarkeitsmerkmalen sind im Anhang C gegeben. In Anhang D wird jede bewertete Flugdynamik einzeln diskutiert.

Flugdynamiken wurden dann als potentiell PIO-anfällig eingestuft, wenn eine der folgenden Bedingungen erfüllt war:

- min. 1 Testpilot bescheinigt der Dynamik eine PIO-Tendenz ($PIOR \geq 4$)
- min. 2 Linienpiloten bescheinigen der Dynamik eine PIO-Tendenz ($PIOR \geq 4$).

Der Grund für diese Differenzierung lag in der mangelnden Flugtesterfahrung der Linienpiloten, die dazu führte, dass Dynamiken teilweise zu gut oder zu schlecht bewertet wurden. Ein spezieller Algorithmus (s. Anhang F) wurde zusätzlich verwendet, um die Schwere von PIO-Vorfällen zu bestimmen. Eine Bestimmung der PIO-Anfälligkeit mittels des eingesetzten Algorithmus gestaltete sich aber schwierig, weil

- Piloten ihr Verhalten so anpassen können, dass trotz einer vorhandenen Anfälligkeit nicht alle Kriterien des Algorithmus erfüllt sind [Falsch negativ] und
- einzelne Halbschwingungen, die die Kriterien des Algorithmus erfüllen, nicht unbedingt für eine PIO-Anfälligkeit sprechen müssen [Falsch positiv].

In Tabelle 6.4 ist angegeben, welche Umschaltsscharen von welchem Piloten geflogen und bewertet wurden.

Tabelle 6.4: Übersicht Pilot-Umschaltsschar

Schar	Pilot									
	A	B	C	D	E	F	G	H	I	J
Schar 1		X		X		X		X		X
Schar 2	X		X		X		X		X	
Schar 3		X	X		X	X				X
Schar 4	X			X			X	X	X	

mel: $\tilde{x} = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{k=0}^{N-1} x^2(k)}$. Der Parameter N steht für die Anzahl der einzelnen Zeitschritte.

6.5.1 Auswertung der *Normal-Law*-Dynamiken

Jede Dynamik wurde zehn Mal bewertet, fünfmal mit einer langfristigen (*long-look*) Bewertungstechnik und fünfmal mit einer kurzfristigen (*short-look*) Bewertungstechnik. In Tabelle 6.5 sind die Pilotenbewertungen der *Normal-Law*-Dynamiken angegeben.

Tabelle 6.5: Pilotenbewertungen der *Normal-Law*-Dynamiken

Dynamik	PIOR	CHR
N2	1,1/2,1/2,2/1,1/1,1	3,3/4,2/3,2/3,2/3,3
N4	1,1/2,2/1,1/1,1/1,1	3,3/5,3/1,4/3,3/2,2
N6	2,1/2,2/4,1/2,2/1,1	3,3/3,2/4,2/3,2/3,3
N7	1,1/1,1/2,2/2,1/2,1	3,3/2,3/3,3/3,2/3,3

Die Bewertungen sind alphabetisch geordnet, entsprechend der Angabe in Tabelle 6.4. Mehrfachbewertungen eines Piloten wurden durch Komma getrennt, Bewertungen unterschiedlicher Piloten durch Schrägstrich.

Die Cooper-Harper-Bewertungen weisen eine geringe Streuung auf. Sie liegen meist im zufriedenstellenden Bereich. Auch wenn es einige Ausreißer gibt, ist eine deutliche Tendenz zu Level 1 bei allen Dynamiken erkennbar. Auch die PIO-Bewertungen liegen mit einer Ausnahme zwischen PIOR 1 und 2 und deuten keine PIO-Tendenzen an. Bereits an den Pilotenurteilen wird klar, dass die untersuchten Dynamiken als PIO-resistent anzusehen sind. Auch die Analyse der Zeitverläufe hat keine PIO-Anfälligkeit erkennen lassen.

Generell ließ sich feststellen, dass einige Linienpiloten den allerersten gewerteten Testversuch einer Simulatorsitzung schlechter bewerteten als den zweiten Versuch mit der gleichen *Normal-Law*-Dynamik. Im Nachhinein lassen sich diese Bewertungsunterschiede auf drei Ursachen zurückführen: Ausbildung, Erfahrung und Steuerautorität.

Piloten sind für den Flug mit *Flight Director* ausgebildet.⁴⁴ Da das Eingangssignal dem *Flight Director* ähnelt, sich aber anders verhielt als sie gewohnt waren, erkannten sie teilweise irrtümlich eine Schwingungsneigung. Durch die permanente Bewegung des Kommandosignals trat nämlich immer eine harmonische Bewegung um das Flugzeugsymbol auf, auch wenn der Pilot keine Eingaben machte.

Die meisten Piloten besaßen keine Erfahrung im Umgang mit den Bewertungsskalen und der Einschätzung unterschiedlicher Flugdynamiken. Deshalb mussten diese Piloten in der Anfangsphase mehrmals an die Verwendung der Entscheidungsbäume erinnert und auf Inkonsistenzen in ihren Bewertungen

⁴⁴ Normalerweise bleibt das Flugzeugsymbol, einmal eingestellt, auf dem *Flight-Director*-Balken ohne das weitere, plötzlich Ablagen entstehen.

hingewiesen werden⁴⁵. Ein Lerneffekt bezüglich der Bewertungsskalen setzte erst mit fortlaufender Versuchsdauer ein. Daher ist anzunehmen, dass zu wenig Trainingsversuche unternommen wurden, um den Umgang mit den Skalen ausreichend zu üben.

Bei den Trainingsversuchen mit den *Direct-Law*-Dynamiken war ein permanentes Folgen des Kommandosignals mit der verfügbaren Steuerautorität möglich. Auf Grund der vergleichsweise geringen Steuerautorität der *Normal-Law*-Dynamiken traten neben den eigentlichen Folge-Phasen auch Einnahme-Phasen auf, in denen der Pilot, trotz Vollausschlag, den Fehler nicht beliebig reduzieren konnte. Einigen Piloten fiel das Ausblenden dieser Phasen für die Flugeigenschaftsbewertung, trotz der Einweisung, anfangs schwer. Daher ist eine negative Auswirkung der Einnahme-Phasen auf das Pilotenurteil nicht vollkommen auszuschließen.

Die schwache Anfangsreaktion der *Normal Law*-Dynamiken ist auf den begrenzten Stickausschlag, kombiniert mit den Totzeiten, zurückzuführen. Beide Effekte verhinderten eine prompte Reaktion des Flugzeugs und führten zum Nacheilen der Flugzeugreaktion hinter dem Stickkommando während der Einnahme-Phasen. Eine leicht höhere Steuerempfindlichkeit wäre bei allen Dynamiken wünschenswert gewesen. Sie hätte bei maximalem Sidestickausschlag eine etwas größere Steuerautorität ermöglicht.⁴⁶ Die Vorhersagbarkeit der Flugzeugreaktion war bei allen Dynamiken mindestens gut, teilweise sehr gut.

6.5.2 Auswertung der *Direct-Law*-Dynamiken

Als nächstes werden die Versuche mit *Direct-Law*-Dynamiken betrachtet, bei denen keine Umschaltung auftrat. Damit soll geklärt werden, ob die Dynamiken bereits ohne Umschaltungen schlechte Flugeigenschaften bzw. eine PIO-Tendenz aufweisen. Jede bewertete Dynamik wird einzeln in Anhang D besprochen und aus den Piloteneinzelbewertungen wird ein Gesamturteil abgeleitet.

Von den acht bereitgestellten Dynamiken einer Umschaltchar wurden aufgrund der begrenzten Zeit nur die sechs Dynamiken getestet, bei denen die größte Gefahr durch eine Umschaltung vermutet wurde. Dies erfolgte, um eine gewisse Mindestanzahl an Pilotenurteilen pro Dynamik zu erhalten. In der Regel bewerteten vier unterschiedliche Piloten jede Dynamik.

⁴⁵ Inkonsistenzen wurden in offener Form angesprochen, wenn Bewertungen und Pilotenkommentare offensichtlich nicht zusammenpassten oder wenn die Leistungsvorgaben nicht berücksichtigt wurden. Diese Hinweise erfolgten mit dem Ziel, eine Klärung möglicher Missverständnisse zu bewirken. Es wurde bewusst vermieden, den Piloten aktiv in seiner Entscheidung zu beeinflussen.

⁴⁶ Bisherige Untersuchungen [9] zeigten, dass Verstärkungsfaktoren in Flugsimulatoren von Piloten oftmals zu hoch gewählt werden. Im Flugtest ergaben sich dadurch Probleme, da das Flugzeug zu empfindlich wurde. Daher ist diese Forderung durchaus kritisch zu sehen.

Alle Versuche erfolgten mit der kurzfristigen Bewertungstechnik zum Ende der Simulatorsitzung, als bereits eine gewisse Grundmüdigkeit vorhanden war. Einige der Piloten tendierten dabei dazu, den gesamten Versuch zu bewerten, ohne die erste Eingewöhnungsphase zu ignorieren, was teilweise zu ungerechtfertigt schlechten Bewertungen führte. Aus diesen Gründen streuen die Pilotenbewertungen stärker als bei den *Normal-Law*-Dynamiken.

In Tabelle 6.6 sind die Pilotenbewertungen für alle getesteten Flugdynamiken angegeben. Die Dynamiken D2K, D2-3K, D4-1, D4-3, D4-3K, D6K, D6-3K und D7-3K wurden laut den Versuchen als PIO-anfällig eingestuft.

Tabelle 6.6: Pilotenbewertungen der *Direct-Law*-Dynamiken

Dyn.	PIOR	CHR		Dyn.	PIOR	CHR
D2	3/1/4/1	4/1/4/3		D6	1/1/2/1	3/3/2/3
D2K	4/2/5/3	5/4/5/6		D6K	4/2/3/2	5/2/4/5
D2-1K	1/2/3/2	2/2/5/4		D6-3K	4/2/4/4	7/2/5/5
D2-3	3/1/1/1	4/3/1/5		D6-4	2/3/1/2	3/2/2/3
D2-3K	4/3/4/4	7/7/9/7		D7-1	1/2/4/3	2/3/5/5
D4-1	2/4/4/2	3/7/4/4		D8	2/1/3/3	2/1/3/5
D1	1/3/3/2	3/3/4/3		D5	1/2/3/2	3/2/4/3
D4	1/1/1	3/2/3		D7K	1/1/4/1	2/2/5/3
D4K	2/1/2/2	3/2/2/3		D7-1K	2/2/2/1	4/2/3/3
D4-1K	2/2/1/2/2	3/2/1/2/3		D7-3	2/1/3/4	4/2/4/4
D4-3	4/2/1/2	4/2/2/3		D7-3K	5/3/2/3	7/7/3/4
D4-3K	6/3/2/4	8/3/3/5		D7-4K	2/2/2/2	4/2/4/4

Versuche mit Dynamiken der Umschaltchar 1

Die Pilotenbewertungen streuen, wie erwartet, viel stärker als die Bewertungen der *Normal-Law*-Dynamiken.

In Tabelle 6.7 sind die Gesamturteile zu den Dynamiken der Umschaltchar 1 zusammengefasst. Zusätzlich ist auch die Anzahl der durch den PIO-Algorithmus bestätigten PIO-Fälle angegeben. Die letzte Zeile gibt an, wie die PIO-Resistenz der Dynamik an Hand der Simulatorversuche eingeschätzt wird. Ein Pfeil nach oben symbolisiert eine PIO-resistente Dynamik, ein Pfeil nach unten eine PIO-anfällige Dynamik.

Von den bewerteten Dynamiken erhielten die Dynamiken D2 und D2-1K die besten Bewertungen. Sie weisen als einzige Tendenzen in den zufriedenstellenden Bereich auf. Dies lässt vermuten, dass die gewünschte Genauigkeit erreicht werden kann, für einige Piloten aber nur mit einem etwas erhöhten Aufwand. Eine PIO-Tendenz wurde bei keiner der beiden Dynamiken festgestellt. Anfangsreaktion und Steuerempfindlichkeit wurden gegenüber den *Normal-Law*-Dynamiken als besser empfunden.

Tabelle 6.7: Gesamturteil *Direct-Law*-Dynamiken Umschaltschar 1

Dynamik	Bewertungen		
	Flugeigenschaften	PIO-Fälle	PIO-Resistenz
D2	Level 1–2	0	↗
D2K	Level 2	1	↘
D2-1K	Level 1–2	0	↗
D2-3	Level 2	0	↗
D2-3K	Level 3	3	↘
D4-1	Level 2	0	↘

Die Dynamik D2-3K wurde am schlechtesten bewertet (Level 3). Hier wurde von den Piloten eindeutig eine PIO-Anfälligkeit festgestellt. Der PIO-Algorithmus bestätigte diese Bewertungen. Alle Piloten bemängelten die Vorhersagbarkeit der Flugzeugreaktion. Die Angaben zur Steuerempfindlichkeit und Anfangsreaktion waren widersprüchlich.

Alle anderen Dynamiken wurden als akzeptabel bewertet. Dabei zeigten die Dynamiken D2K und D4-1 ebenfalls eine PIO-Anfälligkeit. Nur bei der Dynamik D2K ließ sie sich durch den PIO-Algorithmus bestätigen. Bei beiden Dynamiken wurde vor allem die Vorhersagbarkeit der Flugzeugreaktion als eher schlecht beurteilt.

Ergänzend lässt sich feststellen, dass die Erhöhung der Verstärkungsfaktoren sich schlecht auf die Bewertung und PIO-Neigung auswirkt. Bei der Dynamik D2K führt die Verdopplung des Verstärkungsfaktors gegenüber D2 zu einer deutlichen Bewertungsverschlechterung in den Level-2-Bereich. Bei der Dynamiken D2-3K wandert die Bewertung wegen des dreifachen Verstärkungsfaktors K_{FLZ} ganz deutlich in den Level-3-Bereich.

Versuche mit Dynamiken der Umschaltschar 2

Die Bewertungen dieser Umschaltschar streuen weniger stark als bei Schar 1. Die Dynamiken dieses Schar wurden nur von Linienpiloten geflogen. Einer davon befand sich zur Zeit der Versuche in der Ausbildung zum Flugtestingenieur.

In Tabelle 6.8 sind die Gesamturteile zusammengefasst. Der PIO-Algorithmus bestätigte zwei der drei Fälle, die durch die Piloten identifiziert wurden.

Drei der Dynamiken wurden übereinstimmend als zufriedenstellend (Level 1) bewertet (D4, D4K und D4-1K). Die Dynamik D1 wurde etwas schlechter bewertet. Die Verdopplung des Verstärkungsfaktors zwischen D4 und D4K hatte keinen Einfluss auf die Bewertung.

Tabelle 6.8: Gesamturteil *Direct-Law*-Dynamiken Umschaltchar 2

Dynamik	Bewertungen		
	Flugeigenschaften	PIO-Fälle	PIO-Resistenz
D1	Level 1–2	0	↗
D4	Level 1	0	↗
D4-K	Level 1	0	↗
D4-1K	Level 1	0	↗
D4-3	Level 1–2	1	↘
D4-3K	Level 2–3	1	↘

Dagegen wurde die Dynamik D4-3 zwar teilweise als zufriedenstellend bewertet, wies aber eine starke Schwingungstendenz auf. Hier wird bereits von einer Anfälligkeit ausgegangen. Die Dynamik D4-3K wurde am schlechtesten empfunden. Es wurden sowohl von den Piloten PIO-Tendenzen angemerkt, als auch vom Algorithmus erkannt. Der dreifache Verstärkungsfaktor gegenüber D4-3 führt zu einem spürbar schlechteren Urteil. Die Vorhersagbarkeit der Flugzeugantwort veränderte sich von gut auf eher schlecht. Die Steuerempfindlichkeit wurde bei D4-3K als viel zu sensibel beschrieben.

Versuche mit Dynamiken des Blocks 3

In Tabelle 6.9 sind die Gesamturteile zu den einzelnen Dynamiken der Umschaltchar 3 zusammengefasst. Es ließen sich vier PIO-Fälle durch den PIO-Algorithmus bestätigen.

Tabelle 6.9: Gesamturteil *Direct-Law*-Dynamiken Umschaltchar 3

Dynamik	Bewertungen		
	Flugeigenschaften	PIO-Fälle	PIO-Resistenz
D6	Level 1	0	↗
D6K	Level 2	1	↘
D6-3K	Level 2–3	3	↘
D6-4	Level 1	0	↗
D7-1	Level 2	0	↗
D8	Level 1–2	0	↗

Zwei der Dynamiken (D6 und D6-4) wurden übereinstimmend als zufriedenstellend bewertet. Bei beiden wurden keine Anzeichen von unerwünschten

Bewegungsanteilen festgestellt. Daher ist die Wahrscheinlichkeit einer PIO-Anfälligkeit gering.

Die beiden Dynamiken D8 und D7-1 wurden sowohl dem zufriedenstellenden als auch dem akzeptablen Bereich zugeordnet. Eine klare Zuordnung war nicht möglich. Bei beiden Dynamiken wurden unerwünschte Bewegungsanteile festgestellt.

Sowohl bei Dynamik D6K als auch bei Dynamik D6-3K wurden PIO-Tendenzen von den Piloten angemerkt und durch den Algorithmus bestätigt. Bei diesen Dynamiken ist daher eine hohe PIO-Anfälligkeit gegeben.

Die Verdopplung des Verstärkungsfaktors K_{FLZ} bei der Dynamik D6K gegenüber D6 führte zu einer Abstufung der Dynamik von Level 1 zu Level 2. Während Anfangsreaktion und Steuerempfindlichkeit in beiden Fällen ähnlich gewertet wurde, so litt die Vorhersagbarkeit der Flugzeugreaktion unter der Erhöhung des Verstärkungsfaktors.

Versuche mit Dynamiken des Blocks 4

In Tabelle 6.10 sind die Gesamturteile zu den Dynamiken der Umschaltchar 4 zusammengefasst. Für einen Versuch ließ sich die PIO-Tendenz durch den Algorithmus bestätigen. Alle Versuche wurden von Linienpiloten geflogen und bewertet.

Tabelle 6.10: Gesamturteil *Direct-Law*-Dynamiken Umschaltchar 4

Dynamik	Bewertungen		
	Flugeigenschaften	PIO-Fälle	PIO-Resistenz
D5	Level 1–2	0	↗
D7K	Level 1–2	0	↗
D7-1K	Level 1–2	0	↗
D7-3	Level 2	0	↗
D7-3K	Level 2–3	1	↘
D7-4K	Level 2	0	↗

Von allen geflogenen Dynamiken wurde keine als eindeutig zufriedenstellend (Level 1) bewertet. Drei Dynamiken wurden als zufriedenstellend mit Tendenz zu Level 2 bewertet: D5, D7K und D7-1K.

Zwei Dynamiken (D7-3 und D7-4K) wurden als akzeptabel beurteilt, beide ohne Anzeichen für eine PIO-Anfälligkeit. Dagegen wird die Dynamik DL7-8 als PIO-anfällig eingestuft. Hier konnte der Algorithmus auch bei einem Versuch eine PIO erkennen.

Die Verdreifachung des Verstärkungsfaktors K_{FLZ} bei Dynamik D7-3K gegenüber D7-3 verschlechtert die Bewertung zu Level 3. Die Steuerempfind-

lichkeit wird dabei als zu sensibel wahrgenommen. Auch die Vorhersagbarkeit der Flugzeugreaktion war eher schlecht.

6.5.3 Untersuchung der PIO-Anfälligkeit

Neben der Anzahl der aufgetretenen PIO-Vorfälle interessiert, ob eine Aussage über die Stärke der Schwingung möglich ist. In Anlehnung an Ref. [51] sind daher drei PIO-Parameter aufgetragen (s. Abb. 6.13) für die Versuche, die vom Algorithmus entdeckt wurden. Nicht alle vom Algorithmus entdeckten Verläufe sind von den Piloten als PIO-anfällig eingestuft worden.

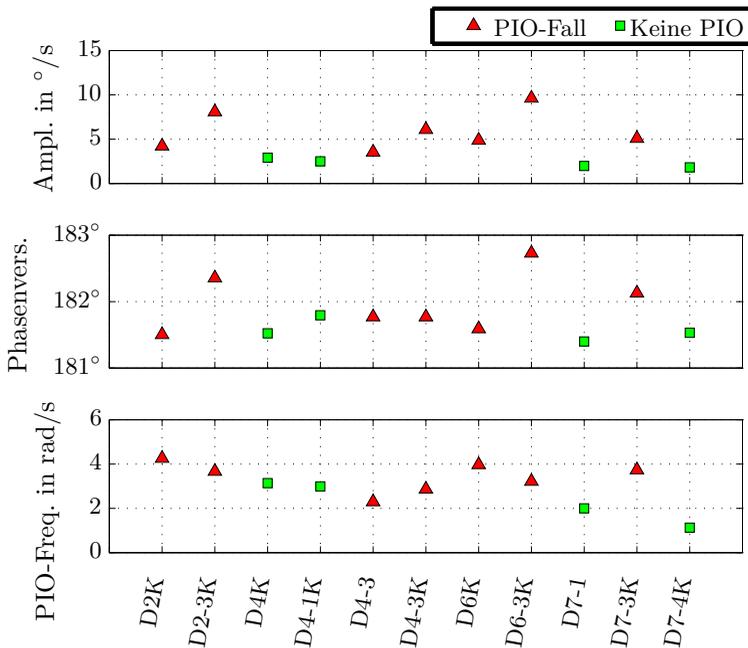


Abbildung 6.13: PIO-Kennwerte bei Flugdynamiken

In dem obersten Diagramm sind aus allen Versuchen mit der entsprechenden Flugdynamik die höchsten Amplituden der Nickgeschwindigkeit als Stärkemaß für PIOs dargestellt. Die Amplitude entspricht der Hälfte des Abstands zwischen zwei aufeinander folgenden Extremwerten der Nickantwort. Bei einem Maximum von $+10^\circ/\text{s}$ und einem Minimum von $-5^\circ/\text{s}$ beträgt sie $7,5^\circ/\text{s}$. Je höher die Maximalamplitude ist, desto schlimmer wird die PIO angesehen.

In dem mittleren Diagramm ist der maximale Phasenversatz zwischen dem Stickausschlag und der Flugzeugreaktion (Längslagewinkel) aufgetra-

gen. Damit die Definition einer PIO erfüllt ist, muss der Phasenversatz mindestens 180° betragen.

Im untersten Diagramm ist die PIO-Kreisfrequenz ω_{PIO} dargestellt. Frequenzen lassen sich im Nickgeschwindigkeitsverlauf über den zeitlichen Abstand zwischen zwei Extrema (eine Halbschwingung) bestimmen. Da in einem Versuch mit aufgetretener PIO immer mehrere Halbschwingungen vorkamen, ließen sich auch mehrere Frequenzen messen. Durch arithmetische Mittelung aller einzeln ermittelter Frequenzen wurde die PIO-Kreisfrequenz schließlich gewonnen. Tatsächlich kann diese Frequenz aber leicht variieren und muss nicht konstant sein. In Ref. [51] wird der typische Frequenzbereich von PIO-Kreisfrequenzen mit $1 \text{ rad/s} \leq \omega_{\text{PIO}} \leq 5 \text{ rad/s}$ angegeben.

Die Graphen zeigen, dass die als PIO-gefährdet eingestufteten Dynamiken Nickgeschwindigkeitsamplituden von mindestens $3,5^\circ/\text{s}$ aufwiesen. Unterhalb von $3,5^\circ/\text{s}$ sind die Dynamiken nicht als PIO-gefährdet eingestuft.⁴⁷ Die höchste Amplitude ($9,6^\circ/\text{s}$) wurde bei einem Versuch mit der Dynamik D6-3K erreicht.

Der maximale Phasenversatz der Dynamiken liegt zwischen 181° und 183° . Die höchsten Versätze zeigen die Dynamiken D2-3K, D6-3K und D7-3K.

Die mittleren PIO-Frequenzen ω_{PIO} lagen zwischen 1 und $4,3 \text{ rad/s}$. Die Werte sind in Tabelle 6.11 eingetragen und den Phasenschnittfrequenzen gegenübergestellt.

Tabelle 6.11: Vergleich Phasenschnittfrequenz und PIO-Frequenz

Dynamik	$\omega_\pi / \text{rad/s}$	$\omega_{\text{PIO}} / \text{rad/s}$
D2K	4,5	4,26
D2-3K	3,24	3,67
D4K	3,55	3,14
D4-1K	3,17	2,99
D4-3	2,54	2,3
D4-3K	2,54	2,87
D6K	3,98	3,97
D6-3K	2,89	3,22
D7-1	3,45	2,0
D7-3K	2,68	3,74
D7-4K	3,39	1,13

⁴⁷ Durch entsprechende Einstellung der Grenzen im PIO-Algorithmus ließen sich diese Fälle aus der Statistik entfernen. Diese Grenzen wurden für diese Arbeit bewusst tief gewählt, um eine größere Datenmenge zu untersuchen.

Bei den Dynamiken D2-3K, D4-3K, D6-3K und D7-3K waren die PIO-Frequenzen höher als die Phasenschnittfrequenzen. Hier scheint der Pilot das schlechte Verhalten der Flugdynamik stark zu kompensieren. Bei der Dynamik D6K wird die Phasenschnittfrequenz ziemlich genau getroffen, was die Hypothese eines synchronen Pilotenverhaltens stützt. Bei alle anderen Dynamiken sind die Phasenschnittfrequenzen höher als die PIO-Frequenzen. Bei den Dynamiken D7-1 und D7-4K liegen die Frequenzen sogar weit auseinander.

Laut Mitchell und Klyde [51] sind die Bewertungen der PIO-Tendenz nicht losgelöst von den Flugeigenschaftsbewertungen zu betrachten. Eine Flugeigenschaftsbewertung mit CHR 6,5 oder schlechter deutet im Zusammenhang mit einem $PIOR \geq 4$ auf eine schwerwiegende PIO-Tendenz hin. Ein $PIOR \geq 4$ zusammen mit akzeptablen Flugeigenschaftsbewertungen deutet hingegen auf ein leichtes oder moderates Ereignis hin. Bei Anwendung dieses Grundgedankens lassen sich die PIO-anfälligen Dynamiken in zwei Untermengen teilen:

1. Besonders gefährliche/schwere PIOs traten bei den folgenden Dynamiken auf: D2-3K, D4-3K, D6-3K und D7-3K.
2. Leichte oder moderate PIOs bzw. PIO-Tendenzen traten bei den Dynamiken D2K, D4-1, D4-3 und D6K auf.

In Abb. 6.14 ist der Ausschnitt eines beispielhaften Versuchsdurchlaufs (Pilot B, Dynamik D2-3K) gezeigt, bei dem mehrere PIO-Zyklen erkennbar sind. Im oberen Diagramm sind das Kommandosignal (rot, dicke Linie) und die aktuelle Längslage (schwarz, dünne Linie) über der Zeit abgebildet. Die Bänder um das Kommandosignal markieren die gewünschten und adäquaten Genauigkeitsbereiche. Darunter befindet sich der Verlauf des Stickausschlags über der Zeit. Während des gesamten Zeitfensters ist eine starke Schwingungsneigung im Ausgangssignal zu beobachten. Der Pilot hatte große Probleme dem Kommandosignal exakt zu folgen. Meist lag er jedoch noch innerhalb der adäquaten Grenzen. Bei etwa $t = 108$ s ist der für eine PIO typische Zeitverlauf des Sidestickausschlags und des Längslagewinkels (ca. 10 Perioden) zu erkennen.

In Abb. 6.15 ist ein Zeitverlauf (Pilot B, Dynamik D6K) mit einer etwas schwächeren PIO-Ausprägung dargestellt. Hier ist permanent eine leichte Schwingungstendenz erkennbar. Der Fehler liegt aber immer innerhalb adäquater Grenzen, oft sogar innerhalb der gewünschten Grenzen. Von Zeit zu Zeit werden PIO-Tendenzen beobachtet. Bei $t = 26$ s ist ein PIO-typischer Verlauf (ca. 5 Perioden) von Längslage und Stickausschlag erkennbar. Die Amplituden des Fehlersignals sind nicht so hoch wie beim vorhergehenden Beispiel.

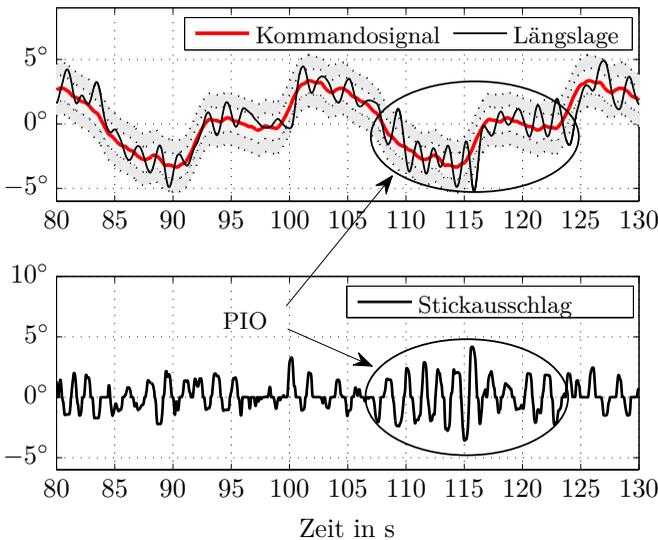


Abbildung 6.14: Versuchsausschnitt von Pilot B mit Dynamik D2-3K

6.6 Abschließende Bewertung

Tabelle 6.12 zeigt die Zusammenfassung der in den bisherigen Abschnitten dargestellten Bewertungen, sowie eine Gesamtbewertung für jede Flugdynamik. Diese wurde an Hand von Steuerempfindlichkeit (Nickachse), Phasengradientenkriterium, Bandbreitenkriterium, Neal-Smith-Kriterium und, falls vorhanden, Pilotenurteilen ermittelt. Die Pfeile zeigen die durch die PIO-Kriterien bestimmte bzw. durch die Piloten bewertete (wenn geflogen) PIO-Resistenz der einzelnen Dynamiken an. Ein Pfeil nach oben symbolisiert eine PIO-resistente Dynamik, ein Pfeil nach unten ein PIO-anfällige Dynamik.

Die Gesamtbewertung wurde nach folgenden Regel bestimmt:

- Für eine Gesamtbewertung mit Level 1 bei *Direct-Law*-Dynamiken müssen
 - alle berücksichtigten Vorhersagekriterien eine Bewertung von Level 1 ergeben und
 - die Cooper-Harper-Bewertungen der Piloten dürfen nicht schlechter als Level 1–2 sein.⁴⁸

⁴⁸ Mit Level 1–2 wurden Flugdynamiken bewertet, bei denen der Median der Bewertungen besser als 3,5 war.

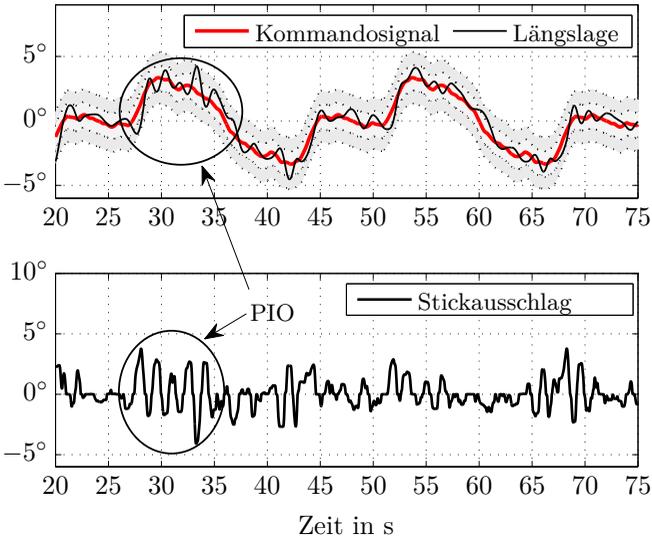


Abbildung 6.15: Versuchsausschnitt von Pilot B mit Dynamik D6K

- Das Kriterium für die Steuerempfindlichkeit ging bei den *Normal-Law*-Dynamiken, obwohl in der Tabelle angegeben, nicht in die Gesamtbewertung ein. Die Amplitude könnte durch das spezielle Regelgesetz im *Normal Law* eine zu schlechte tatsächliche Bewertung suggerieren.
- Gesamtbewertungen mit Level 3 wurden dann vergeben, wenn mindestens eines der berücksichtigten Kriterien oder die Piloten die Dynamik mit Level 3 beurteilten. Ausnahme hiervon ist die Dynamik N-6, da dort das Steuerempfindlichkeitskriterium keine Berücksichtigung findet.
- Alle übrigen Flugdynamiken wurden mit Level 2 bewertet.

Insgesamt wurden 11 Dynamiken mit Level 1 bewertet (davon 3 *Normal-Law*-Dynamiken), 18 Dynamiken mit Level 2 (davon 1 *Normal-Law*-Dynamik) und 6 Dynamiken mit Level 3. Alle Level-1-Dynamiken sind frei von PIO-Tendenzen. Allen Level-3-Dynamiken wird eine PIO-Tendenz bescheinigt.

Bei den Level-2-Dynamiken wurden 4 Dynamiken identifiziert, die PIO-Tendenzen aufweisen. Dabei wird die Anfälligkeit von D2K und D6K nicht von den klassischen Kriterien vorhergesagt. Diese scheint direkt vom Verstärkungsfaktor der Flugdynamik abzuhängen, der absichtlich hoch gewählt wurde.

Die Dynamiken D4-2J und D6-2J könnten eine PIO-Anfälligkeit aufweisen. Wegen ihrer geringen Verstärkungsfaktoren wird es jedoch als unwahr-

scheinlich angesehen, dass die Tendenzen wirklich sichtbar zu Tage treten. Bei den anderen Dynamiken scheint keine offensichtliche PIO-Tendenz vorhanden zu sein.

Abschließend sei noch angemerkt, dass das Bandbreitenkriterium alle Flugdynamiken mit Level 1 bewertete. Nach diesem Kriterium sollte keine der Dynamiken ein PIO-Problem aufweisen. Dies ist darin begründet, dass die Bandbreitenfrequenzen im Längslagewinkel und im Bahnwinkel alle relativ hoch sind. In diesen Fällen toleriert das Kriterium höhere Werte für den Phasenverzug.

Tabelle 6.12: Gesamtbewertung der Flugdynamiken

Dynamik	Kriterien					PIO-Resistenz			
	Bandbreite	Phasengrad	Ampl.-Pl. ₁	Neal-Smith	Steuerempf.	Plotenbew.	Kriterien	Versuche	FF-Bew.
	Cap- γ_1								
N2	L1	L1	L1	L1	L2	L1	↗	↗	L1
N4	L1	L1	L1	L1	L2	L1	↗	↗	L1
N6	L1	L1	L1	L1	L3	L1	↗	↗	L1
N7	L2	L1	L1	L2	L2	L1	↗	↗	L2
D2	L1	L1	L1	L1	L1	L1-2	↗	↗	L1
D2K	L1	L1	L2	L1	L2	L2	↗	↗	L2
D2-1K	L1	L1	L2	L1	L2	L1-2	↗	↗	L2
D2-2J	L1	L1	L1	L1	L2	-	↗	-	L2
D2-3	L2	L1	L3	L1	L1	L2	↗	↗	L2
D2-3K	L2	L1	L3	L1	L3	L3	↗	↗	L3
D2-4J	L1	L1	L1	L1	L1	-	↗	-	L1
D4-1	L2	L1	L2	L2	L1	L2	↗	↗	L2
D1	L1	L1	L1	L1	L1	L1-2	↗	↗	L1
D2-1	L1	L1	L1	L1	L1	-	↗	-	L1
D4	L2	L1	L2	L1	L1	L1	↗	↗	L2
D4K	L2	L1	L3	L1	L2	L1	↗	↗	L2
D4-1K	L2	L1	L3	L2	L2	L1	↗	↗	L2
D4-2J	L2	L1	L1	L2	L2	-	↗	-	L2

Tabelle 6.12 – Fortsetzung

Dynamik	Kriterien					PIO-Resistenz			FF-Bew.
	Bandbreite	Phasengrad	Ampl.-Pl. ₁	Neal-Smith	Steuernpl.	Plotenbew.	Kriterien	Versuche	
D4-3	L2	L1	L3	L2	L1	L1-2	↗	↗	L3
D4-3K	L2	L1	L3	L2	L3	L2-3	↗	↗	L3
D5	L1	L1	L1	L1	L1	L1-2	↗	↗	L1
D6	L1	L1	L1	L1	L1	L1	↗	↗	L1
D6K	L1	L1	L3	L1	L2	L2	↗	↗	L2
D6-2J	L1	L1	L2	L2	L2	-	↗	-	L2
D6-3K	L2	L1	L3	L2	L3	L2-3	↗	↗	L3
D6-4	L1	L1	L3	L1	L1	L1	↗	↗	L2
D7-1	L2	L1	L1	L2	L1	L2	↗	↗	L2
D8	L2	L1	L1	L2	L1	L1-2	↗	↗	L2
D5-1	L1	L1	L1	L1	L1	-	↗	-	L1
D7	L1	L1	L1	L1	L1	-	↗	-	L1
D7K	L1	L1	L2	L1	L2	L1-2	↗	↗	L2
D7-1K	L2	L1	L2	L2	L1	L1-2	↗	↗	L2
D7-3	L2	L1	L3	L2	L1	L2	↗	↗	L3
D7-3K	L2	L1	L3	L2	L3	L2-3	↗	↗	L3
D7-4K	L2	L1	L3	L2	L2	L2	↗	↗	L2

¹ Diese Kriterien gehen nicht in die Gesamtbewertung ein. Sie sind nur zur Information angegeben.

Kapitel 7

Beurteilung der Umschaltkonstellationen

In diesem Kapitel erfolgt die Auswertung der Pilotenversuche mit Umschaltungen. Die Nachlauffehler (engl.: *Tracking Error*) werden zunächst separat von der PIO-Anfälligkeit betrachtet. Anschließend werden die Versuchsergebnisse mit den Beurteilungen der Flugdynamiken im vorangegangenen Kapitel verglichen. Dazu gehört auch eine Gegenüberstellung von Umschaltversuchen und Unterschieden in Flugeigenschaftsparametern. Zusätzlich wird das Gesamtsystem Pilot-Flugzeug betrachtet und eine Verifikationsmethode für Umschaltungen empfohlen.

7.1 Allgemeine Beurteilung der Umschaltungen

Alle Piloten flogen acht Umschaltkonstellationen pro Hauptversuchsblock. Ihre Bewertungen nach der TFR-Skala (vgl. 2.6) sind in Tabelle 7.1 eingetragen. Einige der Konstellationen aus Tabelle 3.4 erhielten weniger als fünf Pilotenbeurteilungen, weil die tatsächlich geflogenen und bewerteten Umschaltkonstellationen teilweise von den ursprünglich vorgesehenen abwichen. Die Gründe hierfür sind in Abschnitt 5.6 genannt.

Die TFR-Werte der Tabelle zeigen, dass die getesteten Versuche ein breites Spektrum von Umschaltkonstellationen repräsentieren. Einige Konstellationen, z. B. U3-1, nahm der Piloten entweder gar nicht oder mit einer Tendenz zu besserem Flugverhalten wahr. Andere Umschaltungen, wie U1-7 oder U3-8, spürte der Pilot deutlich. Sie waren für ihn aber beherrschbar. Wiederum andere Umschaltungen, z. B. bei U1-6 und U4-7, waren für die Piloten kaum noch oder gar nicht mehr beherrschbar.

Tabelle 7.1: TFR-Pilotenbewertungen pro Umschaltkonstellation

Konstellation	TFR	Konstellation	TFR
U1-1	0/1/2	U3-1	-1/0/-1/0
U1-2	3/2/4/4/5	U3-2	2/1
U1-3	2/3/3/3/2	U3-3	3/0/2/2/2
U1-4	0/0/2	U3-4	0/0/1
U1-5	2/2/3/3/4	U3-5	3/3/3/5/3
U1-6	4/4/5/3/5	U3-6	2/2/2/-1/1
U1-7	2/1/3/1/2	U3-7	1/0/3/1/2
U1-8	2/1/2/5/4	U3-8	2/1/1/2
U2-1	-1/0/2/1	U4-1	-1/1/0/1/3
U2-2	-1/1/2/2	U4-2	1/0
U2-3	1/0/2/2	U4-3	-1/0/3/2
U2-4	4/2/-1/5/4	U4-4	3/1/1/2/3
U2-5	2/3/2/3/3	U4-5	3/2/2/2/4
U2-6	-1/0/0/2	U4-6	3/1/0/3/2
U2-7	3/0/2/2/2	U4-7	4/4/4/5
U2-8	5/2/3/5/4	U4-8	2/2/4/3

Neben den Pilotenbewertungen ermöglicht der Maximalfehler e_{\max} die Beurteilung einer Umschaltung hinsichtlich ihrer Gefährlichkeit. Dieser Fehler ist auch deshalb wichtig, weil er ein Indikator dafür ist, wie nah sich das Flugzeug den Grenzen seiner Flugenveloppe nähert. Ein sich erhöhender Wert bedeutet auf Grund des Zusammenhangs zwischen Längslage- und Anstellwinkel eine Annäherung an die Anstellwinkelgrenze.

Abb. 7.1 zeigt für jede getestete Umschaltkonstellation den gemessenen Maximalfehler im Zeitraum unmittelbar nach der Umschaltung (die ersten 15 s). Dargestellt sind Mittelwert (Symbol) und Maximum (Balken) der Maximalfehler aller Versuche mit derselben Umschaltkonstellation. Zusätzlich ist die schlechteste TFR-Bewertung eingezeichnet, die für die jeweilige Umschaltkonstellation vergeben wurde.

Die schlechtesten Bewertungen ($TFR \geq 4$) erhielten die Umschaltkonstellationen U1-2, U1-5, U1-6, U1-8, U2-4, U2-8, U3-5, U4-5, U4-7 und U4-8. In der Regel waren dies auch die Versuche mit den höchsten Ablagen. Bei sechs dieser Konstellationen erreichten die Piloten Maximalfehler e_{\max} von über 7° . Ein Versuch mit der Konstellation U1-6 führte sogar zu Abweichungen von fast 14° .

Große Unterschiede zwischen den verschiedenen Pilotenversuchen zeigten auch die Konstellationen U1-3, U2-5 und U2-7. Deren Bewertungen waren im Allgemeinen allerdings besser. Am besten wurden die Umschaltkonstellatio-

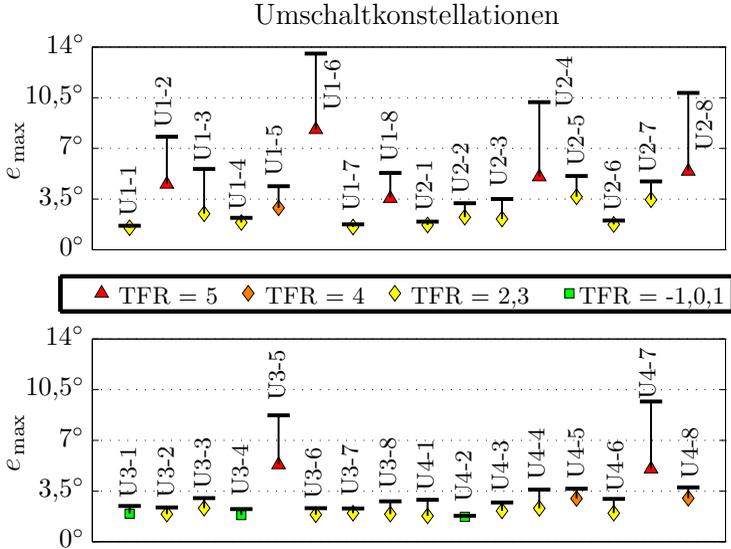


Abbildung 7.1: Übersicht über Maximalfehler e_{\max} in den ersten 15 s nach einer Umschaltung

nen U3-1, U3-4 und U4-2 bewertet, die kein Pilot schlechter als TFR = 1 bewertete.

Allgemein lässt sich schlussfolgern, dass Konstellationen mit hohen Mittelwerten des Maximalfehlers ($\geq 2,4^\circ$) oder hohen Streuungen im Maximalfehler ($> 3,0^\circ$) schlechte TFR-Bewertung erhielten. Hingegen zeichneten sich die Umschaltkonstellationen, die mit TFR ≤ 3 bewertet wurden, durch geringe Maximalfehler und geringe Streuungen der Maximalfehler aus.

Die Auswertung der Versuchsergebnisse zeigt, dass der Maximalfehler nicht immer allein ausschlaggebend für eine hohe TFR-Bewertung ist. Viele Versuche erhielten mittlere TFR-Bewertungen (TFR = 2 oder 3), obwohl der Maximalfehler hoch war. In Abb. 7.2 ist der Maximalfehler über der maximalen Fehlerrate im gleichen Zeitraum (15 s) für alle Versuche dargestellt.

Hier ist zu erkennen, dass eine Fehlerrate von ungefähr $5^\circ/\text{s}$ die Versuche mit guten TFR-Bewertungen (TFR ≤ 1) von denen mit schlechten TFR-Bewertungen (TFR ≥ 4) trennt. Die mittleren Bewertungen (TFR = 2 oder 3) sind diesen beiden Bereichen von ungefähr $2,5$ bis $8^\circ/\text{s}$ überlagert (mittlere Bewertungen bei höhere Raten werden als zu gut angesehen⁴⁹).

⁴⁹ Sie stammen alle vom gleichen Piloten, dessen TFR-Bewertungen ≤ 3 waren.

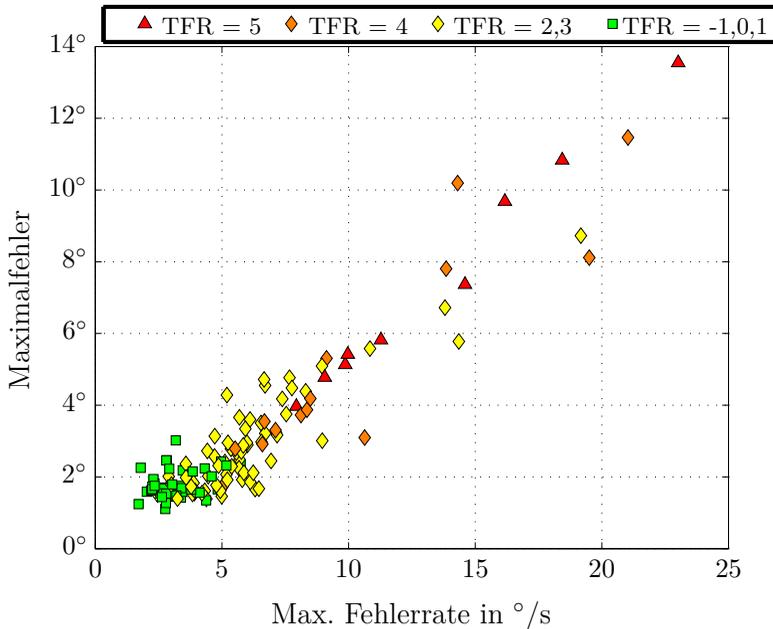


Abbildung 7.2: Maximalfehler über maximale Fehlerrate

Die Fehlerrate ist ein wichtiger Indikator, denn sie beschreibt den Beginn des Detektionsprozesses (s. [61]). In der Regel nimmt der Pilot eine Umschaltung erst dann wahr, wenn bestimmte Werte in der Fehlerrate oder im Fehlersignal überschritten werden.

In Abb. 7.3 ist der Maximalfehler über dem jeweiligen Zeitpunkt $\tau_{e, \max}$, an welchem das Maximum auftritt, aufgetragen. Fast alle Fälle mit schlechten TFR-Bewertungen erreichten ihre Maximalfehler zwischen 2 und 6 Sekunden nach der Umschaltung. Im Gegensatz dazu trat des Maximum bei sehr guten Umschaltungen über den gesamten Betrachtungszeitraum verteilt auf.

Die untere Schranke von zwei Sekunden hat ihre Ursache in der Gestaltung des Eingangssignals, dass zum Umschaltzeitpunkt immer Null ist, und ungefähr zwei Sekunden später erst ansteigt. Die Gleichverteilung der Fehlerzeitpunkte bei sehr guten Umschaltkonstellationen ist auch nachvollziehbar, da die Maximalfehler nur wenig von den Fehlern im stationären Fall abweichen.

Asymmetrien in den Stickeigenschaften (unterschiedliche Ausschlagsbegrenzung bei Ziehen und Drücken) und daraus resultierende asymmetrische Ablagen gestalteten die Berechnung der Adaptionzeiten für die Versuche schwierig. Daher wurde die Adaptionzeit nur näherungsweise bestimmt.

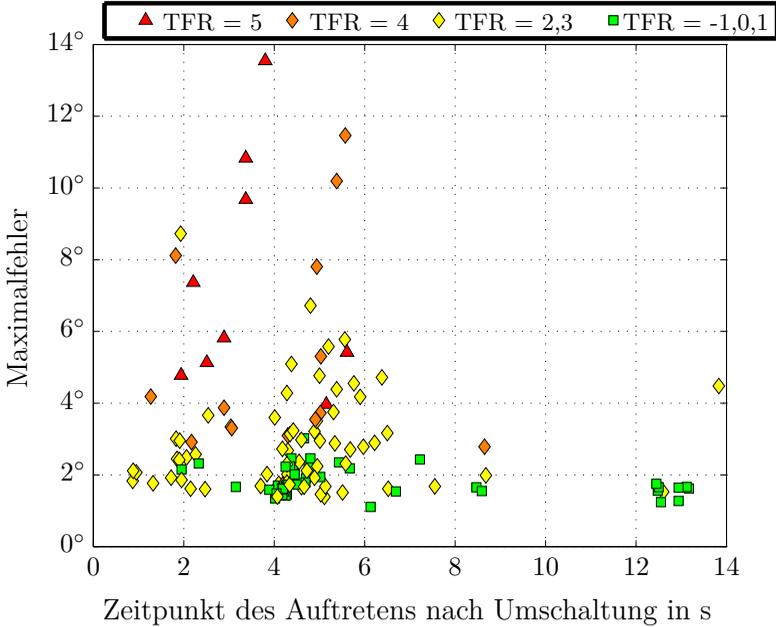


Abbildung 7.3: Maximalfehler über Zeitpunkt seines Auftretens nach Umschaltung

Unter der Annahme, dass die wesentlichen Adaptionsprozesse in weniger als 72 s abgeschlossen sind und die Umschaltung immer zum Zeitpunkt $t = 48$ s geschah, kann der Zeitraum von 120 bis 144 s als stationär gelten. Die Varianz des Fehlersignals in diesem Zeitraum σ_e^2 sollte dann ungefähr der Varianz $\sigma_{e,stat}^2$ entsprechen, die beim stationären Fliegen eintritt. Die Adaptionszeit τ_{adapt} bezeichnet in dieser Arbeit den Zeitraum vom Eintreten der Umschaltung bis zum Zeitpunkt, an dem der aktuelle Fehler permanent unter $3\sigma_e^2$ bleibt, maximal jedoch 72 s.

In Abb. 7.4 sind für alle Umschaltkonstellationen die Maximalfehler über den errechneten Adaptionszeiten dargestellt. Die Symbole sind entsprechend der TFR-Bewertung eingefärbt. Der mögliche Minimalwert für die Adaptionszeit wurde nach unten auf 1 s begrenzt, was bedeutet, dass keine wesentliche Adaption erkennbar war.

Zunächst ist zu erkennen, dass viele Umschaltungen mit guten Bewertungen eine vernachlässigbare Adaptionszeit zeigten (Häufung bei 1 s). Dennoch gibt es Versuche die, trotz guter Bewertung, eine lange Adaptionszeit aufwiesen. Ein gute TFR-Bewertung scheint demnach nicht von der Adaptionszeit abzuhängen. Allerdings bleiben bei allen mit gut bewerteten Umschaltungen die maximalen Fehler unter $3,1^\circ$.

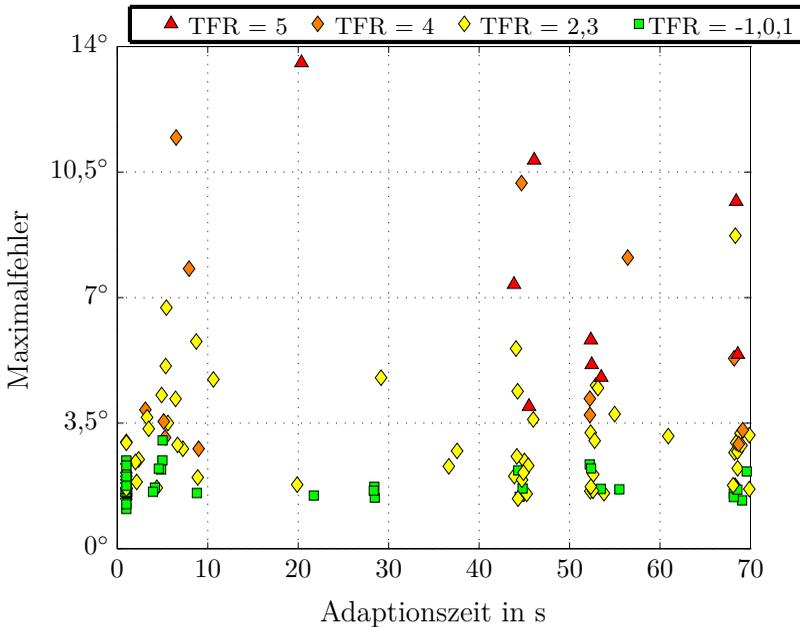


Abbildung 7.4: Maximalfehler über Adaptionszeit

Die mittel und schlecht bewerteten Umschaltungen streuen bei den Adaptionszeiten ebenfalls über den gesamten Zeitraum. Problematisch erweist sich, dass der mögliche Stickausschlag in Richtung Ziehen ungefähr doppelt so hoch war, wie in Richtung Drücken. Deshalb konnte der Pilot Regelfehler in eine Richtung immer besser kompensieren als in die andere, in welche immer wieder Ausreißer über $3\sigma_e^2$ auftraten. Der Autor vermutet, dass die eigentlichen Adaptionszeiten, bei Verwendung eines Sticks mit symmetrischen Eigenschaften, wesentlich konzentrierter im ersten Drittel dieser Graphik liegen müssten. Diese Vermutung basiert auf der Beobachtung, dass viele Versuche unmittelbar nach der Umschaltung eine „erste“ Adaption zeigen, die durch spätere, gelegentliche Ausreißer im Fehlersignal zu einer langen Adaptionszeit kumuliert. Dies ist in Abb. 7.4 daran erkennbar, dass vergleichsweise wenig Versuche im Zeitraum zwischen 10 und 40 s liegen. Alle Versuche mit sehr schlechten TFR-Bewertungen (TFR = 5) zeigen hohe Adaptionszeiten von mindestens mindestens 20 s. Die meisten von ihnen zeigen sogar Adaptionszeiten von mehr als 40 s.

7.2 Betrachtung der PIO-Anfälligkeit

Für die geflogenen Umschaltkonstellationen wurden PIOR-Bewertungen von PIOR 1 bis PIOR 6 vergeben (s. Tabelle 7.2). Dies zeigt, dass sich die Konstellationen hinsichtlich ihres dynamischen Verhaltens deutlich unterscheiden. Konstellationen wie U2-1 zeigen sehr gute PIO-Resistenz. Konstellationen wie U1-6 wurden von den meisten Piloten eine PIO-Tendenz bescheinigt. Konstellationen wie U3-7 und U3-8 zeigen störende Bewegungen. Damit gilt **Hypothese 1** als bestätigt, da Versuche mit polyharmonischen Eingangssignalen zur Untersuchung der PIO-Tendenzen verwendet wurden.

Tabelle 7.2: PIO-Pilotenbewertungen Umschaltkonstellationen

Konstellation	PIOR	PIO-Tendenz	Konstellation	PIOR	PIO-Tendenz
U1-1	2/1/3	Nein	U3-1	2/2/1/2	Nein
U1-2	4/3/3/3/3	Ja	U3-2	1/2	Nein
U1-3	4/3/3/4/2	Ja	U3-3	4/2/4/3/3	Ja
U1-4	1/2/2	Nein	U3-4	2/2/2	Nein
U1-5	4/2/3/4/3	Ja	U3-5	4/2/4/3/4	Ja
U1-6	4/3/5/4/4	Ja	U3-6	4/2/1/1/1	Ja
U1-7	2/1/3/1/2	Nein	U3-7	3/3/3/2/3	Nein
U1-8	4/1/2/2/3	Ja	U3-8	3/2/2/3	Nein
U2-1	1/2/1/1	Nein	U4-1	1/1/1/2/3	Nein
U2-2	1/1/2/2	Nein	U4-2	1/1	Nein
U2-3	3/2/4/1	Nein	U4-3	2/2/2/2	Nein
U2-4	5/2/1/4/3	Ja	U4-4	4/3/2/2/4	Ja
U2-5	3/2/4/5/3	Ja	U4-5	4/2/1/3/4	Ja
U2-6	1/2/2/2	Nein	U4-6	5/1/1/4/3	Ja
U2-7	4/2/3/4/2	Ja	U4-7	5/3/4/4	Ja
U2-8	6/4/4/5/4	Ja	U4-8	2/2/4/3	Nein

Bei den Umschaltversuchen wurde einer Konstellation eine PIO-Tendenz zugeschrieben, wenn mindestens 1 Testpilot oder mindestens 2 Piloten ein PIOR schlechter als 3 abgaben. Dementsprechend wurden bei 16 Konstellationen PIO-Tendenzen entdeckt. Dies ist in der Spalte „PIO-Tendenz“ in der Tabelle vermerkt.

Zusätzlich wurden alle Umschaltversuche mit dem PIO-Detektionsalgorithmus analysiert. Die Abb. 7.5 und 7.6 zeigen für alle durch den Algorithmus ermittelten Konstellationen die größte Nickamplitude, den größten Phasenversatz und die mittlere PIO-Frequenz. Für alle als PIO-gefährlich eingestuften Konstellationen entdeckte der Algorithmus in mindestens einem der Versuche auch eine typische PIO-Signatur. Außerdem wurden auch Versuche entdeckt, die durch die Piloten als nicht PIO-anfällig identifiziert wurden. Dies kann ein Artefakt des Algorithmus sein, kann aber auch auf eine schwache PIO-Tendenz hindeuten, die vom Piloten nicht als PIO wahrgenommen wird.

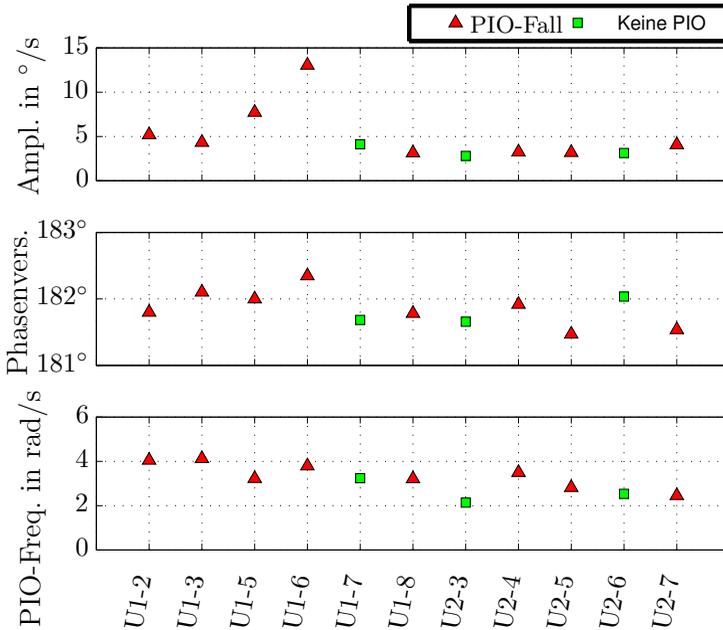


Abbildung 7.5: PIO-Kennwerte bei Umschaltung (1/2)

Die Maximalamplituden in der Nickgeschwindigkeit sind höher als bei den PIO-anfälligen Dynamiken ohne Umschaltung. Bei acht Konstellationen traten Amplituden über $5^{\circ}/s$ auf. Bei der Umschaltung U1-6 traten sogar Amplituden bis zu $13^{\circ}/s$ auf. Die stärksten PIOs traten bei den folgenden Umschaltkonstellationen auf: U1-5, U1-6, U2-8, U3-3, U3-5 und U4-7. Der

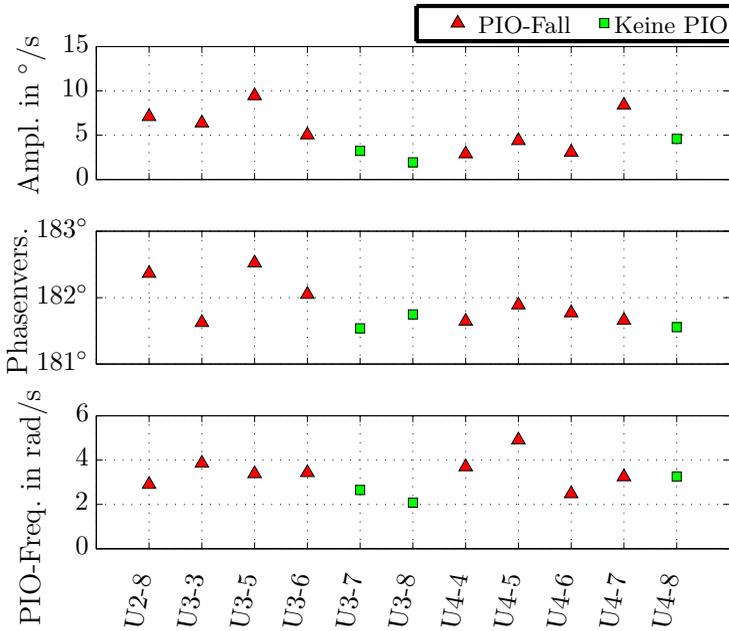


Abbildung 7.6: PIO-Kennwerte bei Umschaltung (2/2)

maximale Phasenversatz lag auch wie bei den einzelnen Dynamiken zwischen 181° und 183° .

Die mittleren PIO-Frequenzen lagen zwischen 2 und 5 rad/s . Die Zahlenwerten sind in Tabelle 7.3 angegeben, zusammen mit den Phasenschnittfrequenz der jeweiligen *Direct-Law*-Dynamik der Umschaltkonstellation. In fetter Schrift sind die sieben Konstellationen hervorgehoben, bei denen die PIO-Frequenz höher als die Phasenschnittfrequenz ist. Sie alle wurden als PIO-gefährdet eingestuft.

Aus der Tabelle wird deutlich, dass die Einstufung als PIO-gefährdete Umschaltung (neben der Amplitude der Nickgeschwindigkeit) davon abhängt, welcher Frequenzunterschied zwischen PIO-Frequenz und Phasenschnittfrequenz auftritt. Konstellationen mit PIO-Frequenzen sehr viel kleiner als die Phasenschnittfrequenz wurden oft als nicht PIO-gefährdet eingeordnet. Bei diesen Konstellationen ist die Amplitude auch immer geringer als $5^{\circ}/s$. Eine Konstellation, die aus diesem Muster herausfällt ist U4-8. Hier sind Frequenz und Amplitude vergleichsweise hoch. Dennoch wurde diese Konstellation von nur einem Linienpiloten als PIO-anfällig eingestuft. Dazu ist zu erwähnen, dass diese Konstellation nur von vier statt fünf Piloten geflogen wurde. Der fünfte Pilot flog die zugehörigen NL-Versuche am aggressivsten, weshalb er möglicherweise ebenfalls eine PIO-Tendenz hätte erkennen können.

Tabelle 7.3: Vergleich Phasenschnittfrequenz und PIO-Frequenz bei Umschaltkonstellationen mit PIO-Tendenz

Konstellation	ω_{π} / rad/s	ω_{PIO} / rad/s
U1-2	4,5	4,05
U1-3	4,03	4,12
U1-5	3,24	3,23
U1-6	3,24	3,79
U1-7	3,91	3,24
U1-8	3,17	3,21
U2-3	3,55	2,14
U2-4	3,55	3,49
U2-5	3,17	2,82
U2-6	2,79	2,53
U2-7	2,54	2,46
U2-8	2,54	2,9
U3-3	3,98	3,86
U3-5	2,89	3,39
U3-6	3,47	3,44
U3-7	3,45	2,65
U3-8	3,81	2,08
U4-4	3,95	3,7
U4-5	3,45	4,91
U4-6	2,68	2,48
U4-7	2,68	3,24
U4-8	3,39	3,26

Eine Überprüfung aller detektierten Fälle ergab, dass bei gut zwei Dritteln der bestätigten Fälle die PIO-Tendenz in zeitlicher Nähe zur Umschaltung festgestellt wurde.

Nachfolgend werden beispielhaft zwei ausgewählte Fälle diskutiert. Das erste Beispiel wurde sowohl vom Piloten als auch vom Algorithmus erkannt. Beim zweiten Beispiel wurde die PIO-Tendenz nur vom Algorithmus entdeckt. Es handelt sich aber um eine Umschaltkonstellation mit bestätigter PIO-Tendenz.

Beispiel 1) In Abb. 7.7 ist ein schwerer PIO-Fall (Pilot B, Umschaltung U1-6, Verstärkungsfaktor und Totzeit der Regelgesetze änderten sich massiv) dargestellt. Die senkrechte, gestrichelte Linie in der Abbildung markiert den Umschaltzeitpunkt. Vorher fliegt der Pilot die *Normal-Law*-Dynamik, danach fliegt er die *Direct-Law*-Dynamik.

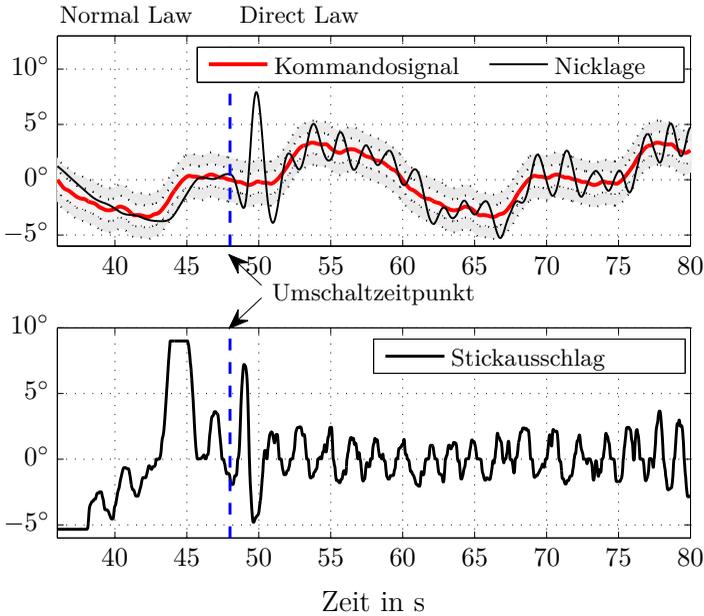


Abbildung 7.7: Ausschnitt aus dem Versuch von Pilot B mit der Umschaltung U1-6

Als Folge der Umschaltung trat ein starker Überschwinger auf. Der Pilot bemerkte die Umschaltung nicht sofort, sondern erst beim schnellen Aufbringen eines großen Ausschlags ($t \approx 49$ s). Dies verursachte eine aufklingende Schwingung, die der Pilot nach ungefähr 1,5 Schwingungsperioden durch Änderung seines Steuerverhaltens verringern konnte. Dennoch blieb eine Schwingung um das Sollsignal fast über den gesamten Versuch erkennbar. Gleichzeitig sind entsprechende Schwingungen im Sidestickausschlag zu sehen. Deren Amplituden liegen bei ungefähr einem Drittel bis zur Hälfte des Maximalausschlags in Richtung Drücken.

Beispiel 2) In Abb. 7.8 ist ein Fall (Pilot H, Umschaltung U1-2) mit moderater PIO-Tendenz dargestellt. Unmittelbar nach der Umschaltung trat eine Schwingung mit zwei vollen Perioden auf, die zu maximalen Ablagen von bis zu 3° führte. Der Pilot machte zur selben Zeit mehrere wechselseitige Eingaben (5 Perioden) am Sidestick. Nach etwa 10 s brachte er die Schwingung durch Verringerung seiner Stickausschläge unter Kontrolle. Im weiteren Verlauf des Versuchs konnte er dem Signal ohne Anzeichen von Schwingungen gut folgen. Da der maximale Phasenversatz mehr als 180° betrug, scheint seine Bewertung mit PIOR 3 eher zu gut zu sein.

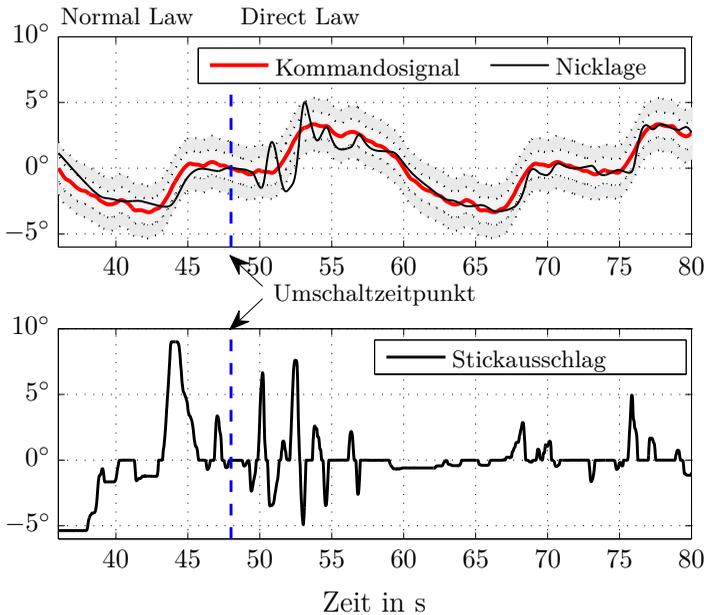


Abbildung 7.8: Ausschnitt aus dem Versuch von Pilot H mit der Umschaltung U1-2

7.3 Vergleich mit den DL-Dynamiken

Unter den getesteten Umschaltkonstellationen befinden sich verschiedene Kombinationen möglicher Übergänge zwischen Flugeigenschaftsleveln. Folgende Kombinationen traten auf:

- 1) 6 Übergänge Level 1 \rightarrow Level 1,
- 2) 14 Übergänge Level 1 \rightarrow Level 2,
- 3) 4 Übergänge Level 1 \rightarrow Level 3,
- 4) 3 Übergänge Level 2 \rightarrow Level 1,
- 5) 3 Übergänge Level 2 \rightarrow Level 2,
- 6) 2 Übergänge Level 2 \rightarrow Level 3.

In Tabelle 7.4 sind für alle Umschaltkonstellationen die entsprechenden Übergänge der Flugeigenschaftslevel aufgeführt. Zusätzlich ist angegeben, ob der jeweilige Übergang als solches als gefährlich bewertet wurde (Spalte „Tr.“, Transient), ob die jeweilige Umschaltung PIO-Tendenzen aufwies⁵⁰ (Spalte „Um.“) und ob die *Direct-Law*-Dynamik selbst PIO-Tendenzen aufwies (Spalte „Dyn.“).

Alle Umschaltkonstellationen mit einem mittleren Maximalfehler größer als $2,4^\circ$ wurden als gefährlich hinsichtlich des Übergangs eingestuft. Dieser Wert teilt die Umschaltungen in Abb. 7.1 in akzeptable und inakzeptable Übergänge. Darunter fällt auch die Konstellation U1-3, weil sie im schlimmsten Fall $5,6^\circ$ Abweichung erreichte. Es fällt auf, dass alle Konstellationen mit schwierigen Transitionsphasen auch PIO-Tendenzen aufwiesen. Einzige Ausnahme hiervon scheint die Konstellation U4-8 zu sein, bei der bereits im vorherigen Abschnitt auf die mögliche PIO-Tendenz hingewiesen wurde.

Keine der Konstellationen mit dem Übergang von Level 1 zu Level 1 bereitete den Piloten Schwierigkeiten. Gleiches gilt für die Übergänge von Level 2 auf Level 1, also für Übergänge, bei denen die neue Flugdynamik bessere Flugeigenschaften besitzt als die vorangegangene Dynamik.

50 S. Tabelle 7.2.

Tabelle 7.4: Zusammenfassung der Übergänge bei den verschiedenen Umschaltkonstellationen

FE-Bew.		PIO-Tend.		FE-Bew.		PIO-Tend.			
Konst.	vor nach	Tr.	Um.	Dyn.	Konst.	vor nach	Tr.	Um.	Dyn.
U1-1	L1	L1	Nein	Nein	U3-1	L1	Nein	Nein	Nein
U1-2	L1	L2	Ja	Ja	U3-2	L1	Nein	Nein	Nein
U1-3	L1	L2	Ja	Nein	U3-3	L1	Nein	Ja	Ja
U1-4	L1	L2	Nein	Nein	U3-4	L1	Nein	Nein	Nein
U1-5	L1	L2	Ja	Ja	U3-5	L1	Ja	Ja	Ja
U1-6	L1	L3	Ja	Ja	U3-6	L1	Nein	Ja	Nein
U1-7	L1	L1	Nein	Nein	U3-7	L1	Nein	Nein	Nein
U1-8	L1	L2	Ja	Ja	U3-8	L1	Nein	Nein	Nein
U2-1	L1	L1	Nein	Nein	U4-1	L2	Nein	Nein	Nein
U2-2	L1	L1	Nein	Nein	U4-2	L2	Nein	Nein	Nein
U2-3	L1	L2	Nein	Nein	U4-3	L2	Nein	Nein	Nein
U2-4	L1	L2	Ja	Ja	U4-4	L2	Nein	Ja	Nein
U2-5	L1	L2	Ja	Ja	U4-5	L2	Ja	Ja	Nein
U2-6	L1	L2	Nein	Nein	U4-6	L2	Nein	Ja	Ja
U2-7	L1	L3	Ja	Ja	U4-7	L2	Ja	Ja	Ja
U2-8	L1	L3	Ja	Ja	U4-8	L2	Ja	Nein	Nein

Bei den Übergängen von Level-1-Dynamiken zu Level-2-Dynamiken treten bei sechs von vierzehn Konstellationen hohe Ablagen im Längslagewinkel auf (Spalte „Tr.“). Drei dieser Fälle zeigten bereits ohne Umschaltung PIO-Tendenzen (s. Tabelle 6.12). Bei sieben der acht anderen Umschaltungen (Ausnahme U3-3/D6K), die ohne große Ablagen abliefen, zeigt sich, dass die Steuerempfindlichkeit (Nickachse) der *Direct-Law*-Dynamiken entweder im Level-1-Bereich oder im unteren Level-2-Bereich lag.

Übergänge von Level 1 zu Level 3, von Level 2 zu Level 3 und von Level 2 zu Level 2 verursachten immer hohe Fehler. Während die Level-3-Dynamiken bereits ohne Umschaltungen PIO-Tendenzen zeigen, traten bei den Level-2-Dynamiken ohne Umschaltungen keine PIO-Tendenzen auf. Deren Steuerempfindlichkeit (Nickachse) lag im Grenzbereich von Level 1 und dem oberen Level-2-Bereich, mit kleinen Unterschieden in der Bandbreitenfrequenz.

In den Fällen mit Umschaltung traten PIO-Tendenzen häufiger auf als bei den Versuchen ohne Umschaltung mit denselben *Direct-Law*-Dynamiken. Gleichzeitig stiegen die maximalen Amplituden der Nickgeschwindigkeit. Die maximalen Phasenversätze lagen hingegen in allen Fällen in derselben Größenordnung.

Durch Vergleich mit Tabelle 6.12 lassen sich folgende Schlussfolgerungen hinsichtlich der PIO-Neigung ziehen:

- Bei allen Flugdynamiken, die PIO-Tendenzen aufweisen, trat auch mindestens eine PIO infolge einer Umschaltung auf. Die Maximalamplitude der Nickgeschwindigkeit nahm infolge einer Umschaltung in der Tendenz eher zu. Die PIO-Frequenzen blieben in ähnlicher Größenordnung. Somit läßt sich **Hypothese 2** bestätigen. Infolge einer Umschaltung verschlimmerten sich die PIO-Neigung (Häufigkeit) und PIO-Stärke von PIO-anfälligen Flugdynamiken.
- Es existierten Flugdynamiken, bei denen erst infolge der Umschaltung PIO-Tendenzen auftraten. Dies waren folgende Dynamiken: D2-1K (U1-3), D4K (U2-4), D4-1K (U2-5), D6-4 (U3-6), D7K (U4-4) und D7-1K (U4-5). Sie gehören zu den Dynamiken der Gruppen 2 und 3 in Abb. 6.1. **Hypothese 3** gilt damit als bestätigt, da die jeweiligen Dynamiken auch durch die empirischen Flugeigenschaftskriterien als PIO-frei eingestuft wurden.

Es lässt sich feststellen, dass bei allen als PIO-anfällig beurteilten Umschaltungen eine spürbare Erhöhung im Amplitudengang der Flugdynamiken nach der Umschaltung im Vergleich zu vorher vorlag. Das bedeutet, die Piloten waren nicht in der Lage ihre Stickausschläge unter allen Umständen so schnell und gezielt zu reduzieren, dass PIO-Tendenzen vermieden wurden. Es gelang ihnen dann, wenn nur minimale Unterschiede im Amplitudengang vorhanden waren. Daher kann **Hypothese 4** als bestätigt angesehen werden.

Im nächsten Schritt wird untersucht, welcher Kennwert des Amplitudengangs mit PIO-Tendenzen korreliert.

Abb. 7.9 zeigt die PIO-Anfälligkeit der unterschiedlichen Umschaltkonstellationen in Abhängigkeit der Parameter, die zur Auswahl der Konstellationen in Kapitel 3 verwendet wurden. Hier ist zu erkennen, dass eine starke Korrelation zwischen dem Unterschied im Verstärkungsfaktor bei der Phasenschnittfrequenz und der PIO-Anfälligkeit einer Umschaltkonstellation existiert. Alle Konstellationen mit Unterschieden größer als 11 dB (Faktor 3,5) zeigten bestätigte PIO-Tendenzen. Darunter waren Konstellationen, bei denen PIOs erst durch die Umschaltung auftraten (rotes Dreieck), und Konstellationen mit Flugdynamiken, die ohne Umschaltung bereits PIO-anfällig waren (roter Kreis).

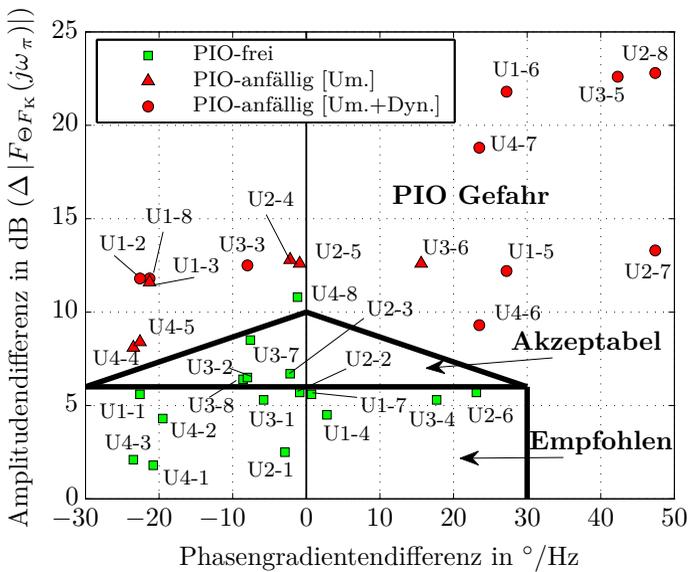


Abbildung 7.9: Einfluss von Auswahlparametern auf Umschaltung

Konstellationen mit Unterschieden von weniger als 6,7 dB (Faktor 2,2) hingegen zeigten keine PIO-Tendenzen. Daher kann dieser Bereich als sicher angesehen werden. Dies entspricht außerdem der in Abschnitt 3.3.3 festgelegten Grenze zwischen Konstellationen der Kategorie B und C.

Der Bereich zwischen 6,7 und 11 dB lässt sich nicht eindeutig zuzuordnen. Es scheint hier eine zusätzliche Abhängigkeit vom Unterschied im mittleren Phasengradienten vorzuliegen. Je größer die Änderung im Phasengradienten ist (ca. 20° in beide Richtungen), desto wahrscheinlicher (und stärker) ist eine PIO-Tendenz. Leider lässt sich diese Abhängigkeit nicht eindeutig bestätigen, da die Anzahl der Datenpunkte – und damit auch ihre Verteilung – zu gering ist. Die Sicherheit dieses Bereichs muß deshalb noch überprüft werden. Alle

PIO-anfälligen Umschaltungen in diesem Bereich gehören zur Umschaltchar 4. Es handelt sich dementsprechend um Umschaltungen mit einer Level-2-Dynamik vor der Umschaltung.

In Abb. 7.10 sind für alle Umschaltkonstellationen die Änderungen in der Steuerempfindlichkeit $|F_{\Theta F_K}(j\omega_b, \Theta)|$ über den Änderungen im mittleren Phasengradienten dargestellt. Bei allen Konstellationen erhöht sich die Steuerempfindlichkeit (Nickachse) nach der Umschaltung.

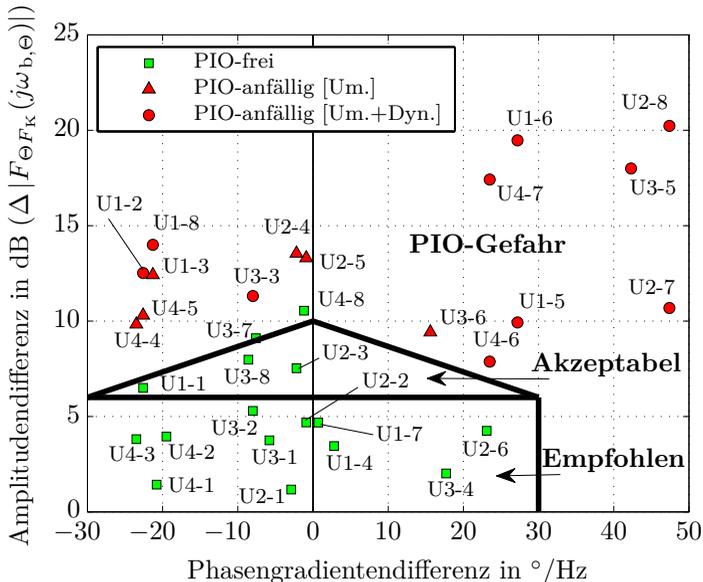


Abbildung 7.10: Einfluss der Steuerempfindlichkeit auf PIO-Tendenz

Alle Konstellationen mit Unterschieden größer als 10,5 dB zeigten bestätigte PIO-Tendenzen. Unterhalb von 7,8 dB zeigt keine Konstellation PIO-Tendenzen. Der Bereich dazwischen zeigt, ähnlich zu Abb. 7.9, eine Abhängigkeit vom mittleren Phasengradienten. Diesmal vor allem in Richtung Zunahme des Phasengradienten. Auch hier fehlen Datenpunkte, um genauere Aussagen über die Abhängigkeit des Phasengradienten treffen zu können.

Zusammenfassend lässt sich feststellen, dass die Unterschiede im Verstärkungsfaktor (an Bandbreiten- und an Phasenschnittfrequenz) nicht das Dreifache (d.h. $<10,5$ dB) des ursprünglichen Verstärkungsfaktors überschreiten dürfen. Ansonsten ist die Wahrscheinlichkeit für eine PIO-Tendenz der Umschaltkonstellation sehr hoch, auch wenn die Flugdynamik nach der Umschaltung als PIO-resistent beurteilt wurde. Um PIO-Tendenzen sicher auszuschließen, sollte sich der Verstärkungsfaktor nicht mehr als verdoppeln und die Änderung im Phasengradienten innerhalb von $\pm 30^{\circ}$ liegen.

Auf Grundlage dieser Erkenntnisse ist in den Abbildungen 7.9 und 7.10 zusätzlich ein Vorschlag für Kriteriumsgrenzen zur Beurteilung der PIO-Anfälligkeit von Umschaltungen eingezeichnet. Der empfohlene Bereich für Umschaltungen liegt im Bereich zwischen $\pm 30^\circ$ und ist nach oben durch die 6-dB-Linie begrenzt. Das akzeptable Gebiet dehnt sich von der 6-dB-Linie dreiecksförmig bis zur 10-dB-Linie aus. Außerhalb des akzeptablen Bereichs besteht eine hohe PIO-Gefahr für die jeweilige Konstellation.

Auch bei Betrachtung der Unterschiede im Anfangsverhalten (s. Abb. 7.11) lässt sich eine klare Trennung zwischen akzeptablen und inakzeptablem Schaltverhalten erkennen. Bei Umschaltungen mit verringerter Ansprechzeit $\tau_{\dot{q}_{\max}}$ nach der Umschaltung waren Erhöhungen in der Anfangsnickbeschleunigung nach Steuerkraftsprung \dot{q}_{\max}/F_K bis $0,238 \text{ }^\circ/\text{Ns}^2$ akzeptabel. Umschaltungen zu größeren Ansprechzeiten waren dann akzeptabel, wenn \dot{q}_{\max}/F_K gleichzeitig reduziert wird.

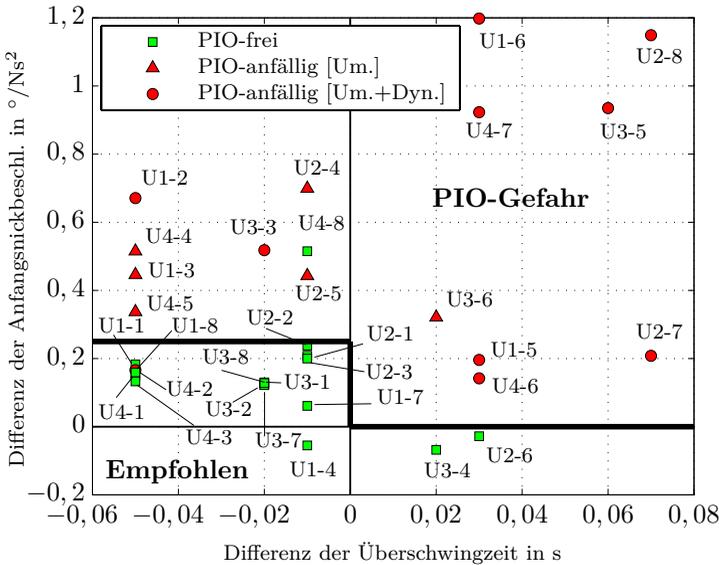


Abbildung 7.11: Einfluss von Anfangsnickbeschleunigung auf PIO-Tendenz

Die einzige Umschaltung, die nicht von diesem Kriterium erfasst wird, ist U1-8. Hier verringert sich die Ansprechzeit, aber die Anfangsnickbeschleunigung erhöht sich um $0,166 \text{ }^\circ/\text{Ns}^2$. Allerdings wurden hier bereits PIO-Tendenzen bei der *Direct-Law*-Dynamik entdeckt. Daher werden folgende Entwurfsempfehlung für Umschaltungen gegeben:

Empfehlungen: Bei Umschaltungen im Flugsteuerungssystem der Flugzeuglängsbewegung sollten folgende Differenzen im Flugeigenschaftsparameter für das Anfangsverhalten \dot{q}_{\max}/F_K eingehalten werden:

- bei $\Delta\tau_{\dot{q}_{\max}} > 0$ sollte $\Delta\dot{q}_{\max}/F_K < 0^\circ/\text{Ns}^2$ sein,
- bei $\Delta\tau_{\dot{q}_{\max}} < 0$ sollte $\Delta\dot{q}_{\max}/F_K < 0,25^\circ/\text{Ns}^2$ sein.

Zusätzlich ist darauf zu achten, dass die Verstärkungsfaktoren an Bandbreiten- und Phasenschnittfrequenz weniger als doppelt so hoch wie bei der Ausgangsflugdynamik sein sollten.

7.4 Betrachtung des Gesamtsystems Pilot-Flugzeug

Überlegungen zur Gefährlichkeit der Umschaltkonstellationen lassen sich bereits mit Kenntnis des Pilotenverhaltens vor der Umschaltung anstellen. Infolge einer Umschaltung ist der Pilot nicht in der Lage sein Verhalten augenblicklich zu ändern. Stattdessen behält er sein Verhaltensmuster zunächst für eine gewisse Zeit bei (engl.: *post-transition retention*), bevor er sein Verhalten an die neue Flugdynamik anpasst.

Da alle Versuche mit einer Verfolgungsanzeige erfolgten, hätten die Piloten bei ausreichendem Training mit der *Normal-Law*-Dynamik und entsprechender Kenntnis des Flugzeugverhaltens ein Verfolgungsverhalten etablieren können. Dies hängt allerdings auch vom Eingangssignal ab. Das Kommandosignal wurde aber bewusst so gewählt, dass es für die Piloten nicht vorhersehbar ist. Deshalb kann nicht davon ausgegangen werden, dass die Piloten tatsächlich ein Verfolgungsverhalten etablierten.

Für die folgenden Betrachtungen wird vereinfachend davon ausgegangen, dass die Piloten vor der Umschaltung immer mit einem Kompensationsverhalten flogen. Bei dieser Vereinfachung lässt sich der Frequenzgang des Piloten, unter Kenntnis der jeweiligen Flugdynamik, direkt aus dem Frequenzgang des offenen Regelkreises bestimmen.

Basierend auf den Daten der Pilotenversuche wurde ein mittlerer Pilotenfrequenzgang $F_{P,M}(j\omega)$ für jede *Normal-Law*-Flugdynamik bestimmt. Hierzu wurden die Versuche mit den *Normal-Law*-Dynamiken in einzelne Zeitfenster von 24 Sekunden Länge zerlegt. Der Überlappungsgrad der Zeitfenster betrug 0,5. Für jedes einzelne Zeitfenster wurde ein Pilotenfrequenzgang bestimmt. Der mittlere Frequenzgang für eine bestimmte Flugdynamik wurde über den Median aller experimentell bestimmten Messwerte an einem Frequenzpunkt bestimmt. Damit liegen die Messwerte bei 50% der Fälle oberhalb dieses Wertes und in 50% der Fälle unterhalb. Die so bestimmten Frequenzgänge sind in Abb. 7.12 bis 7.15 dargestellt.

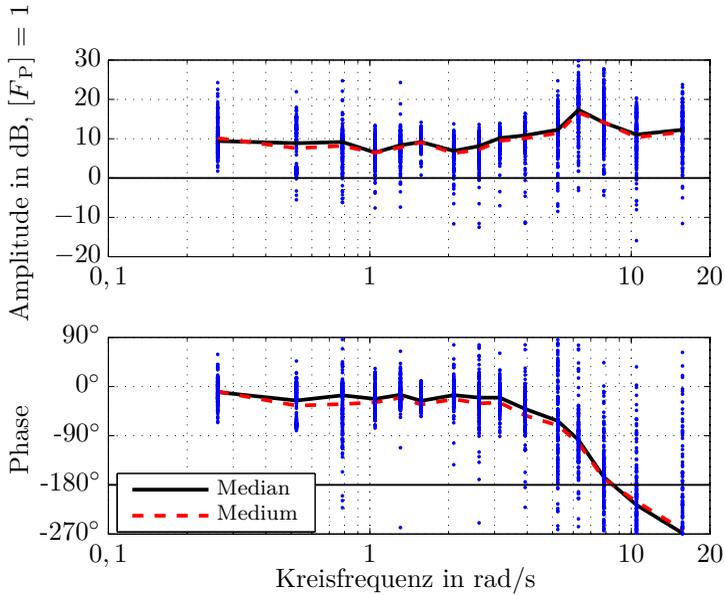


Abbildung 7.12: Mittlerer Pilotenfrequenzgang für Dynamik N2

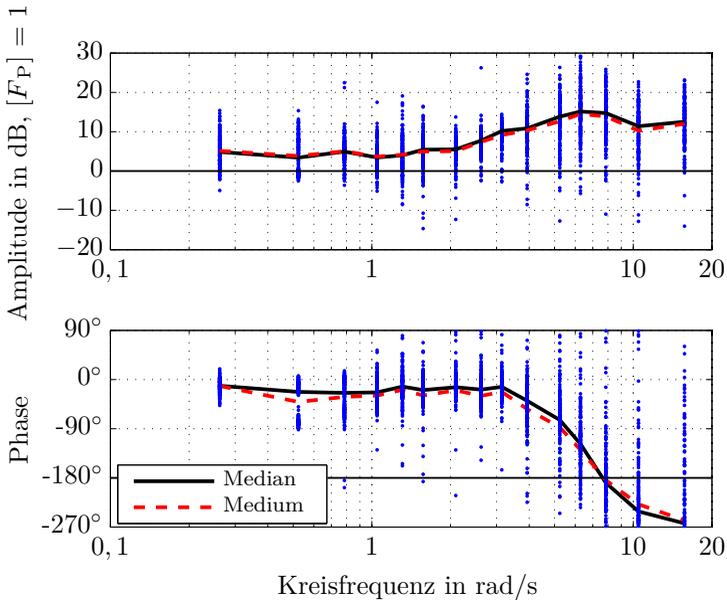


Abbildung 7.13: Mittlerer Pilotenfrequenzgang für Dynamik N4

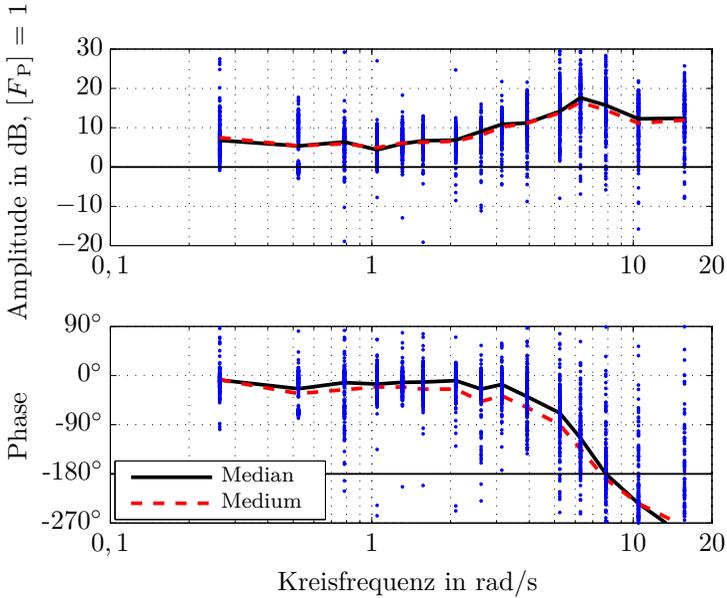


Abbildung 7.14: Mittlerer Pilotenfrequenzgang für Dynamik N6

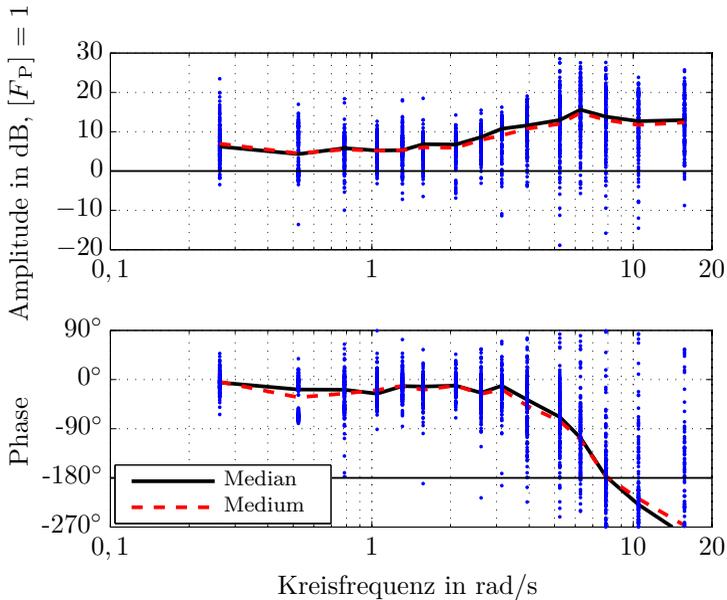


Abbildung 7.15: Mittlerer Pilotenfrequenzgang für Dynamik N7

Mit den mittleren Pilotenfrequenzgängen wurde für jede Umschaltkonstellation der erwartete Frequenzgang des offenen Regelkreises unmittelbar nach der Umschaltung bestimmt. Aus den Frequenzgängen für den offenen Regelkreis wurden die Robustheitskennwerte Amplituden- und Phasenrand berechnet und in Abb. 7.16 dargestellt. Bei nahezu allen als gefährlich eingestuften Konstellationen weist der Regelkreis Pilot-Flugzeug ein instabiles Verhalten auf. Nur die Konstellation U4-6 liegt im schwach stabilen Bereich. Dabei handelt es sich aber um eine Umschaltung auf eine PIO-anfällige Flugdynamik. Die Konstellation U4-8 liegt deutlich im instabilen Bereich. Daher wird bei dieser Konstellation von einer vorhandenen PIO-Tendenz ausgegangen, auch wenn die Piloten dies nicht eindeutig bestätigten.

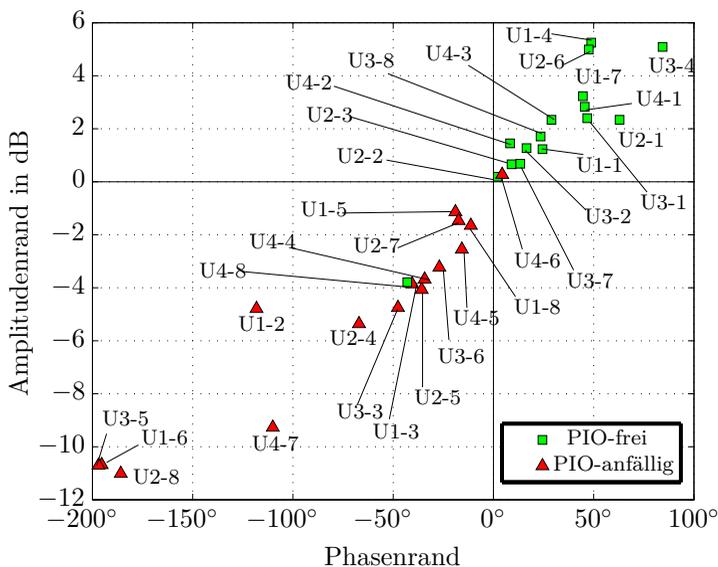


Abbildung 7.16: Stabilitätsreserven des offenen Regelkreises Pilot-Flugzeug nach Umschaltung

Wird die Phasenschnittfrequenz über der Durchtrittsfrequenz aufgetragen (s. Abb. 7.17), so befindet sich der instabile Bereich rechts von der diagonalen Linie. Entlang dieser Linie entspricht die Phasenschnittfrequenz genau der Durchtrittsfrequenz. Auch hier ist zu erkennen, dass die Konstellation U4-6 schwach im stabilen Bereich liegt. Im Vergleich zu den als PIO-frei bewerteten Konstellationen, besitzt diese Konstellation aber die geringste Phasenschnittfrequenz des offenen Regelkreises.

Zusammenfassend lässt sich sagen, dass mit der PIO-Anfälligkeit einer Umschaltkonstellation zu rechnen ist, wenn die Umschaltung bei unverän-

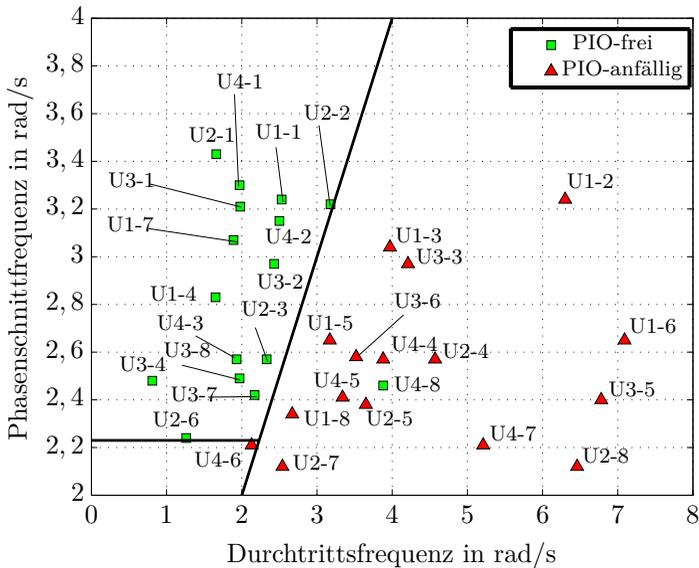


Abbildung 7.17: Kennkreisfrequenzen

derter Pilotendynamik zu einer Instabilität des Regelkreises Pilot-Flugzeug führt. Dies trifft auch dann zu, wenn die Flugdynamiken selbst als PIO-resistent eingestuft werden. Bei allen PIO-anfälligen Konstellationen, deren *Direct-Law*-Dynamiken als PIO-resistent eingestuft wurden, ließ sich eine Instabilität des Gesamtsystems Pilot-Flugzeug erkennen. Hier resultierte die auftretende PIO-Tendenz der Umschaltkonstellation allein aus der (vorübergehenden) Destabilisierung des Regelkreises Pilot-Flugzeug. Das angepaßte Pilotenverhalten für die *Normal-Law*-Dynamik erwies sich als ungeeignet für die neue Flugdynamik nach der Umschaltung und rief deswegen PIO-Tendenzen hervor. Die Umschaltung war in solchen Fällen die Ursache für die auftretende PIO-Tendenz. Damit ist **Ziel 2** vollständig erreicht worden, denn es ließ sich demonstrieren, dass PIO-Tendenzen sowohl durch Umschaltungen ausgelöst werden (wie z. B. bei U4-6/D7-3 geschehen), als auch durch sie verursacht werden können.

7.5 Vorschlag für eine Verifikationsmethode

Basierend auf den beschriebenen Versuchsergebnissen, wird nachfolgend eine Verifikationsmethode zur Prüfung der PIO-Tendenz bei Umschaltkonstellationen vorgeschlagen (**Ziel 1**). Hierzu ist den Flugeigenschaftsforderungen neben der Anforderung nach PIO-Freiheit eine weitere Anforderung hinzu-zufügen:

Anforderung: Umschaltungen zwischen Flugregelgesetzen sollen so ausgelegt sein, dass die Stabilität des Gesamtsystems Pilot-Flugzeug während der Transitionsphase sichergestellt ist.

Eine erste Information über die Stabilität des Gesamtsystems Pilot-Flugzeug liefern die Kenngrößen, die in den Abbildungen 7.9 bis 7.11 aufgetragen sind. Da die eingezeichneten Grenzen nur auf den Simulatorversuchen der vorliegenden Arbeit basieren, sollten sie in Flugversuchen verifiziert werden. Die eigentliche Verifikation der Anforderung soll in Pilotenversuchen erfolgen. Mehrere Piloten sollen, im Rahmen von standardmäßig vorgesehenen PIO-Stresstests, eine stationäre *Tracking-Task* mit der Flugdynamik vor der erwarteten Umschaltung und polyharmonischem Eingangssignal fliegen. Primär sind diese Versuche vorgesehen, um Flugdynamiken auf PIO-Tendenzen der Kategorie I zu überprüfen (diese sollten Standardtests im Flugtestprogramm sein). Eingangssignal, Nachlauffehler und der Stickausschlag sind aufzuzeichnen und zeitsynchronisiert auszuwerten. Durch Übergang in den Frequenzbereich soll dann ein mittleres Pilotenübertragungsverhalten (Median über alle Versuche) über alle durchgeführten Versuche bestimmt werden, womit Amplituden- und Phasenrand des offenen Regelkreises unmittelbar nach der Umschaltung zu prüfen sind, d.h. mit unveränderter Pilotendynamik und Flugdynamik nach Umschaltung. Bei Umschaltungen ohne PIO-Tendenz liegt der Messpunkt im stabilen Bereich *und* die Flugdynamik selbst weist keine PIO-Tendenzen auf. Bei Umschaltungen mit PIO-Tendenzen ist eine der beiden Bedingungen verletzt. Die Menge der Messpunkte zur Bestimmung des Pilotenverhaltens kann über die Anzahl der Piloten, der Versuche und die Dauer der *Tracking-Tasks* gesteuert werden.

Mit diesem Ansatz lässt sich die Anzahl der erforderlichen Umschaltversuche im Flugtestprogramm auf besonders kritisch anzusehende Fälle beschränken. Dies reduziert das technische Risiko im Flugtestprogramm, aber auch das zeitliche im Hinblick auf die Dauer von Flugtestkampagnen. Diese Art der Verifikation baut auf bereits vorgesehene Versuche auf. Somit sind zur Verifikation der zusätzlichen Anforderung keine zusätzlichen Versuche erforderlich.

Kapitel 8

Zusammenfassung und Ausblick

Im Rahmen dieser Arbeit wurden plötzliche Umschaltungen in der Flugdynamik während des manuellen Landeanflugs auf PIO-Gefahr untersucht. Hierzu wurde eine spezielle Datenbank – basierend auf den Daten der VFW614-ATD (Flugzeugklasse II) – mit 35 verschiedenen Flugdynamiken für die Längsbewegung erzeugt. Diese Dynamiken wurden sowohl mit Kriterien als auch von Piloten in Simulatorversuchen bezüglich ihrer Flugeigenschaften im Allgemeinen und ihrer PIO-Tendenz im Speziellen beurteilt. Unter den Dynamiken befanden sich PIO-anfällige und PIO-resistente Dynamiken.

Aus der Datenbank wurden 32 Umschaltkonstellationen ausgewählt. Dabei entsprachen die Konstellationen realistischen Umschaltungen von vier *Normal-Law*-Dynamiken auf 31 verschiedene *Direct-Law*-Dynamiken. Die Paarungen erfolgten derart, dass die Dynamiken vor und nach der Umschaltung in einem erklärbaren Zusammenhang standen. Beurteilt wurden die Umschaltkonstellationen bezüglich Gefährlichkeit und PIO-Tendenzen ausschließlich in Simulatorversuchen, ohne dass die Piloten die *Direct-Law*-Dynamiken zuvor geflogen hatten. Dank der im Rahmen dieser Arbeit erarbeiteten Versuchsmethodik ließen sich mehrere Konstellationen mit PIO-Tendenzen identifizieren. Als Eingangssignal wurde ein polyharmonisches Signal verwendet (Bestätigung von **Hypothese 1**).

Zur Beurteilung der Gefährlichkeit von Umschaltungen wurde die *Transient Failure Rating Scale* verwendet, die für diese Arbeit modifiziert wurde. Sie wurde von den Piloten gut angenommen. Die Bewertungen ließen primär einen Zusammenhang mit dem Maximum des Fehlersignals während der Übergangsphase erkennen. Allerdings scheint dies nicht der einzige Einflussparameter auf die Bewertung zu sein. Die Einflüsse von der Fehleränderungsgeschwindigkeit und der Adaptionszeit wurden untersucht. Sie zeigten

jedoch keinen eindeutigen Zusammenhang mit der Gefährdungsbeurteilung. Dies wurde zum Teil auf den Versuchsaufbau mit einem unsymmetrischen Sidestick zurückgeführt. Eine modellbasierte Untersuchung der Umschaltungen unter Nutzung von Pilotenmodellen könnte mehr Aufschluss bringen.

Die Versuchsergebnisse zeigten, dass bei Umschaltungen auf PIO-anfällige Flugdynamiken deren vorhandene PIO-Tendenzen stärker hervortraten (Bestätigung von **Hypothese 2**). Dies äußerte sich sowohl in den Amplituden der Nickgeschwindigkeit, als auch in der Anzahl der Piloten, die eine PIO-Anfälligkeit bemerkten.

Darüber hinaus enthüllten die Versuche sieben Umschaltkonstellationen mit PIO-Tendenzen, bei denen den jeweiligen *Direct-Law*-Dynamiken selbst keine PIO-Tendenzen bescheinigt wurden, weder durch Versuche noch durch Kriterien (Bestätigung von **Hypothese 3**). Bei diesen Konstellationen handelte es sich um Übergänge von a) *Level-1*-Dynamiken auf *Level-2*-Dynamiken und b) *Level-2*-Dynamiken auf *Level-2*-Dynamiken. Bei Umschaltungen zwischen *Level-1*-Dynamiken traten keine PIO-Tendenzen auf.

Übergänge auf *Level-2*-Dynamiken sind laut [65] im Fehlerfall erlaubt. Da Flugzeuge frei von PIO-Tendenzen sein sollen, ist die Untersuchung derartiger Übergänge wichtig. Diese Arbeit zeigte, dass allein die Untersuchung der Flugdynamiken vor und nach einer Umschaltung auf PIO-Tendenzen nicht ausreicht. Damit bestätigen die Ergebnisse die These, dass Umschaltungen die Ursache für PIO-Probleme sein können (**Ziel 2** wurde erreicht).

Zur Erklärung der PIO-Tendenzen bei den Umschaltkonstellationen erfolgte eine Gegenüberstellung der Flugeigenschaftskennwerte der Dynamiken vor und nach der Umschaltung. Dabei zeigte sich eine direkte Abhängigkeit der PIO-Tendenz vom Unterschied im Verstärkungsfaktor, ausgedrückt über die Steuerempfindlichkeit (Nickachse) an der Bandbreitenfrequenz und an der Phasenschnittfrequenz (Bestätigung von **Hypothese 4**). In allen problematischen Fällen war der Unterschied zu hoch ($> +7$ dB). Der Verstärkungsfaktor vergrößerte sich um mehr als das Zweifache. Daneben zeigte sich eine schwache Abhängigkeit zwischen PIO-Tendenz und Phasengradient. Bei starker Verschlechterung des Phasengradienten verringerte sich die zulässige Abweichung im Verstärkungsfaktor. Leider ließ sich an Hand der vorhandenen Datenmenge keine zulässigen Grenze für Parameterunterschiede ableiten. Die Menge der Datenpunkte im Bereich mit Änderungen im Phasengradienten ist zu gering. Stattdessen ließ sich aber eine Entwurfsempfehlung für den Unterschied im Anfangsverhalten, ausgedrückt über \dot{q}_{\max}/F_K , formulieren.

Aus den Messdaten der Pilotenversuche ohne Umschaltung wurde ein mittlerer Pilotenfrequenzgang für jede einzelne Flugdynamik mit *Normal-Law*-Verhalten bestimmt. Diese Verläufe wurden genutzt, um das Gesamtsystem Pilot-Flugzeug unmittelbar nach der Umschaltung vorherzusagen. Dabei stellte sich heraus, dass bei nahezu allen problematischen Konstellationen das Gesamtsystem durch die Umschaltung destabilisiert wurde. Nur eine Konstellation zeigte noch eine gewisse Reststabilität. Die zugehörige Flugdynamik wies aber bereits PIO-Tendenzen ohne Umschaltung auf.

Aufbauend auf diesen Betrachtungen wird eine experimentelle Verifikationsmethode vorgeschlagen, mit der sich die PIO-Gefahr von Umschaltungen abschätzen lässt (**Ziel 1** wurde erreicht). Für deren abschließende Validierung wird die Verwendung eines In-Flight Simulators empfohlen, damit Beschleunigungseindrücke korrekt wiedergegeben werden können. Dazu sollte die Flugdynamikdatenbank jedoch so angepasst werden, dass die Datenpunkte der Umschaltkonstellationen im Steuerempfindlichkeit-Phasengradienten-Diagramm (Nickachse) gleichmäßig verteilt sind. Extreme Level-3-Dynamiken (Dynamiken der Gruppe 5 in Abb. 6.1) sind zu vermeiden, da sonst extreme Flugzeugreaktionen in den Flugversuchen auftreten können. Außerdem sollten die Versuche in zwei Versuchskampagnen aufgeteilt werden, eine zur Bewertung der Flugdynamiken und eine zur Bewertung der Umschaltkonstellationen.

Zur Bewertung der PIO-Tendenz wird anstelle der *PIO-Tendency Rating Scale* das *PIO-Classification Scheme* [51] empfohlen. Ähnliche Bewertungsschemata wurden am Fachgebiet bereits bei Linienpiloten für Wirbelschleppenversuche mit Erfolg verwendet. Die Gründe dafür sind, dass dort PIO-Stärke, PIO-Dauer und die erforderliche Pilotenkorrektur explizit bewertet werden. Diese Eigenschaften stellten sich in der Auswertung als wichtige Attribute der PIOs heraus, die ohne Pilotenurteil schwer zu quantifizieren sind. Mit der PIO-Tendenzskala und ihrem Entscheidungsbaum hingegen war es schwierig diese Informationen von Linienpiloten zu erhalten, die meist unerfahren in der Flugeigenschaftsbewertung sind.

Zur Wahl und zur Bewertung der Verstärkungsfaktoren bei Flugdynamiken mit Sidestick-Steuerung existieren in der freien Literatur keine bekannten, validierten Verfahren. In der Regel erfolgt die Feinabstimmung experimentell, wie auch in dieser Arbeit. Da die Anwendbarkeit vieler Flugeigenschaftskriterien aber die Wahl eines geeigneten Verstärkungsfaktors voraussetzt, ist die Verfügbarkeit solcher Verfahren immens wichtig. Im Rahmen dieser Arbeit zeigte das Steuerempfindlichkeitskriterium eine gute Übereinstimmung mit den Pilotenurteilen, die verwendeten Grenzen wurden ursprünglich aber für zentrale Steuerknüppel bestimmt und sind daher für die Steuerung mit Sidesticks separat zu validieren. Zusätzlich wird in [21] darauf hingewiesen, dass die Verstärkungsfaktoren nicht nur vom Bedienelement sondern auch vom Flugregelgesetz abhängen. Bei der Bewertung der Flugdynamiken sollte daher den Steuerbarkeitsmerkmalen, die auch in dieser Arbeit beurteilt wurden, ein besonderes Augenmerk gewidmet werden. Ein Vorschlag für entsprechende Bewertungsskalen zur Beurteilung der Parameter wurde in dieser Arbeit gemacht. An Hand der Versuche sollten die Eigenschaften eindeutig den entsprechenden Flugzeugkenngrößen zugeordnet und zulässige Intervalle bestimmt werden. Wichtig hierbei ist, dass die Steuerkraft, und nicht nur der Steuerausschlag, in die Bewertung einfließen müssen.

Anhang A

Flugdynamiken

A.1 *Normal-Law*-Dynamiken

Zustandsgrößenvektor: $\underline{x} = [\alpha \quad q \quad \gamma]^T$

$[\alpha] = [\gamma] = \text{rad}$

$[q] = \text{rad/s}$

Eingangsgröße: $u = \delta_s \quad [\delta_s] = ^\circ$

Ausgangsgrößenvektor⁵¹: $\underline{y} = [\Theta \quad q^* \quad n_z \quad n_{z,MZ}]^T$

$[\Theta] = ^\circ$

$[q^*] = ^\circ / s$

$[n_z] = [n_{z,MZ}] = 1$

Aktuatordynamik: $P_A(s) = (s^2 + 63s + 2025)$

Dynamik N2 (LOES-Modell)

$$\underline{\underline{A}} = \begin{bmatrix} -1,28 & 1 & 0 \\ -1,687 & -3,186 & 0 \\ 1,28 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad \underline{\underline{B}} = \begin{bmatrix} 0,000937 \\ 0,0824 \\ -0,000937 \end{bmatrix}$$

$$\underline{\underline{C}} = \begin{bmatrix} 57,3 & 0 & 57,3 \\ 0 & 57,3 & 0 \\ 11,37 & 0 & 0 \\ 11,08 & -0,5498 & 0 \end{bmatrix} \quad \underline{\underline{D}} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -0,00832 \\ 0,0059 \end{bmatrix}$$

Kennwerte

$$\tau = 0,119s \quad K_{\eta} = 0,205 \quad K_{\text{Sens}} = 0,365$$

Gesamtübertragungsfunktion

$$F_{\Theta\delta}(s) = \frac{3489,1286(s+1,261)}{s(s^2+4,467s+5,767)P_A(s)} e^{-0,119s}$$

Dynamik N4 (LOES-Modell)

$$\underline{\underline{A}} = \begin{bmatrix} -1,188 & 1 & 0 \\ -2,039 & -1,356 & 0 \\ 1,188 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad \underline{\underline{B}} = \begin{bmatrix} 0,000789 \\ 0,055 \\ -0,000789 \end{bmatrix}$$

$$\underline{\underline{C}} = \begin{bmatrix} 57,3 & 0 & 57,3 \\ 0 & 57,3 & 0 \\ 10,55 & 0 & 0 \\ 10,19 & -0,2428 & 0 \end{bmatrix} \quad \underline{\underline{D}} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -0,007 \\ 0,00283 \end{bmatrix}$$

Kennwerte

$$\tau = 0,075s \quad K_{\eta} = 0,243 \quad K_{\text{Sens}} = 0,433$$

Gesamtübertragungsfunktion

$$F_{\Theta\delta}(s) = \frac{2761,047(s+1,159)}{s(s^2+2,544s+3,65)P_A(s)} e^{-0,075s}$$

Dynamik N6 (LOES-Modell)

$$\underline{\underline{A}} = \begin{bmatrix} -1,225 & 1 & 0,003428 \\ -0,5103 & -2,531 & 0 \\ 1,225 & 0 & -0,003428 \end{bmatrix} \quad \underline{\underline{B}} = \begin{bmatrix} 0,000687 \\ 0,0517 \\ -0,000687 \end{bmatrix}$$

$$\underline{\underline{C}} = \begin{bmatrix} 57,3 & 0 & 57,3 \\ 0 & 57,3 & 0 \\ 9,623 & 0 & -0,02692 \\ 9,535 & -0,4362 & -0,02692 \end{bmatrix} \quad \underline{\underline{D}} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -0,00539 \\ 0,00351 \end{bmatrix}$$

Kennwerte

$$\tau = 0,091s \quad K_{\eta} = 0,28 \quad K_{\text{Sens}} = 0,498^{52}$$

52 Diese Übertragungsfunktion besitzt statt eines freien ‚s‘ im Nenner einen sehr schwach stabilen, reellen Pol. Dadurch wird die Nickgeschwindigkeit allmählich abgebaut und die stationäre Verstärkung wäre Null. Da die Bewegung sehr langsam abläuft, wurde sie bei der Berechnung der Verstärkungen allerdings nicht berücksichtigt. Dadurch ergibt sich eine Vergleichbarkeit mit den Werten der anderen Dynamiken.

Gesamtübertragungsfunktion

$$F_{\Theta\delta}(s) = \frac{2983,4212(s+1,222)}{(s+0,0004834)(s^2+3,759s+3,618)P_{\Lambda}(s)} e^{-0,091s}$$

Dynamik N7 (LOES-Modell)

$$\underline{\underline{A}} = \begin{bmatrix} -1,132 & 1 & 0,003428 \\ -1,003 & -1,762 & 0 \\ 1,132 & 0 & -0,003428 \end{bmatrix} \quad \underline{\underline{B}} = \begin{bmatrix} 0,00076 \\ 0,0468 \\ -0,00076 \end{bmatrix}$$

$$\underline{\underline{C}} = \begin{bmatrix} 57,3 & 0 & 57,3 \\ 0 & 57,3 & 0 \\ 8,888 & 0 & -0,02692 \\ 8,712 & -0,3089 & -0,02692 \end{bmatrix} \quad \underline{\underline{D}} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -0,00597 \\ 0,00223 \end{bmatrix}$$

Kennwerte

$$\tau = 0,116s \quad K_{\eta} = 0,275 \quad K_{\text{Sens}} = 0,49$$

Gesamtübertragungsfunktion

$$F_{\Theta\delta}(s) = \frac{2661,5293(s+1,119)}{(s+0,001146)(s^2+2,896s+3,0)P_{\Lambda}(s)} e^{-0,116s}$$

A.2 *Direct-Law*-Dynamiken

Zustandsgrößenvektor: $\underline{x} = [V \quad \alpha \quad q \quad \gamma]^T$

$$[V] = \text{m/s}$$

$$[\alpha] = [\gamma] = \text{rad}$$

$$[q] = \text{rad/s}$$

Eingangsgröße: $u = \delta_s \quad [\delta_s] = ^\circ$

Ausgangsgrößenvektor⁵³: $\underline{y} = [\Theta \quad q^* \quad n_Z \quad n_{Z,MZ}]^T$

$$[\Theta] = ^\circ$$

$$[q^*] = ^\circ / \text{s}$$

$$[n_Z] = [n_{Z,MZ}] = 1$$

Aktuatordynamik: $P_A(s) = (s^2 + 63s + 2025)$

Dynamik D2 (LOES-Modell)

$$\underline{\underline{A}} = \begin{bmatrix} -0,02638 & -9,807 & 0 & -9,807 \\ -0,002841 & -1,085 & 1 & 0 \\ 0,0008805 & -3,569 & -1,606 & 0 \\ 0,002841 & 1,085 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$\underline{\underline{B}} = [0 \quad 0,000976 \quad 0,0695 \quad -0,000976]^T$$

$$\underline{\underline{C}} = \begin{bmatrix} 0 & 57,3 & 0 & 57,3 \\ 0 & 0 & 57,3 & 0 \\ 0,02524 & 9,642 & 0 & 0 \\ 0,02539 & 9,026 & -0,2772 & 0 \end{bmatrix}$$

$$\underline{\underline{D}} = [0 \quad 0 \quad -0,00867 \quad 0,00333]^T$$

Kennwerte

$$\tau = 0,07\text{s} \quad K_\eta = 0,363 \quad K_{\text{Sens}} = 0,647$$

Gesamtübertragungsfunktion

$$F_{\Theta\delta}(s) = \frac{5216,8608 (s + 1,035) (s + 0,02638)}{(s^2 + 0,01759s + 0,02047) (s^2 + 2,7s + 5,316) P_A(s)} e^{-0,07s}$$

Dynamik D2K (LOES-Modell)

$$\underline{\underline{A}} = \begin{bmatrix} -0,02638 & -9,807 & 0 & -9,807 \\ -0,002841 & -1,085 & 1 & 0 \\ 0,0008805 & -3,569 & -1,606 & 0 \\ 0,002841 & 1,085 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad \underline{\underline{C}} = \begin{bmatrix} 0 & 57,3 & 0 & 57,3 \\ 0 & 0 & 57,3 & 0 \\ 0,02524 & 9,642 & 0 & 0 \\ 0,02539 & 9,026 & -0,2772 & 0 \end{bmatrix}$$

$$\underline{\underline{B}} = [0 \ 0,000976 \ 0,0695 \ -0,000976]^T \quad \underline{\underline{D}} = [0 \ 0 \ -0,00867 \ 0,00333]^T$$

Kennwerte $\tau = 0,07s$ $K_\eta = 0,363$ $K_{\text{Sens}} = 1,293$

Übertragungsfunktion $F_{\text{Es}}(s) = \frac{10433,7215(s+1,035)}{(s^2+0,01759s+0,02047)} \frac{e^{-0,07s}}{(s^2+2,7s+5,316)P_A(s)}$

Dynamik D2-1K (LOES-Modell)

$$\underline{\underline{A}} = \begin{bmatrix} -0,02638 & -9,807 & 0 & -9,807 \\ -0,002841 & -1,085 & 1 & 0 \\ 0,0008805 & -3,569 & -1,124 & 0 \\ 0,002841 & 1,085 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad \underline{\underline{C}} = \begin{bmatrix} 0 & 57,3 & 0 & 57,3 \\ 0 & 0 & 57,3 & 0 \\ 0,02524 & 9,642 & 0 & 0 \\ 0,02539 & 9,026 & -0,2772 & 0 \end{bmatrix}$$

$$\underline{\underline{B}} = [0 \ 0,000976 \ 0,0695 \ -0,000976]^T \quad \underline{\underline{D}} = [0 \ 0 \ -0,00867 \ 0,00333]^T$$

Kennwerte $\tau = 0,07s$ $K_\eta = 0,363$ $K_{\text{Sens}} = 0,97$

Übertragungsfunktion $F_{\text{Es}}(s) = \frac{7825,2912(s+1,035)}{(s^2+0,01767s+0,02274)} \frac{e^{-0,07s}}{(s^2+2,218s+4,786)P_A(s)}$

Dynamik D2-2J (LOES-Modell)

$$\underline{\underline{A}} = \begin{bmatrix} -0,02638 & -9,807 & 0 & -9,807 \\ -0,002841 & -1,085 & 1 & 0 \\ 0,0008805 & -3,569 & -1,124 & 0 \\ 0,002841 & 1,085 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad \underline{\underline{C}} = \begin{bmatrix} 0 & 57,3 & 0 & 57,3 \\ 0 & 0 & 57,3 & 0 \\ 0,02524 & 9,642 & 0 & 0 \\ 0,02539 & 9,026 & -0,2772 & 0 \end{bmatrix}$$

$$\underline{\underline{B}} = \begin{bmatrix} 0 & 0,000976 & 0,0695 & -0,000976 \end{bmatrix}^T \quad \underline{\underline{D}} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -0,00867 & 0,00333 \end{bmatrix}^T$$

Kennwerte $\tau = 0,11s$ $K_\eta = 0,363$ $K_{\text{Sens}} = 0,323$

Übertragungsfunktion $F_{\text{e}s}(s) = \frac{2608,4304(s+1,035)(s+0,02638)}{(s^2+0,01767s+0,02274)(s^2+2,218s+4,786)} P_A(s) e^{-0,11s}$

Dynamik D2-3 (LOES-Modell)

$$\underline{\underline{A}} = \begin{bmatrix} -0,02638 & -9,807 & 0 & -9,807 \\ -0,002841 & -1,085 & 1 & 0 \\ 0,0008805 & -3,569 & -1,124 & 0 \\ 0,002841 & 1,085 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad \underline{\underline{C}} = \begin{bmatrix} 0 & 57,3 & 0 & 57,3 \\ 0 & 0 & 57,3 & 0 \\ 0,02524 & 9,642 & 0 & 0 \\ 0,02539 & 9,026 & -0,2772 & 0 \end{bmatrix}$$

$$\underline{\underline{B}} = \begin{bmatrix} 0 & 0,000976 & 0,0695 & -0,000976 \end{bmatrix}^T \quad \underline{\underline{D}} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -0,00867 & 0,00333 \end{bmatrix}^T$$

Kennwerte $\tau = 0,15s$ $K_\eta = 0,363$ $K_{\text{Sens}} = 0,647$

Übertragungsfunktion $F_{\text{e}s}(s) = \frac{5216,8608(s+1,035)(s+0,02638)}{(s^2+0,01767s+0,02274)(s^2+2,218s+4,786)} P_A(s) e^{-0,15s}$

Dynamik D2-3K (LOES-Modell)

$$\underline{\underline{A}} = \begin{bmatrix} -0,02638 & -9,807 & 0 & -9,807 \\ -0,002841 & -1,085 & 1 & 0 \\ 0,0008805 & -3,569 & -1,124 & 0 \\ 0,002841 & 1,085 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad \underline{\underline{C}} = \begin{bmatrix} 0 & 57,3 & 0 & 57,3 \\ 0 & 0 & 57,3 & 0 \\ 0,02524 & 9,642 & 0 & 0 \\ 0,02539 & 9,026 & -0,2772 & 0 \end{bmatrix}$$

$$\underline{\underline{B}} = [0 \ 0,000976 \ 0,0695 \ -0,000976]^T \quad \underline{\underline{D}} = [0 \ 0 \ -0,00867 \ 0,00333]^T$$

Kennwerte $\tau = 0,15s$ $K_\eta = 0,363$ $K_{\text{Sens}} = 1,94$

$$\text{Übertragungsfunktion} \quad F_{\text{e}\delta}(s) = \frac{15650,5823(s+1,035)(s+0,02638)}{(s^2+0,01767s+0,02274)(s^2+2,218s+4,786)P_A(s)} e^{-0,15s}$$

Dynamik D2-4J (LOES-Modell)

$$\underline{\underline{A}} = \begin{bmatrix} -0,02638 & -9,807 & 0 & -9,807 \\ -0,002841 & -1,085 & 1 & 0 \\ 0,0008805 & -3,569 & -1,606 & 0 \\ 0,002841 & 1,085 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad \underline{\underline{C}} = \begin{bmatrix} 0 & 57,3 & 0 & 57,3 \\ 0 & 0 & 57,3 & 0 \\ 0,02524 & 9,642 & 0 & 0 \\ 0,02539 & 9,026 & -0,2772 & 0 \end{bmatrix}$$

$$\underline{\underline{B}} = [0 \ 0,000976 \ 0,0965 \ -0,000976]^T \quad \underline{\underline{D}} = [0 \ 0 \ -0,00867 \ 0,00333]^T$$

Kennwerte $\tau = 0,11s$ $K_\eta = 0,363$ $K_{\text{Sens}} = 0,485$

$$\text{Übertragungsfunktion} \quad F_{\text{e}\delta}(s) = \frac{3912,6456(s+1,035)(s+0,02638)}{(s^2+0,01759s+0,02047)(s^2+2,7s+5,316)P_A(s)} e^{-0,11s}$$

Dynamik D4-1 (LOES-Modell)

$$\underline{\underline{A}} = \begin{bmatrix} -0,02677 & -9,807 & 0 & -9,807 \\ -0,002619 & -1,038 & 1 & 0 \\ 0 & -1,743 & -0,71 & 0 \\ 0,002619 & 1,038 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad \underline{\underline{C}} = \begin{bmatrix} 0 & 57,3 & 0 & 57,3 \\ 0 & 0 & 57,3 & 0 \\ 0,02327 & 9,219 & 0 & 0 \\ 0,02327 & 8,907 & -0,1818 & 0 \end{bmatrix}$$

$$\underline{\underline{B}} = [0 \ 0,000436 \ 0,0288 \ -0,000436]^T \quad \underline{\underline{D}} = [0 \ 0 \ -0,00387 \ 0,0013]^T$$

$$\text{Kennwerte} \quad \tau = 0,07s \quad K_\eta = 0,8 \quad K_{\text{Sens}} = 1,425$$

$$\text{Übertragungsfunktion} \quad F_{\Theta\delta}(s) = \frac{4770,4084(s+1,011)(s+0,02677)}{(s^2+0,01395s+0,01802)(s^2+1,761s+2,484)P_A(s)} e^{-0,07s}$$

Dynamik D1 (LOES-Modell)

$$\underline{\underline{A}} = \begin{bmatrix} -0,02677 & -9,807 & 0 & -9,807 \\ -0,002789 & -1,032 & 1 & 0 \\ 0,001586 & -3,79 & -1,765 & 0 \\ 0,002789 & 1,032 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad \underline{\underline{C}} = \begin{bmatrix} 0 & 57,3 & 0 & 57,3 \\ 0 & 0 & 57,3 & 0 \\ 0,02478 & 9,168 & 0 & 0 \\ 0,02505 & 8,524 & -0,2998 & 0 \end{bmatrix}$$

$$\underline{\underline{B}} = [0 \ 0,00129 \ 0,0806 \ -0,00129]^T \quad \underline{\underline{D}} = [0 \ 0 \ -0,00114 \ 0,00227]^T$$

$$\text{Kennwerte} \quad \tau = 0,069s \quad K_\eta = 0,305 \quad K_{\text{Sens}} = 0,543$$

$$\text{Übertragungsfunktion} \quad F_{\Theta\delta}(s) = \frac{5078,1143(s+0,9716)(s+0,02667)}{(s^2+0,01878s+0,02133)(s^2+2,805s+5,612)P_A(s)} e^{-0,069s}$$

Dynamik D2-1 (LOES-Modell)

$$\underline{\underline{A}} = \begin{bmatrix} -0,02638 & -9,807 & 0 & -9,807 \\ -0,002841 & -1,085 & 1 & 0 \\ 0,0008805 & -3,569 & -1,124 & 0 \\ 0,002841 & 1,085 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad \underline{\underline{C}} = \begin{bmatrix} 0 & 57,3 & 0 & 57,3 \\ 0 & 0 & 57,3 & 0 \\ 0,02524 & 9,642 & 0 & 0 \\ 0,02539 & 9,026 & -0,2772 & 0 \end{bmatrix}$$

$$\underline{\underline{B}} = [0 \ 0,000976 \ 0,0695 \ -0,000976]^T \quad \underline{\underline{D}} = [0 \ 0 \ -0,00867 \ 0,00333]^T$$

Kennwerte $\tau = 0,07s$ $K_\eta = 0,363$ $K_{\text{Sens}} = 0,647$

$$\text{Übertragungsfunktion} \quad F_{\text{e}i}(s) = \frac{5216,8608(s+1,035)(s+0,02638)}{(s^2+0,01767s+0,02274)(s^2+2,218s+4,786)} P_A(s) e^{-0,07s}$$

Dynamik D4 (LOES-Modell)

$$\underline{\underline{A}} = \begin{bmatrix} -0,02677 & -9,807 & 0 & -9,807 \\ -0,002619 & -1,038 & 1 & 0 \\ 0 & -1,743 & -1,014 & 0 \\ 0,002619 & 1,038 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad \underline{\underline{C}} = \begin{bmatrix} 0 & 57,3 & 0 & 57,3 \\ 0 & 0 & 57,3 & 0 \\ 0,02327 & 9,219 & 0 & 0 \\ 0,02327 & 8,907 & -0,1818 & 0 \end{bmatrix}$$

$$\underline{\underline{B}} = [0 \ 0,000436 \ 0,0288 \ -0,000436]^T \quad \underline{\underline{D}} = [0 \ 0 \ -0,00387 \ 0,0013]^T$$

Kennwerte $\tau = 0,07s$ $K_\eta = 0,8$ $K_{\text{Sens}} = 1,425$

$$\text{Übertragungsfunktion} \quad F_{\text{e}i}(s) = \frac{4770,4084(s+1,011)(s+0,02677)}{(s^2+0,01494s+0,01597)(s^2+2,064s+2,803)} P_A(s) e^{-0,07s}$$

Dynamik D4K (LOES-Modell)

$$\underline{\underline{A}} = \begin{bmatrix} -0,02677 & -9,807 & 0 & -9,807 \\ -0,002619 & -1,038 & 1 & 0 \\ 0 & -1,743 & -1,014 & 0 \\ 0,002619 & 1,038 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad \underline{\underline{C}} = \begin{bmatrix} 0 & 57,3 & 0 & 57,3 \\ 0 & 0 & 57,3 & 0 \\ 0,02327 & 9,219 & 0 & 0 \\ 0,02327 & 8,907 & -0,1818 & 0 \end{bmatrix}$$

$$\underline{\underline{B}} = [0 \ 0,000436 \ 0,0288 \ -0,000436]^T \quad \underline{\underline{D}} = [0 \ 0 \ -0,00387 \ 0,0013]^T$$

Kennwerte $\tau = 0,07s$ $K_\eta = 0,8$ $K_{\text{Sens}} = 2,85$

Übertragungsfunktion $F_{\text{e}\delta}(s) = \frac{9540,8168(s+1,011)(s+0,02677)}{(s^2+0,01494s+0,01597)(s^2+2,064s+2,803)} P_A(s) e^{-0,07s}$

Dynamik D4-1K (LOES-Modell)

$$\underline{\underline{A}} = \begin{bmatrix} -0,02677 & -9,807 & 0 & -9,807 \\ -0,002619 & -1,038 & 1 & 0 \\ 0 & -1,743 & -0,71 & 0 \\ 0,002619 & 1,038 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad \underline{\underline{C}} = \begin{bmatrix} 0 & 57,3 & 0 & 57,3 \\ 0 & 0 & 57,3 & 0 \\ 0,02327 & 9,219 & 0 & 0 \\ 0,02327 & 8,907 & -0,1818 & 0 \end{bmatrix}$$

$$\underline{\underline{B}} = [0 \ 0,000436 \ 0,0288 \ -0,000436]^T \quad \underline{\underline{D}} = [0 \ 0 \ -0,00387 \ 0,0013]^T$$

Kennwerte $\tau = 0,07s$ $K_\eta = 0,8$ $K_{\text{Sens}} = 2,138$

Übertragungsfunktion $F_{\text{e}\delta}(s) = \frac{7155,6126(s+1,011)(s+0,02677)}{(s^2+0,01395s+0,01802)(s^2+1,761s+2,484)} P_A(s) e^{-0,07s}$

Dynamik D4-2J (LOES-Modell)

$$\underline{\underline{A}} = \begin{bmatrix} -0,02677 & -9,807 & 0 & -9,807 \\ -0,002619 & -1,038 & 1 & 0 \\ 0 & -1,743 & -0,71 & 0 \\ 0,002619 & 1,038 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad \underline{\underline{C}} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 57,3 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 57,3 \\ 0,02327 & 9,219 & 0 & 0 \\ 0,02327 & 8,907 & -0,1818 & 0 \end{bmatrix}$$

$$\underline{\underline{B}} = [0 \ 0,000436 \ 0,0288 \ -0,000436]^T \quad \underline{\underline{D}} = [0 \ 0 \ -0,00387 \ -0,0013]^T$$

Kennwerte $\tau = 0,11s$ $K_\eta = 0,8$ $K_{\text{Sens}} = 0,713$

Übertragungsfunktion $F_{\text{e}i}(s) = \frac{2385,2042(s+1,011)(s+0,02677)}{(s^2+0,01395s+0,01802)(s^2+1,761s+2,484)P_A(s)} e^{-0,11s}$

Dynamik D4-3 (LOES-Modell)

$$\underline{\underline{A}} = \begin{bmatrix} -0,02677 & -9,807 & 0 & -9,807 \\ -0,002619 & -1,038 & 1 & 0 \\ 0 & -1,743 & -0,71 & 0 \\ 0,002619 & 1,038 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad \underline{\underline{C}} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 57,3 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 57,3 \\ 0,02327 & 9,219 & 0 & 0 \\ 0,02327 & 8,907 & -0,1818 & 0 \end{bmatrix}$$

$$\underline{\underline{B}} = [0 \ 0,000436 \ 0,0288 \ -0,000436]^T \quad \underline{\underline{D}} = [0 \ 0 \ -0,00387 \ 0,0013]^T$$

Kennwerte $\tau = 0,15s$ $K_\eta = 0,8$ $K_{\text{Sens}} = 1,425$

Übertragungsfunktion $F_{\text{e}i}(s) = \frac{4770,4084(s+1,011)(s+0,02677)}{(s^2+0,01395s+0,01802)(s^2+1,761s+2,484)P_A(s)} e^{-0,15s}$

Dynamik D4-3K (LOES-Modell)

$$\underline{\underline{A}} = \begin{bmatrix} -0,02677 & -9,807 & 0 & -9,807 \\ -0,002619 & -1,038 & 1 & 0 \\ 0 & -1,743 & -0,71 & 0 \\ 0,002619 & 1,038 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad \underline{\underline{C}} = \begin{bmatrix} 0 & 57,3 & 0 & 57,3 \\ 0 & 0 & 57,3 & 0 \\ 0,02327 & 9,219 & 0 & 0 \\ 0,02327 & 8,907 & -0,1818 & 0 \end{bmatrix}$$

$$\underline{\underline{B}} = \begin{bmatrix} 0 & 0,000436 & 0,0288 & -0,000436 \end{bmatrix}^T \quad \underline{\underline{D}} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -0,00387 & 0,0013 \end{bmatrix}^T$$

Kennwerte $\tau = 0,15s$ $K_\eta = 0,8$ $K_{\text{Sens}} = 4,276$

$$\text{Übertragungsfunktion} \quad F_{\text{e}\delta}(s) = \frac{14311,2252(s+1,011)(s+0,02677)}{(s^2+0,01395s+0,01802)(s^2+1,761s+2,484)P_A(s)} e^{-0,15s}$$

Dynamik D5 (LOES-Modell)

$$\underline{\underline{A}} = \begin{bmatrix} -0,07472 & -9,793 & 0 & -9,793 \\ -0,00422 & -0,9951 & 1 & 0,003428 \\ 0 & -2,762 & -1,545 & 0 \\ 0,00422 & 0,9951 & 0 & -0,003428 \end{bmatrix} \quad \underline{\underline{C}} = \begin{bmatrix} 0 & 57,3 & 0 & 57,3 \\ 0 & 0 & 57,3 & 0 \\ 0,03314 & 7,816 & 0 & -0,02692 \\ 0,03314 & 7,347 & -0,2623 & -0,02692 \end{bmatrix}$$

$$\underline{\underline{B}} = \begin{bmatrix} 0 & 0,00053 & 0,0283 & -0,00053 \end{bmatrix}^T \quad \underline{\underline{D}} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -0,00416 & 0,000647 \end{bmatrix}^T$$

Kennwerte $\tau = 0,074s$ $K_\eta = 0,725$ $K_{\text{Sens}} = 1,29$

$$\text{Übertragungsfunktion} \quad F_{\text{e}\delta}(s) = \frac{4238,5198(s+0,9469)(s+0,07472)}{(s^2+0,06099s+0,02663)(s^2+2,557s+4,312)P_A(s)} e^{-0,074s}$$

Dynamik D6 (LOES-Modell)

$$\underline{\underline{A}} = \begin{bmatrix} -0,06221 & -9,793 & 0 & -9,793 \\ -0,003869 & -0,9602 & 1 & 0,003428 \\ 0 & -2,783 & -1,192 & 0 \\ 0,003869 & 0,9602 & 0 & -0,003428 \end{bmatrix} \quad \underline{\underline{C}} = \begin{bmatrix} 0 & 57,3 & 0 & 57,3 \\ 0 & 0 & 57,3 & 0 \\ 0,03039 & 7,542 & 0 & -0,02692 \\ 0,03039 & 7,061 & -0,2057 & -0,02692 \end{bmatrix}$$

$$\underline{\underline{B}} = [0 \quad 0,00063 \quad 0,0327 \quad -0,00063]^T \quad \underline{\underline{D}} = [0 \quad 0 \quad -0,00495 \quad 0,000689]^T$$

$$\text{Kennwerte} \quad \tau = 0,069s \quad K_\eta = 0,609 \quad K_{\text{Sens}} = 1,084$$

$$\text{Übertragungsfunktion} \quad F_{\text{Es}}(s) = \frac{4110,1433(s+0,9099)(s+0,06221)}{(s^2+0,04976s+0,02698)(s^2+2,168s+3,93)} P_A(s) e^{-0,069s}$$

Dynamik D6K (LOES-Modell)

$$\underline{\underline{A}} = \begin{bmatrix} -0,06221 & -9,793 & 0 & -9,793 \\ -0,003869 & -0,9602 & 1 & 0,003428 \\ 0 & -2,783 & -1,192 & 0 \\ 0,003869 & 0,9602 & 0 & -0,003428 \end{bmatrix} \quad \underline{\underline{C}} = \begin{bmatrix} 0 & 57,3 & 0 & 57,3 \\ 0 & 0 & 57,3 & 0 \\ 0,03039 & 7,542 & 0 & -0,02692 \\ 0,03039 & 7,061 & -0,2057 & -0,02692 \end{bmatrix}$$

$$\underline{\underline{B}} = [0 \quad 0,00063 \quad 0,0327 \quad -0,00063]^T \quad \underline{\underline{D}} = [0 \quad 0 \quad -0,00495 \quad -0,000689]^T$$

$$\text{Kennwerte} \quad \tau = 0,069s \quad K_\eta = 0,609 \quad K_{\text{Sens}} = 2,168$$

$$\text{Übertragungsfunktion} \quad F_{\text{Es}}(s) = \frac{8220,2866(s+0,9099)(s+0,06221)}{(s^2+0,04976s+0,02698)(s^2+2,168s+3,93)} P_A(s) e^{-0,069s}$$

Dynamik D6-2J (LOES-Modell)

$$\underline{\underline{A}} = \begin{bmatrix} -0,06221 & -9,793 & 0 & -9,793 \\ -0,003869 & -0,9602 & 1 & 0,003428 \\ 0 & -2,783 & -0,8342 & 0 \\ 0,003869 & 0,9602 & 0 & -0,003428 \end{bmatrix} \quad \underline{\underline{C}} = \begin{bmatrix} 0 & 57,3 & 0 & 57,3 \\ 0 & 0 & 57,3 & 0 \\ 0,03039 & 7,542 & 0 & -0,02692 \\ 0,03039 & 7,061 & -0,2057 & -0,02692 \end{bmatrix}$$

$$\underline{\underline{B}} = \begin{bmatrix} 0 & 0,00063 & -0,0327 & -0,00063 \end{bmatrix}^T \quad \underline{\underline{D}} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -0,00495 & 0,000689 \end{bmatrix}^T$$

Kennwerte $\tau = 0,109s$ $K_\eta = 0,609$ $K_{\text{Sens}} = 0,542$

$$\text{Übertragungsfunktion} \quad F_{\text{Es}}(s) = \frac{2055,0716(s+0,9099)(s+0,06221)}{(s^2+0,05003s+0,02963)(s^2+1,81s+3,578)P_A(s)} e^{-0,109s}$$

Dynamik D6-3K (LOES-Modell)

$$\underline{\underline{A}} = \begin{bmatrix} -0,06221 & -9,793 & 0 & -9,793 \\ -0,003869 & -0,9602 & 1 & 0,003428 \\ 0 & -2,783 & -0,8342 & 0 \\ 0,003869 & 0,9602 & 0 & -0,003428 \end{bmatrix} \quad \underline{\underline{C}} = \begin{bmatrix} 0 & 57,3 & 0 & 57,3 \\ 0 & 0 & 57,3 & 0 \\ 0,03039 & 7,542 & 0 & -0,02692 \\ 0,03039 & 7,061 & -0,2057 & -0,02692 \end{bmatrix}$$

$$\underline{\underline{B}} = \begin{bmatrix} 0 & 0,00063 & 0,0327 & -0,00063 \end{bmatrix}^T \quad \underline{\underline{D}} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -0,00495 & 0,000689 \end{bmatrix}^T$$

Kennwerte $\tau = 0,15s$ $K_\eta = 0,609$ $K_{\text{Sens}} = 3,251$

$$\text{Übertragungsfunktion} \quad F_{\text{Es}}(s) = \frac{12330,4299(s+0,9099)(s+0,06221)}{(s^2+0,05003s+0,02963)(s^2+1,81s+3,578)P_A(s)} e^{-0,15s}$$

Dynamik D6-4 (LOES-Modell)

$$\underline{\underline{A}} = \begin{bmatrix} -0,06221 & -9,793 & 0 & -9,793 \\ -0,003869 & -0,9602 & 1 & 0,003428 \\ 0 & -2,783 & -1,192 & 0 \\ 0,003869 & 0,9602 & 0 & -0,003428 \end{bmatrix} \quad \underline{\underline{C}} = \begin{bmatrix} 0 & 57,3 & 0 & 57,3 \\ 0 & 0 & 57,3 & 0 \\ 0,03039 & 7,542 & 0 & -0,02692 \\ 0,03039 & 7,061 & -0,2057 & -0,02692 \end{bmatrix}$$

$$\underline{\underline{B}} = \begin{bmatrix} 0 & 0,00063 & 0,0327 & 0,00063 \end{bmatrix}^T \quad \underline{\underline{D}} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -0,00495 & 0,000689 \end{bmatrix}^T$$

$$\text{Kennwerte} \quad \tau = 0,109s \quad K_\eta = 0,609 \quad K_{\text{Sens}} = 1,626$$

$$\text{Übertragungsfunktion} \quad F_{\text{Eis}}(s) = \frac{6165,2149(s+0,9099)(s+0,06221)}{(s^2+0,04976s+0,02698)(s^2+2,168s+3,93)} P_A(s) e^{-0,109s}$$

Dynamik D7-1 (LOES-Modell)

$$\underline{\underline{A}} = \begin{bmatrix} -0,08185 & -9,793 & 0 & -9,793 \\ -0,004565 & -1,017 & 1 & 0,003428 \\ 0 & -1,331 & -1,017 & 0 \\ 0,004565 & 1,017 & 0 & -0,003428 \end{bmatrix} \quad \underline{\underline{C}} = \begin{bmatrix} 0 & 57,3 & 0 & 57,3 \\ 0 & 0 & 57,3 & 0 \\ 0,03586 & 7,989 & 0 & -0,02692 \\ 0,03586 & 7,755 & -0,2551 & -0,02692 \end{bmatrix}$$

$$\underline{\underline{B}} = \begin{bmatrix} 0 & 0,000229 & 0,0128 & 0,000698 \end{bmatrix}^T \quad \underline{\underline{D}} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -0,0018 & 0,000448 \end{bmatrix}^T$$

$$\text{Kennwerte} \quad \tau = 0,071s \quad K_\eta = 1,52 \quad K_{\text{Sens}} = 2,707$$

$$\text{Übertragungsfunktion} \quad F_{\text{Eis}}(s) = \frac{4023,8234(s+0,9966)(s+0,08185)}{(s^2+0,06157s+0,02512)(s^2+2,058s+2,384)} P_A(s) e^{-0,071s}$$

Dynamik D8 (LOES-Modell)

$$\underline{\underline{A}} = \begin{bmatrix} -0,06855 & -9,793 & 0 & -9,793 \\ -0,004029 & -1,087 & 1 & 0,003428 \\ 0 & -0,8463 & -1,421 & 0 \\ 0,004029 & 1,087 & 0 & -0,003428 \end{bmatrix} \quad \underline{\underline{C}} = \begin{bmatrix} 0 & 57,3 & 0 & 57,3 \\ 0 & 0 & 57,3 & 0 \\ 0,03165 & 8,541 & 0 & -0,02692 \\ 0,03165 & 8,39 & -0,2548 & -0,02692 \end{bmatrix}$$

$$\underline{\underline{B}} = \begin{bmatrix} 0 & 0,000137 & -0,00795 & -0,000137 \\ 0 & 0 & -0,00108 & 0,000345 \end{bmatrix}^T$$

$$\text{Kennwerte} \quad \tau = 0,072s \quad K_\eta = 2,54 \quad K_{\text{Sens}} = 4,519$$

$$\text{Übertragungsfunktion} \quad F_{\text{E} \delta}(s) = \frac{4166,6719(s+1,076)(s+0,06885)}{(s^2+0,05464s+0,0139)(s^2+2,526s+2,416)} P_A(s) e^{-0,072s}$$

Dynamik D5-1 (LOES-Modell)

$$\underline{\underline{A}} = \begin{bmatrix} -0,07472 & -9,793 & 0 & -9,793 \\ -0,00422 & -0,9951 & 1 & 0,003428 \\ 0 & -2,762 & -1,081 & 0 \\ 0,00422 & 0,9951 & 0 & -0,003428 \end{bmatrix} \quad \underline{\underline{C}} = \begin{bmatrix} 0 & 57,3 & 0 & 57,3 \\ 0 & 0 & 57,3 & 0 \\ 0,03314 & 7,816 & 0 & -0,02692 \\ 0,03314 & 7,347 & -0,2623 & -0,02692 \end{bmatrix}$$

$$\underline{\underline{B}} = \begin{bmatrix} 0 & 0,00053 & 0,0283 & -0,00053 \\ 0 & 0 & -0,00416 & 0,000647 \end{bmatrix}^T$$

$$\text{Kennwerte} \quad \tau = 0,074s \quad K_\eta = 0,725 \quad K_{\text{Sens}} = 1,29$$

$$\text{Übertragungsfunktion} \quad F_{\text{E} \delta}(s) = \frac{4238,5198(s+0,9469)(s+0,07472)}{(s^2+0,06091s+0,02991)(s^2+2,094s+3,839)} P_A(s) e^{-0,074s}$$

Dynamik D7 (LOES-Modell)

$$\underline{\underline{A}} = \begin{bmatrix} -0,08185 & -9,793 & 0 & -9,793 \\ -0,004565 & -1,017 & 1 & 0,003428 \\ 0 & -1,331 & -1,453 & 0 \\ 0,004565 & 1,017 & 0 & -0,003428 \end{bmatrix} \quad \underline{\underline{C}} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 57,3 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 57,3 \\ 0,03586 & 7,989 & 0 & -0,02692 \\ 0,03586 & 7,755 & -0,2551 & -0,02692 \end{bmatrix}$$

$$\underline{\underline{B}} = \begin{bmatrix} 0 & 0,000229 & 0,0128 & -0,000229 \end{bmatrix}^T \quad \underline{\underline{D}} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -0,0018 & 0,000448 \end{bmatrix}^T$$

Kennwerte $\tau = 0,072s$ $K_\eta = 1,52$ $K_{\text{Sens}} = 2,707$

Übertragungsfunktion $F_{\Theta\delta}(s) = \frac{4023,8234(s+0,9966)(s+0,08185)}{(s^2+0,06429s+0,02113)(s^2+2,491s+2,835)} P_A(s) e^{-0,072s}$

Dynamik D7K (LOES-Modell)

$$\underline{\underline{A}} = \begin{bmatrix} -0,08185 & -9,793 & 0 & -9,793 \\ -0,004565 & -1,017 & 1 & 0,003428 \\ 0 & -1,331 & -1,453 & 0 \\ 0,004565 & 1,017 & 0 & -0,003428 \end{bmatrix} \quad \underline{\underline{C}} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 57,3 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 57,3 \\ 0,03586 & 7,989 & 0 & -0,02692 \\ 0,03586 & 7,755 & -0,2551 & -0,02692 \end{bmatrix}$$

$$\underline{\underline{B}} = \begin{bmatrix} 0 & 0,000229 & 0,0128 & -0,000229 \end{bmatrix}^T \quad \underline{\underline{D}} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -0,0018 & 0,000448 \end{bmatrix}^T$$

Kennwerte $\tau = 0,072s$ $K_\eta = 1,52$ $K_{\text{Sens}} = 5,413$

Übertragungsfunktion $F_{\Theta\delta}(s) = \frac{8047,6467(s+0,9966)(s+0,08185)}{(s^2+0,06429s+0,02113)(s^2+2,491s+2,835)} P_A(s) e^{-0,072s}$

Dynamik D7-1K (LOES-Modell)

$$\underline{\underline{A}} = \begin{bmatrix} -0,08185 & -9,793 & 0 & -9,793 \\ -0,004565 & -1,017 & 1 & 0,003428 \\ 0 & -1,331 & -1,017 & 0 \\ 0,004565 & 1,017 & 0 & -0,003428 \end{bmatrix} \quad \underline{\underline{C}} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 57,3 & 0 \\ 0 & 0 & 57,3 & 0 \\ 0,03586 & 7,989 & 0 & -0,02692 \\ 0,03586 & 7,755 & -0,2551 & -0,02692 \end{bmatrix}$$

$$\underline{\underline{B}} = \begin{bmatrix} 0 & 0,000229 & 0,0128 & -0,000229 \end{bmatrix}^T \quad \underline{\underline{D}} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -0,0018 & 0,000448 \end{bmatrix}^T$$

Kennwerte $\tau = 0,071s$ $K_\eta = 1,52$ $K_{\text{Sens}} = 4,06$

Übertragungsfunktion $F_{\Theta\delta}(s) = \frac{6035,735(s+0,9966)(s+0,08185)}{(s^2+0,06157s+0,02512)(s^2+2,058s+2,384)} P_A(s) e^{-0,071s}$

Dynamik D7-3 (LOES-Modell)

$$\underline{\underline{A}} = \begin{bmatrix} -0,08185 & -9,793 & 0 & -9,793 \\ -0,004565 & -1,017 & 1 & 0,003428 \\ 0 & -1,331 & -1,017 & 0 \\ 0,004565 & 1,017 & 0 & -0,003428 \end{bmatrix} \quad \underline{\underline{C}} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 57,3 & 0 \\ 0 & 0 & 57,3 & 0 \\ 0,03586 & 7,989 & 0 & -0,02692 \\ 0,03586 & 7,755 & -0,2551 & -0,02692 \end{bmatrix}$$

$$\underline{\underline{B}} = \begin{bmatrix} 0 & 0,000229 & 0,0128 & -0,000229 \end{bmatrix}^T \quad \underline{\underline{D}} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -0,0018 & 0,000448 \end{bmatrix}^T$$

Kennwerte $\tau = 0,151s$ $K_\eta = 1,52$ $K_{\text{Sens}} = 2,707$

Übertragungsfunktion $F_{\Theta\delta}(s) = \frac{4023,8234(s+0,9966)(s+0,08185)}{(s^2+0,06157s+0,02512)(s^2+2,058s+2,384)} P_A(s) e^{-0,151s}$

Dynamik D7-3K (LOES-Modell)

$$\underline{\underline{A}} = \begin{bmatrix} -0,08185 & -9,793 & 0 & -9,793 \\ -0,004565 & -1,017 & 1 & 0,003428 \\ 0 & -1,331 & -1,017 & 0 \\ 0,004565 & 1,017 & 0 & -0,003428 \end{bmatrix} \quad \underline{\underline{C}} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 57,3 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 57,3 \\ 0,03586 & 7,989 & 0 & -0,02692 \\ 0,03586 & 7,755 & -0,2551 & -0,02692 \end{bmatrix}$$

$$\underline{\underline{B}} = \begin{bmatrix} 0 & 0,000229 & 0,0128 & -0,000229 \end{bmatrix}^T \quad \underline{\underline{D}} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -0,0018 & 0,000448 \end{bmatrix}^T$$

Kennwerte $\tau = 0,151s$ $K_\eta = 1,52$ $K_{\text{Sens}} = 8,12$

Übertragungsfunktion $F_{\Theta\delta}(s) = \frac{12071,4701(s+0,9966)(s+0,08185)}{(s^2+0,06157s+0,02512)(s^2+2,058s+2,284)P_A(s)} e^{-0,151s}$

Dynamik D7-4K (LOES-Modell)

$$\underline{\underline{A}} = \begin{bmatrix} -0,08185 & -9,793 & 0 & -9,793 \\ -0,004565 & -1,017 & 1 & 0,003428 \\ 0 & -1,331 & -1,453 & 0 \\ 0,004565 & 1,017 & 0 & -0,003428 \end{bmatrix} \quad \underline{\underline{C}} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 57,3 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 57,3 \\ 0,03586 & 7,989 & 0 & -0,02692 \\ 0,03586 & 7,755 & -0,2551 & -0,02692 \end{bmatrix}$$

$$\underline{\underline{B}} = \begin{bmatrix} 0 & 0,000229 & 0,0128 & -0,000229 \end{bmatrix}^T \quad \underline{\underline{D}} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -0,0018 & 0,000448 \end{bmatrix}^T$$

Kennwerte $\tau = 0,111s$ $K_\eta = 1,52$ $K_{\text{Sens}} = 5,413$

Übertragungsfunktion $F_{\Theta\delta}(s) = \frac{8047,6467(s+0,9966)(s+0,08185)}{(s^2+0,06429s+0,02113)(s^2+2,491s+2,835)P_A(s)} e^{-0,111s}$

Anhang B

Flugeigenschaftsbewertungen

Tabelle B.1: Flugeigenschaftsparameter der *Normal-Law*-Flugdynamiken

Parameter	N2	N4	N6	N7
Low-Order Equivalent System				
$n_{Z\alpha}$ (-)	11,2	10,3	9,6	8,8
D_{AS} (-)	0,930	0,666	0,990	0,990
$\omega_{0,AS}$ (rad/s)	2,401	1,911	1,902	1,732
$T_{\Theta 2}$ (s)	0,793	0,863	0,818	0,894
τ_e (s)	0,154	0,110	0,126	0,151
Dropback-Kriterium				
Db/q_∞ (s)	-0,132	0,057	-0,332	-0,189
q_{\max}/q_∞ (-)	1,161	1,326	1,041	1,143
$\tau_{q_{\max}}$ (s)	0,99	1,15	1,55	1,45
$\tau_{\dot{q}_{\max}}$ (s)	0,12	0,08	0,09	0,12
Steuerempfindlichkeit				
\dot{q}_{\max}/F_K ($^\circ/\text{Ns}^2$)	0,305	0,263	0,269	0,249
$ F_{\Theta FK}(j\omega_b, \Theta) $ (dB)	-28,2	-24,0	-25,9	-23,6
Control Anticipation Factor				
CAP (rad/s ²)	0,515	0,355	0,377	0,341
GCAP (rad/s ²)	0,456	0,341	0,346	0,322

Tabelle B.1 – Fortsetzung

Parameter	N2	N4	N6	N7
Bandbreitenkriterium				
$\omega_{b,\Theta}$ (rad/s)	2,266	1,968	1,860	1,659
τ_{ph} (s)	0,111	0,083	0,090	0,111
$\omega_{b,\gamma}$ (rad/s)	0,837	0,896	0,683	0,688
$\Delta F_{qF_K}(j\omega) $ (dB)	1,5	3,4	0,2	1,2
Phasengradientenkriterium				
f_π (Hz)	0,715	0,625	0,701	0,561
$ F_{\Theta F_K}(j\omega_\pi) $ (dB)	-36,8	-34,7	-37,5	-34,0
APR ($^\circ$ /Hz)	80,1	59,7	65,1	80,1
Neal-Smith-Kriterium ($\omega_{b,NS} = 1,5$ rad/s)				
K_P (-)	1,904	1,351	1,634	1,40
T_L (s)	0,135	0,145	0,272	0,321
T_I (s)	0	0	0	0
$ F_G(j\omega) _{\max}$ (dB)	0	0	0	0
$\text{Arg}(F_P(j\omega_{b,NS}))$ ($^\circ$)	11,4	12,3	22,2	25,7
Neal-Smith-Kriterium ($\omega_{b,NS} = 1,7$ rad/s)				
K_P (-)	2,062	1,457	1,772	1,474
T_L (s)	0,208	0,245	0,341	0,418
T_I (s)	0	0	0	0
$ F_G(j\omega) _{\max}$ (dB)	0	0	0	0
$\text{Arg}(F_P(j\omega_{b,NS}))$ ($^\circ$)	19,5	22,6	30,1	35,4
Neal-Smith-Kriterium ($\omega_{b,NS} = 2,0$ rad/s)				
K_P (-)	2,201	1,582	1,883	1,474
T_L (s)	0,307	0,378	0,445	0,579
T_I (s)	0	0	0	0
$ F_G(j\omega) _{\max}$ (dB)	0	0	0	0
$\text{Arg}(F_P(j\omega_{b,NS}))$ ($^\circ$)	31,6	37,1	41,7	49,2

Tabelle B.2: Flugeigenschaftsparameter der *Direct-Law*-Flugdynamiken von Umschaltchar 1

Parameter	D2	D2K	D2-1K	D2-2J	D2-3	D2-3K	D2-4J	D4-1
Low-Order Equivalent System								
$n_{Z\alpha}$ (-)	9,2	9,2	9,2	9,2	9,2	9,2	9,2	9
D_{AS} (-)	0,586	0,586	0,507	0,507	0,507	0,507	0,586	0,559
$\omega_{0,AS}$ (rad/s)	2,306	2,306	2,188	2,188	2,188	2,188	2,306	1,576
$T_{\Theta 2}$ (s)	0,966	0,966	0,966	0,966	0,966	0,966	0,966	0,989
τ_e (s)	0,105	0,105	0,105	0,145	0,185	0,185	0,145	0,105
Dropback-Kriterium								
Db/q_∞ (s)	0,357	0,357	0,402	0,361	0,321	0,321	0,316	0,17
q_{max}/q_∞ (-)	1,661	1,661	1,73	1,729	1,727	1,727	1,66	1,438
$\tau_{q,max}$ (s)	0,85	0,85	0,91	0,95	0,99	0,99	0,89	1,38
$\tau_{\dot{q},max}$ (s)	0,07	0,07	0,07	0,11	0,15	0,15	0,11	0,07
Steuerempfindlichkeit								
\dot{q}_{max}/F_K ($^\circ$ /Ns ²)	0,488	0,976	0,751	0,25	0,501	1,503	0,366	0,471
$ F_{\Theta FK}(j\omega_{b,\Theta}) $ (dB)	-21,7	-15,7	-15,8	-24,8	-18,3	-8,7	-23,5	-14,2
Control Anticipation Factor								
CAP (rad/s ²)	0,578	0,578	0,52	0,52	0,52	0,52	0,578	0,276
GCAP (rad/s ²)	0,559	0,559	0,516	0,516	0,516	0,516	0,559	0,285

Tabelle B.2 – Fortsetzung

Parameter	D2	D2K	D2-1K	D2-2J	D2-3	D2-3K	D2-4J	D4-1
Bandbreitenkriterium								
$\omega_{b,\Theta}$ (rad/s)	2,498	2,498	2,335	2,223	2,125	2,125	2,353	1,626
τ_{ph} (s)	0,08	0,08	0,082	0,115	0,149	0,149	0,112	0,082
$\omega_{b,\gamma}$ (rad/s)	1,149	1,149	1,188	1,135	1,086	1,086	1,096	0,851
$\Delta F_{qF_K}(j\omega) $ (dB)	4,7	4,7	5,4	5,4	5,4	5,4	4,7	2,8
Phasengradientenkriterium								
f_π (Hz)	0,716	0,716	0,642	0,566	0,516	0,516	0,623	0,505
$ F_{\Theta F_K}(j\omega_\pi) $ (dB)	-31,2	-25,0	-25,2	-32,3	-24,6	-15,0	-31,2	-25,0
APR ($^\circ$ /Hz)	57,5	57,5	58,8	82,9	107,3	107,3	80,8	58,8
Neal-Smith-Kriterium ($\omega_{b,NS} = 1,5$ rad/s)								
K_P (-)	1,121	0,561	0,653	1,906	0,929	0,31	1,45	0,542
T_L (s)	0,572	0,572	0,556	0,582	0,609	0,609	0,6	0,253
T_I (s)	0,777	0,777	0,799	0,763	0,73	0,73	0,741	0
$ F_G(j\omega) _{\max}$ (dB)	-2	-2	-1	-0,4	0,3	0,3	-1,4	-1,9
$\text{Arg}(F_P(j\omega_{b,NS}))$ ($^\circ$)	-8,7	-8,7	-10,3	-7,7	-5,2	-5,2	-6	20,8
Neal-Smith-Kriterium ($\omega_{b,NS} = 1,7$ rad/s)								
K_P (-)	1,146	0,573	0,67	1,967	0,975	0,325	1,499	0,586
T_L (s)	0,566	0,566	0,552	0,578	0,023	0,023	0,008	0,387
T_I (s)	0,611	0,611	0,627	0,599	0	0	0	0
$ F_G(j\omega) _{\max}$ (dB)	-0,4	-0,4	0,9	1,7	2,1	2,1	0,2	0
$\text{Arg}(F_P(j\omega_{b,NS}))$ ($^\circ$)	-2,2	-2,2	-3,7	-1,1	2,3	2,3	0,7	33,3

Tabelle B.2 – Fortsetzung

Parameter	D2	D2K	D2-1K	D2-2J	D2-3	D2-3K	D2-4J	D4-1
Neal-Smith-Kriterium ($\omega_{b,NS} = 2,0 \text{ rad/s}$)								
K_P (-)	1,276	0,638	0,746	2,223	1,101	0,367	1,688	0,635
T_L (s)	0,098	0,098	0,091	0,128	0,165	0,165	0,136	0,572
T_I (s)	0	0	0	0	0	0	0	0
$ F_G(j\omega) _{\max}$ (dB)	0,1	0,1	1,9	2,2	2,6	2,6	0,4	0
$\text{Arg}(F_P(j\omega_{b,NS}))$ ($^\circ$)	11,1	11,1	10,3	14,4	18,3	18,3	15,2	48,9

Tabelle B.3: Flugeigenschaftsparameter der *Direct-Law*-Flugdynamiken von Umschaltchar 2

Parameter	D1	D2-1	D4	D4K	D4-1K	D4-2J	D4-3	D4-3K
Low-Order Equivalent System								
$n_{z\alpha}$ (-)	8,6	9,2	9,0	9,0	9,0	9,0	9,0	9,0
D_{AS} (-)	0,592	0,507	0,616	0,616	0,559	0,559	0,559	0,559
$\omega_{0,AS}$ (rad/s)	2,369	2,188	1,674	1,674	1,576	1,576	1,576	1,576
T_{e2} (s)	1,029	0,966	0,989	0,989	0,989	0,989	0,989	0,989
τ_e (s)	0,104	0,105	0,105	0,105	0,105	0,145	0,185	0,185
Dropback-Kriterium								
D_b/q_∞ (s)	0,43	0,402	0,146	0,146	0,17	0,131	0,091	0,091
q_{\max}/q_∞ (-)	1,746	1,730	1,393	1,393	1,438	1,440	1,442	1,442
$\tau_{q_{\max}}$ (s)	0,81	0,91	1,28	1,28	1,38	1,42	1,46	1,46
$\tau_{\dot{q}_{\max}}$ (s)	0,07	0,07	0,07	0,07	0,07	0,11	0,15	0,15
Steuerempfindlichkeit								
\dot{q}_{\max}/F_K ($^\circ/\text{Ns}^2$)	0,471	0,501	0,463	0,926	0,706	0,235	0,471	1,412
$ F_{\Theta FK}(j\omega_b, \Theta) $ (dB)	-22,8	-19,3	-16,5	-10,4	-10,7	-19,7	-13,3	-3,8
Control Anticipation Factor								
CAP (rad/s ²)	0,65	0,52	0,312	0,312	0,276	0,276	0,276	0,276
GCAP (rad/s ²)	0,624	0,516	0,316	0,316	0,285	0,285	0,285	0,285

Tabelle B.3 – Fortsetzung

Parameter	D1	D2-1	D4	D4K	D4-1K	D4-2J	D4-3	D4-3K
Bandbreitenkriterium								
$\omega_{b,\Theta}$ (rad/s)	2,612	2,335	1,757	1,757	1,626	1,560	1,5	1,5
τ_{ph} (s)	0,079	0,082	0,08	0,08	0,082	0,115	0,149	0,149
$\omega_{b,\gamma}$ (rad/s)	1,162	1,188	0,852	0,852	0,851	0,823	0,796	0,796
$\Delta F_{q,F_K}(j\omega) $ (dB)	5,1	5,4	2,5	2,5	2,8	2,8	2,8	2,8
Phasengradientenkriterium								
f_π (Hz)	0,746	0,642	0,565	0,565	0,505	0,444	0,404	0,404
$ F_{\Theta F_K}(j\omega_\pi) $ (dB)	-32,2	-29,0	-28,0	-21,9	-22,1	-29,0	-21,4	-11,9
APR ($^\circ$ /Hz)	56,8	58,8	57,5	57,5	58,8	82,8	107,1	107,1
Neal-Smith-Kriterium ($\omega_{b,NS} = 1,5$ rad/s)								
K_P (-)	1,303	0,98	0,631	0,316	0,362	1,074	0,531	0,177
T_L (s)	0,542	0,556	0,21	0,21	0,253	0,293	0,334	0,334
T_I (s)	0,819	0,799	0	0	0	0	0	0
$ F_G(j\omega) _{\max}$ (dB)	-2,1	-1	0	0	-1,9	-1,7	-1,4	-1,4
$\text{Arg}(F_P(j\omega_{b,NS}))$ ($^\circ$)	-11,7	-10,3	17,5	17,5	20,8	23,7	26,6	26,6
Neal-Smith-Kriterium ($\omega_{b,NS} = 1,7$ rad/s)								
K_P (-)	1,323	1,005	0,681	0,34	0,391	1,157	0,57	0,190
T_L (s)	0,536	0,552	0,327	0,327	0,387	0,43	0,475	0,475
T_I (s)	0,645	0,627	0	0	0	0	0	0
$ F_G(j\omega) _{\max}$ (dB)	-0,6	0,9	0	0	0	0	-0,8	-0,8
$\text{Arg}(F_P(j\omega_{b,NS}))$ ($^\circ$)	-5,3	-3,7	29,1	29,1	33,3	36,2	38,9	38,9

Tabelle B.3 – Fortsetzung

Parameter	D1	D2-1	D4	D4K	D4-1K	D4-2J	D4-3	D4-3K
Neal-Smith-Kriterium ($\omega_{b,NS} = 2,0 \text{ rad/s}$)								
K_P (-)	1,439	1,119	0,738	0,369	0,423	1,248	0,613	0,204
T_L (s)	0,054	0,091	0,486	0,486	0,572	0,628	0,686	0,686
T_I (s)	0	0	0	0	0	0	0	0
$ F_G(j\omega) _{\max}$ (dB)	0,8	1,9	0	0	0	0	0,4	0,4
$\text{Arg}(F_P(j\omega_{b,NS}))$ ($^\circ$)	6,2	10,3	44,2	44,2	48,9	51,5	53,9	53,9

Tabelle B.4: Flugeigenschaftsparameter der *Direct-Law*-Flugdynamiken von Umschaltchar 3

Parameter	D5	D6	D6K	D6-2J	D6-3K	D6-4	D7-1	D8
Low-Order Equivalent System								
$n_{Z\alpha}$ (-)	7,4	7,1	7,1	7,1	7,1	7,1	7,8	8,5
D_{AS} (-)	0,616	0,547	0,547	0,478	0,478	0,547	0,666	0,812
$\omega_{0,AS}$ (rad/s)	2,076	1,982	1,982	1,892	1,892	1,982	1,544	1,555
$T_{\Theta 2}$ (s)	1,056	1,099	1,099	1,099	1,099	1,099	1,003	0,929
τ_e (s)	0,109	0,104	0,104	0,144	0,184	0,144	0,106	0,107
Dropback-Kriterium								
Db/q_∞ (s)	0,353	0,435	0,435	0,424	0,383	0,395	0,044	-0,216
q_{\max}/q_∞ (-)	1,598	1,686	1,686	1,732	1,731	1,686	1,304	1,130
$\tau_{q_{\max}}$ (s)	0,94	0,98	0,98	1,09	1,13	1,02	1,44	1,61
$\tau_{\dot{q}_{\max}}$ (s)	0,07	0,07	0,07	0,11	0,15	0,11	0,07	0,07
Steuerempfindlichkeit								
\dot{q}_{\max}/F_K ($^\circ/\text{Ns}^2$)	0,399	0,393	0,787	0,201	1,204	0,59	0,391	0,397
$ F_{\Theta FK}(j\omega_b, \Theta) $ (dB)	-22,2	-20,7	-14,6	-23,9	-8,0	-16,5	-16,8	-18
Control Anticipation Factor								
CAP (rad/s ²)	0,58	0,55	0,55	0,501	0,501	0,55	0,305	0,286
GCAP (rad/s ²)	0,578	0,555	0,555	0,515	0,515	0,555	0,321	0,297

Tabelle B.4 – Fortsetzung

Parameter	D5	D6	D6K	D6-2J	D6-3K	D6-4	D7-1	D8
Bandbreitenkriterium								
$\omega_{b,\Theta}$ (rad/s)	2,272	2,172	2,172	1,956	1,883	2,066	1,598	1,573
τ_{ph} (s)	0,082	0,079	0,079	0,115	0,149	0,112	0,08	0,078
$\omega_{b,\gamma}$ (rad/s)	1,025	1,055	1,055	1,044	1,006	1,013	0,772	0,691
$\Delta F_{qFK}(j\omega) $ (dB)	3,8	4,6	4,6	5,2	5,2	4,6	1,2	0,2
Phasengradientenkriterium								
f_{π} (Hz)	0,676	0,634	0,634	0,504	0,460	0,553	0,549	0,606
$ F_{\Theta FK}(j\omega_{\pi}) $ (dB)	-32,2	-31,0	-25,0	-32,2	-14,9	-24,9	-29,0	-31,1
APR ($^{\circ}$ /Hz)	59,3	57,1	57,1	82,8	107,4	80,7	57,5	56,5
Neal-Smith-Kriterium ($\omega_{b,NS} = 1,5$ rad/s)								
K_P (-)	1,132	1,076	0,538	1,871	0,306	0,702	0,66	0,754
T_L (s)	0,632	0,606	0,606	0,617	0,642	0,632	0,338	0,365
T_I (s)	0,704	0,734	0,734	0,72	0,692	0,703	0	0
$ F_G(j\omega) _{\max}$ (dB)	-1,6	-0,6	-0,6	1,3	2,0	0	0	0
$\text{Arg}(F_P(j\omega_{b,NS}))$ ($^{\circ}$)	-3,1	-5,5	-5,5	-4,4	-2,1	-3,1	26,9	28,7
Neal-Smith-Kriterium ($\omega_{b,NS} = 1,7$ rad/s)								
K_P (-)	1,214	1,141	0,571	2,017	0,335	0,759	0,689	0,801
T_L (s)	0,06	0,03	0,03	0,057	0,095	0,069	0,465	0,463
T_I (s)	0	0	0	0	0	0	0	0
$ F_G(j\omega) _{\max}$ (dB)	-1	0,7	0,7	2,6	2,7	0,7	0	0
$\text{Arg}(F_P(j\omega_{b,NS}))$ ($^{\circ}$)	5,8	3	3	5,5	9,2	6,7	38,3	38,2

Tabelle B.4 – Fortsetzung

Parameter	D5	D6	D6K	D6-2J	D6-3K	D6-4	D7-1	D8
Neal-Smith-Kriterium ($\omega_{b,NS} = 2,0 \text{ rad/s}$)								
K_P (-)	1,362	1,297	0,648	2,302	0,379	0,855	0,731	0,816
T_L (s)	0,194	0,184	0,184	0,231	0,267	0,221	0,64	0,623
T_I (s)	0	0	0	0	0	0	0	0
$ F_G(j\omega) _{\max}$ (dB)	-0,8	0,6	0,6	2,6	3,3	1	0	0
$\text{Arg}(F_P(j\omega_{b,NS}))$ ($^\circ$)	21,2	20,2	20,2	24,7	28,1	23,8	52	51,3

Tabelle B.5: Flugeigenschaftsparameter der *Direct-Law*-Flugdynamiken von Umschaltchar 4

Parameter	D5	D5-1	D7	D7K	D7-1K	D7-3	D7-3K	D7-4K
Low-Order Equivalent System								
$n_{z\alpha}$ (-)	7,4	7,4	7,8	7,8	7,8	7,8	7,8	7,8
D_{AS} (-)	0,616	0,534	0,74	0,74	0,666	0,666	0,666	0,74
$\omega_{0,AS}$ (rad/s)	2,076	1,96	1,684	1,684	1,544	1,544	1,544	1,684
$T_{\Theta 2}$ (s)	1,056	1,056	1,003	1,003	1,003	1,003	1,003	1,003
τ_e (s)	0,109	0,109	0,106	0,106	0,106	0,186	0,186	0,146
Dropback-Kriterium								
Db/q_{∞} (s)	0,353	0,392	0,025	0,025	0,044	-0,035	-0,035	-0,015
q_{\max}/q_{∞} (-)	1,598	1,655	1,268	1,268	1,304	1,305	1,305	1,268
$\tau_{q_{\max}}$ (s)	0,94	1,02	1,3	1,3	1,44	1,52	1,52	1,34
$\tau_{\dot{q}_{\max}}$ (s)	0,07	0,07	0,07	0,07	0,07	0,15	0,15	0,11
Steuerempfindlichkeit								
\dot{q}_{\max}/F_K ($^{\circ}/Ns^2$)	0,399	0,408	0,382	0,764	0,586	0,391	1,172	0,764
$ F_{\Theta F_K}(j\omega_{b,\Theta}) $ (dB)	-22,2	-19,7	-19,8	-13,8	-13,3	-15,7	-6,2	-13,1
Control Anticipation Factor								
CAP (rad/s ²)	0,58	0,516	0,362	0,362	0,305	0,305	0,305	0,362
GCAP (rad/s ²)	0,578	0,526	0,374	0,374	0,321	0,321	0,321	0,374

Tabelle B.5 – Fortsetzung

Parameter	D5	D5-1	D7	D7K	D7-1K	D7-3	D7-3K	D7-4K
Bandbreitenkriterium								
$\omega_{b,\Theta}$ (rad/s)	2,272	2,107	1,793	1,793	1,598	1,449	1,449	1,685
τ_{ph} (s)	0,082	0,084	0,079	0,079	0,08	0,144	0,144	0,11
$\omega_{b,\gamma}$ (rad/s)	1,025	1,055	0,784	0,784	0,772	0,726	0,726	0,758
$\Delta F_{qF}(j\omega) $ (dB)	3,8	4,4	1,1	1,1	1,2	1,2	1,2	1,1
Phasengradientenkriterium								
f_π (Hz)	0,676	0,602	0,628	0,628	0,549	0,427	0,427	0,539
$ F_{\Theta F,K}(j\omega_\pi) $ (dB)	-32,2	-29,7	-31,9	-25,9	-25,6	-24,7	-15,2	-23,2
APR ($^\circ$ /Hz)	59,3	60,6	56,6	56,6	57,5	103,6	103,6	78,9
Neal-Smith-Kriterium ($\omega_{b,NS} = 1,5$ rad/s)								
K_P (-)	1,132	0,974	0,85	0,425	0,44	0,629	0,21	0,415
T_L (s)	0,632	0,622	0,247	0,247	0,338	0,435	0,435	0,294
T_I (s)	0,704	0,714	0	0	0	0	0	0
$ F_G(j\omega) _{\max}$ (dB)	-1,6	-0,4	0	0	0	0	0	0
$\text{Arg}(F_P(j\omega_{b,NS}))$ ($^\circ$)	-3,1	-4	20,4	20,4	26,9	33,1	33,1	23,8
Neal-Smith-Kriterium ($\omega_{b,NS} = 1,7$ rad/s)								
K_P (-)	1,214	1,047	0,906	0,453	0,46	0,663	0,221	0,434
T_L (s)	0,06	0,057	0,35	0,35	0,465	0,569	0,569	0,406
T_I (s)	0	0	0	0	0	0	0	0
$ F_G(j\omega) _{\max}$ (dB)	-1	0,5	0	0	0	0	0	0
$\text{Arg}(F_P(j\omega_{b,NS}))$ ($^\circ$)	5,8	5,5	30,7	30,7	38,3	44,1	44,1	34,6

Tabelle B.5 – Fortsetzung

Parameter	D5	D5-1	D7	D7K	D7-1K	D7-3	D7-3K	D7-4K
Neal-Smith-Kriterium ($\omega_{b,NS} = 2,0 \text{ rad/s}$)								
K_P (-)	1,362	1,186	0,932	0,466	0,488	0,698	0,233	0,453
T_L (s)	0,194	0,211	0,504	0,504	0,64	0,779	0,779	0,565
T_I (s)	0	0	0	0	0	0	0	0
$ F_G(j\omega) _{\max}$ (dB)	-0,8	0,6	0	0	0	-1,3	-1,3	0
$\text{Arg}(F_P(j\omega_{b,NS}))$ ($^\circ$)	21,2	22,8	45,2	45,2	52	57,3	57,3	48,5

Anhang C

Pilotenbewertungen

Einige der durchgeführten Versuche wurden in der vorliegenden Arbeit nicht berücksichtigt, weil die geflogenen Dynamiken nicht Teil der Flugdynamikdatenbank waren. Sie sind in der nachfolgenden Tabelle mit „n.b.“ bezeichnet. Die mit einem Stern gekennzeichneten Umschaltungen zeigen an, dass die *Direct-Law*-Dynamiken der unmittelbar danach geflogenen Umschaltung nachträglich aus der Datenbank entfernt wurden. Um die Auflistung kompakt zu halten, wurden hierfür keine separaten Einträge vorgesehen.

Tabelle C.1: Reihenfolge der durchgeführten Versuche

Vers. Nr.	Pilot										
	A	B	C	D	E	F	G	H	I	J	
1. Hauptversuchsblock											
1	N7	N6	N4	N2	N6	N2	N4	N7	N7	N2	
2	N7*	N6	N4	N2	N6	N2	N4	N7	N7	N2	
3	U4-3	U3-1	U2-5	U1-8	U3-7	U1-7	U2-2	U4-4	U4-1	U1-8	
4	U4-5	U3-6	U2-6	U1-7	U3-1	U1-5	U2-4	U4-3	U4-4	U1-4	
5	U4-7	U3-3	U2-3	U1-2	U3-6	U1-6	U2-8	U4-8	U4-5	U1-3	
6	U4-1*	N6	U2-8	U1-6	U3-8	N2	N4	U4-7	N7	U1-5	
7	U4-6	U3-8	U2-1	U1-1	U3-2	U1-3	U2-3	U4-1	U4-6	U1-7	
8	U4-4	U3-5*	U2-7	U1-3	U3-5	U1-4	U2-6	U4-5	U4-3	U1-2	
9	N7	U3-7	N4	N2	N6	U1-2	U2-7	N7	U4-7	N2	
10	n.b.	n.b.	U2-4	U1-5	U3-3	U1-8	U2-5	U4-6	U4-8	U1-6	
11	n.b.	n.b.*	n.b.								
12	N4	N2	N6	N7	N4	N6	N7	N2	N4	N6	
13	N4	N2	N6	N7	N4	N6	N7	N2	N4	N6	
14	U2-3*	U1-5	n.b.								
15	U2-4	U1-1	U2-3	U4-7	U2-8	U3-4	U4-1	U1-6	U2-2	U3-3	
16	N4*	U1-6*	U3-3	U4-5	U2-4	U3-3	U4-4	U1-8	U2-8	U3-4	
17	U2-7	U1-7	N6	N2	N4	U3-6	U4-6	N2	U2-4	N6	
18	U2-2	U1-4	U3-6	U4-6	U2-7	U3-1	U4-2	U1-2	U2-1	U3-5	
19	U2-6	U1-8	U3-4	U4-1	U2-1	U3-7	U4-5	U1-1	U2-7	U3-7	
20	U2-8	U1-2	U3-8	U4-4	U2-3	N6	N7	U1-5	N4	U3-8	
21	U2-6	N2	U3-5	U4-4	U2-5	U3-5	U4-8	U1-3	U2-5	U3-2	
22	U2-1	U1-3*	U3-1	U4-2	U2-2	U3-1	U4-3	U1-7	U2-6	U3-6	
2. Hauptversuchsblock											

Tabelle C.1 - Fortsetzung

Vers. Nr.	Pilot									
	A	B	C	D	E	F	G	H	I	J
23	D7-3	D2-K	D4-3	D2-1K	D6	D4-1	D4	D2	D5	D4-1
24	n.b.	D6-3K	D8	D2K	D6-3K	D2K	D4-3	D2-3K	D7-4K	D2-3
25	D5	n.b.	D4K	D7-3K	D4K	D7-1	D7-1K	D5	D4-1K	D6
26	n.b.	D2	D4-3K	D7-4K	D7-1	D2-1K	D4K	D7-1K	D4K	D6K
27	D4-3	D6-4	D6-4	D2-3	D1	D6K	D7-3K	D2-1K	D7-3K	D2-3K
28	D7-3K	D2-3K	D1	D2-3K	D8	D6	D4-1K	D7K	D4	D7-1
29	D4-1K	D6	D7-1	D7K	D4-3	D2-3	D7-4K	D2K	D7-1K	D2
30	D1	D2-3	D4-1K	D4-1	D6-4	D8	D4-3K	D7-3	D4-3K	D6-3K
31	D7K	n.b.	D6K	D7-3	D4-1K	D6-4	D7-3	D4-1	D1	D8
32	D4-3K	D6K	D6-3K	D7-1K	D4	D2	D5	D7-4K	D7K	D2-1K

Direct-Law-Block

Tabelle C.2: Pilotenurteile aller Simulatorversuche

Umschaltung/	Bewertung ³						Steuerbarkeitsmerkmal		
	Pilot	TFR	CHR	PIOR	Anfangsreaktion	Vorhersagbarkeit	Empfindlichkeit		
- / N2	B	-	3/3	1/1	Gut	Gut	Gut	Gut	
- / N2	D ¹	-	4/2	2/1	Gut, schwach (Zu schwach)	Gut	Gut	Gut (Zu grob)	
- / N2	F ¹	-	3/2	2/2	Gut, schwach (Zu schwach)	Sehr gut (Gut)	Sehr gut (Gut)	Gut (Gut, grob)	
- / N2	H	-	3/2	1/1	Zu schwach (Schwach → gut)	Sehr gut	Sehr gut	Zu grob	
- / N2	J ¹	-	3/3	1/1	Zu schwach	Sehr gut	Sehr gut	Gut	
- / N4	A	-	3/3	1/1	-	-	-	-	
- / N4	C ¹	-	5/3	2/2	Schwach → gut (Gut)	Gut	Gut	Zu grob	
- / N4	E	-	1/4	1/1	Zu schwach	Gut (Schlecht)	Gut	Gut	
- / N4	G ¹	-	3/3	1/1	Zu schwach	Gut	Gut	Gut, grob (Gut)	
- / N4	I	-	2/2	1/1	Schwach → gut (Gut)	Gut	Gut	Gut, grob	
- / N6	B ¹	-	3/3	2/1	Gut, schwach (Gut)	Gut	Gut	Gut	
- / N6	C	-	3/2	2/2	Gut	Gut	Gut	-	
- / N6	E ¹	-	4/2 ²	4/1	Zu schwach	Schlecht (Gut)	Schlecht (Gut)	Gut, grob (Zu grob)	
- / N6	F	-	3/2	2/2	Schwach → gut (Gut, schwach)	Mittel (Eher gut)	Mittel (Eher gut)	Zu grob	

Tabelle C.2 - Fortsetzung

Umschaltung/ Dynamik	Pilot	Bewertung ³			Steuerbarkeitsmerkmal		
		TFR	CHR	PIOR	Anfangsreaktion	Vorhersagbarkeit	Empfindlichkeit
- / N6	J	-	3/3	1/1	Zu schwach	Gut	Gut
- / N7	A ¹	-	3/3	1/1	-	-	Grob → gut (Zu grob)
- / N7	D	-	2/3	1/1	Zu schwach	Gut	Gut
- / N7	G	-	3/3	2/2	Zu schwach (Gut)	Gut (Eher gut)	Gut
- / N7	H ¹	-	3/2	2/1	Schwach → gut	Sehr gut	Gut, grob
- / N7	I ¹	-	3/3	2/1	Gut, schwach (Schwach → gut)	Sehr gut	Gut
U1-1 / D2	B	0	4/4	2/3	Gut (Sehr gut)	Eher gut	Gut
U1-1 / D2	D	1	2/-	1/-	Stark → gut	Gut	Gut
U1-1 / D2	F	-	-/1	-/1	-(Gut)	-(Gut)	-(Gut)
U1-1 / D2	H	2	4/4	3/4	Gut	Mittel	Gut, sensibel
U1-1 / D2	J	-	-/3	-/1	-(Gut)	-(Gut)	-(Gut)
U1-2 / D2K	B	3	6/5	4/4	Gut	Schlecht (Eher schlecht)	Gut
U1-2 / D2K	D	2	4/4	3/2	Zu stark	Mittel	Zu sensibel
U1-2 / D2K	F	4	7/5	3/5	Zu stark	Mittel (Eher schlecht)	Zu sensibel
U1-2 / D2K	H	4	7/6	3/3	Stark → gut	Schlecht	Zu sensibel
U1-2 / D2K	J	5	4/-	3/-	Gut	Gut	Gut
U1-3 / D2-1K	B	2	5/-	4/-	Gut	Eher gut	Gut

Tabelle C.2 - Fortsetzung

Umschaltung/	Pilot	Bewertung ³			Steuerbarkeitsmerkmal		
		TFR	CHR	PIOR	Anfangsreaktion	Vorhersagbarkeit	Empfindlichkeit
U1-3 / D2-1K	D	3	5/2	3/1	Zu stark (Gut)	Schlecht (Gut)	Zu sensibel (Gut)
U1-3 / D2-1K	F	3	7/2	3/2	Zu stark (Gut, stark)	Eher schlecht (Eher gut)	Zu stark (Gut)
U1-3 / D2-1K	H	3	5/5	4/3	Zu stark (Stark → gut)	Eher schlecht (Eher gut)	Gut, sensibel
U1-3 / D2-1K	J	2	3/4	2/2	Gut, stark (Gut)	Gut (Eher gut)	Gut
U1-4 / D2-2J	B	0	3/-	1/-	Gut	Gut	Gut
U1-4 / D2-2J	D	-	-/-	-/-	-	-	-
U1-4 / D2-2J	F	0	2/-	2/-	Zu schwach	Gut	Zu grob
U1-4 / D2-2J	H	-	-/-	-/-	-	-	-
U1-4 / D2-2J	J	2	4/-	2/-	Gut	Gut	Gut
U1-5 / D2-3	B	2	6/4	4/3	Gut	Eher schlecht	Gut
U1-5 / D2-3	D	2	3/3	2/1	Gut, stark (Zu schwach)	Gut	Gut (Zu grob)
U1-5 / D2-3	F	3	5/1	3/1	Zu stark	Eher schlecht (Mittel)	Zu sensibel
U1-5 / D2-3	H	3	5/-	4/-	Zu stark	Sehr schlecht	Zu sensibel
U1-5 / D2-3	J	4	5/5	3/1	Gut	Gut	Gut
U1-6 / D2-3K	B	4	7/7	4/4	Gut	Sehr schlecht	Gut
U1-6 / D2-3K	D	4	7/7	3/3	Zu stark	Schlecht	Zu sensibel
U1-6 / D2-3K	F	5	9/-	5/-	Zu stark	Schlecht	Zu sensibel

Tabelle C.2 - Fortsetzung

Umschaltung/	Bewertung ³				Steuerbarkeitsmerkmal		
	Pilot	TFR	CHR	PIOR	Anfangsreaktion	Vorhersagbarkeit	Empfindlichkeit
U1-6 / D2-3K	H	3	8/9	4/4	Zu stark	Mittel (schlecht)	Zu sensibel
U1-6 / D2-3K	J	5	6/7	4/4	Gut	Eher Gut (Mittel)	Gut, grob (Zu grob)
U1-7 / D2-4J	B	2	3/-	2/-	Gut	Gut	Gut
U1-7 / D2-4J	D	1	2/-	1/-	Gut	Gut	Gut
U1-7 / D2-4J	F	3	4/-	3/-	Gut	Mittel	Zu empfindlich
U1-7 / D2-4J	H	1	4/-	1/-	Gut	Mittel	Gut
U1-7 / D2-4J	J	2	4/-	2/-	Gut	Gut	Gut, grob
U1-8 / D4-1	B	2	6/-	4/-	Stark → gut	Schlecht	Gut
U1-8 / D4-1	D	1	2/3	1/2	Stark → gut (Gut)	Gut	Gut
U1-8 / D4-1	F	2	4/7	2/4	Gut (Zu stark)	(Eher schlecht)	(Grob → gut)
U1-8 / D4-1	H	5	5/4	2/4	Zu stark (Gut)	Eher gut	Sensibel → gut
U1-8 / D4-1	J	4	4/4	3/2	Gut	(Mittel)	(Zu sensibel)
					(Gut, schwach)	Mittel	Zu sensibel (Gut)
						Gut	Gut
U2-1 / D1	A	-1	2/3	1/1	-	-	-
U2-1 / D1	C	0	2/3	2/3	Gut	Gut	-
U2-1 / D1	E	2	3/4	1/3	Gut	Gut (Eher gut)	Gut (Zu sensibel)
U2-1 / D1	G	-	-/-	-/-	-	-	-
U2-1 / D1	I	1	3/3	1/2	Gut	Gut	Gut (Gut, grob)

Tabelle C.2 - Fortsetzung

Umschaltung/ Dynamik	Pilot	Bewertung ³			Steuerbarkeitsmerkmal		
		TFR	CHR	PIOR	Anfangsreaktion	Vorhersagbarkeit	Empfindlichkeit
U2-2 / D2-1	A	-1	3/-	1/-	-	-	-
U2-2 / D2-1	C	-	-/-	-/-	-	-	-
U2-2 / D2-1	E	1	2/-	1/-	Sehr gut	Sehr gut	Sehr gut
U2-2 / D2-1	G	2	4/-	2/-	Gut, stark	Gut	Gut
U2-2 / D2-1	I	2	4/-	2/-	Gut	Gut	Gut
U2-3 / D4	A	1	4/-	3/-	-	-	-
U2-3 / D4	C	0	3/-	2/-	Gut	Gut	Gut
U2-3 / D4	E	2	4/3	4/1	Sehr gut (Schwach → gut)	Eher schlecht (Mittel)	Zu sensibel (Gut)
U2-3 / D4	G	2	2/2	1/1	Gut	Gut	Gut, sensibel (Gut)
U2-3 / D4	I	-	-/3	-/1	-(Gut)	-(Gut)	-(Gut)
U2-4 / D4K	A	4	7/-	5/-	-	-	-
U2-4 / D4K	C	2	2/3	2/2	Gut	Gut	Gut
U2-4 / D4K	E	-1	3/2	1/1	Gut (Sehr gut)	Eher gut (Gut)	Gut (Sehr gut)
U2-4 / D4K	G	5	6/2	4/2	Zu stark (Gut)	Mittel (Gut)	Sensibel → gut (Gut, sensibel)
U2-4 / D4K	I	4	4/3	3/2	Gut	Gut	Sensibel → gut
U2-5 / D4-1K	A	2	4/3	3/2	-	-	-
U2-5 / D4-1K	C	3	4/2	2/2	Gut	Gut	Zu grob
U2-5 / D4-1K	E	2	4/1	4/1	Sehr gut	Sehr gut	Zu sensibel (Gut)
U2-5 / D4-1K	G	3	6/2	5/2	Stark → gut (Gut)	Eher schlecht (Gut)	Gut, sensibel (Gut)

Tabelle C.2 - Fortsetzung

Umschaltung/ Dynamik	Pilot	Bewertung ³				Steuerbarkeitsmerkmal		
		TFR	CHR	PIOR	Anfangsreaktion	Vorhersagbarkeit	Empfindlichkeit	
U2-5 / D4-1K	I	3	4/3	3/2	Gut	Eher gut (Gut)	Gut, sensibel (Gut)	
U2-6 / D4-2J	A	-1	1/-	1/-	-	-	-	
U2-6 / D4-2J	C	0	4/-	2/-	Gut	Gut	-	
U2-6 / D4-2J	E	-	-/-	-/-	-	-	-	
U2-6 / D4-2J	G	0	3/-	2/-	Gut	Eher gut	Gut	
U2-6 / D4-2J	I	2	4/-	2/-	Gut	Gut	Gut	
U2-7 / D4-3	A	3	5/4	4/4	-	-	-	
U2-7 / D4-3	C	0	2/2	2/2	Gut	Gut	-	
U2-7 / D4-3	E	2	4/2	3/1	Zu schwach (Gut)	Gut	Gut (Sensibel → gut)	
U2-7 / D4-3	G	2	4/3	4/2	Gut	Gut (Mittel)	Gut, sensibel	
U2-7 / D4-3	I	2	4/-	2/-	Gut	Gut	Gut, sensibel	
U2-8 / D4-3K	A	5	8/8	6/6	-	-	-	
U2-8 / D4-3K	C	2	4/3	4/3	Gut	Gut	-	
U2-8 / D4-3K	E	3	6/-	4/-	Zu stark	Eher schlecht	Zu sensibel	
U2-8 / D4-3K	G	5	7/3	5/2	Zu stark (Gut)	Schlecht (Mittel)	Zu sensibel	
U2-8 / D4-3K	I	4	6/5	4/4	Gut, stark (Stark → gut)	Eher schlecht	Sensibel → gut (Zu sensibel)	
U3-1 / D5	B	-1	3/-	2/-	Gut	Gut	Gut	
U3-1 / D5	C	0	2/-	2/-	Gut	Gut	-	
U3-1 / D5	E	-1	4/-	1/-	Gut	Gut	Zu sensibel	

Tabelle C.2 - Fortsetzung

Umschaltung/	Dynamik	Pilot	Bewertung ³			Steuerbarkeitsmerkmal		
			TFR	CHR	PIOR	Anfangsreaktion	Vorhersagbarkeit	Empfindlichkeit
U3-1 / D5	F	0,0	2,2/-	2,2/-	Gut	Gut	Sensibel → gut	
U3-1 / D5	J	-	-/-	-/-	-	-	-	
U3-2 / D6	B	-	-/3	-/1	Gut	Gut	Gut	
U3-2 / D6	C	-	-/-	-/-	-	-	-	
U3-2 / D6	E	2	3/3	1/1	Schwach → gut (Gut)	Gut	Gut	
U3-2 / D6	F	-	-/2	-/2	Gut	Gut	-	
U3-2 / D6	J	1	3/3	2/1	Gut, schwach	Sehr gut	Gut, grob	
U3-3 / D6K	B	3	4/5	4/4	Gut	Mittel (Schlecht)	Gut	
U3-3 / D6K	C	0	3/2	2/2	Gut	Gut	-	
U3-3 / D6K	E	2	4/-	4/-	Gut	Eher gut	Gut	
U3-3 / D6K	F	2	5/4	3/3	Zu stark	Mittel	Zu sensibel	
U3-3 / D6K	J	2	2/5	3/2	Gut (Gut, schwach)	Gut	Gut (Gut, grob)	
U3-4 / D6-2J	B	-	-/-	-/-	-	-	-	
U3-4 / D6-2J	C	0	2/-	2/-	Gut	Gut	-	
U3-4 / D6-2J	E	-	-/-	-/-	-	-	-	
U3-4 / D6-2J	F	0	2/-	2/-	NL	NL	NL	
U3-4 / D6-2J	J	1	4/-	2/-	Gut, schwach	Gut	Gut	
U3-5 / D6-3K	B	3	6/7	4/4	Gut	Sehr Schlecht (Schlecht)	Gut	

Tabelle C.2 - Fortsetzung

Umschaltung/ Dynamik	Pilot	Bewertung ³			Steuerbarkeitsmerkmal		
		TFR	CHR	PIOR	Anfangsreaktion	Vorhersagbarkeit	Empfindlichkeit
U3-5 / D6-3K	C	3	2/2	2/2	Gut	Gut	-
U3-5 / D6-3K	E	3	6/5	4/4	Zu stark	Schlecht	Zu sensibel
U3-5 / D6-3K	F	5	8/-	3/-	Zu stark	Schlecht	-
U3-5 / D6-3K	J	3	7/5	4/4	Gut	Schlecht	Gut
U3-6 / D6-4	B	2	4/3	4/2	Gut	Mittel (Gut)	Gut
U3-6 / D6-4	C	2	2/2	2/3	Gut	Gut	-
U3-6 / D6-4	E	2	5/2	1/1	Zu stark (Gut, schwach)	Schlecht (Gut)	Zu sensibel (Gut)
U3-6 / D6-4	F	-1	1/3	1/2	Gut	Gut	Gut, sensibel (Sensibel → gut)
U3-6 / D6-4	J	1	2/-	1/-	Gut	Gut (Eher Schlecht)	Gut
U3-7 / D7-1	B	1	4/-	3/-	Gut	Mittel	Gut
U3-7 / D7-1	C	0	2/2	3/1	Gut	Gut	-
U3-7 / D7-1	E	3	4/3	3/2	Zu stark (Gut)	Schlecht (Gut)	Zu sensibel
U3-7 / D7-1	F	1	2/5	2/4	Gut (Gut, stark)	Gut (Schlecht)	Sensibel → gut (Zu sensibel)
U3-7 / D7-1	J	2	5/5	3/3	Schwach → gut (Gut)	Eher schlecht (Eher gut)	Zu grob
U3-8 / D8	B	2	4/-	3/-	Gut	Eher Gut	Gut
U3-8 / D8	C	1	2/2	2/2	Gut	Gut	-
U3-8 / D8	E	1	4/1	2/1	Gut (Sehr gut)	Sehr gut	Gut (Sehr gut)

Tabelle C.2 - Fortsetzung

Umschaltung/	Bewertung ³			Steuerbarkeitsmerkmal			
	Pilot	TFR	CHR	PIOR	Anfangsreaktion	Vorhersagbarkeit	Empfindlichkeit
U3-8 / D8	F	-	-/3	-/3	- (Zu stark)	- (Mittel)	- (Zu sensibel)
U3-8 / D8	J	2	5/5	3/3	Schwach → gut (Gut)	Eher schlecht (Eher gut)	- (Gut, grob)
U4-1 / D5	A	-1	2/3	1/1	Schwach → gut	-	-
U4-1 / D5	D	1	2/-	1/-	Gut	Gut	Gut
U4-1 / D5	G	0	2/2	1/2	Gut	Gut	Gut
U4-1 / D5	H	1	2/4	2/3	Gut	Gut	Gut, grob (Gut)
U4-1 / D5	I	3	4/3	3/2	Gut	Mittel (Gut)	Gut
U4-2 / D5-1	A	1	2/-	1/-	-	-	-
U4-2 / D5-1	D	0	4/-	2/-	Gut	Gut	Sensibel → gut
U4-2 / D5-1	G	0	1/-	1/-	Gut	Gut	Gut
U4-2 / D5-1	H	-	-/-	-/-	-	-	-
U4-2 / D5-1	I	-	-/-	-/-	-	-	-
U4-3 / D7	A	-1	3/-	2/-	-	-	-
U4-3 / D7	D	-	-/-	-/-	-	-	-
U4-3 / D7	G	0	3/-	1/-	Gut	Gut	Zu sensibel
U4-3 / D7	H	3	7/-	2/-	Gut	Mittel	Sensibel → gut
U4-3 / D7	I	2	3/-	2/-	Gut	Eher schlecht	Gut
U4-4 / D7K	A	3	4/2	4/1	-	-	-
U4-4 / D7K	D	1	3/2	3/1	Gut	Schlecht (Gut)	Sensibel → gut (Gut)

Tabelle C.2 - Fortsetzung

Umschaltung/	Bewertung ³			Steuerbarkeitsmerkmal			
	Pilot	TFR	CHR	PIOR	Anfangsreaktion	Vorhersagbarkeit	Empfindlichkeit
U4-4 / D7K	G	1	3/-	2/-	Gut	Gut	Gut
U4-4 / D7K	H	2	4/5	2/4	Gut (Stark → gut)	Gut (Schlecht)	– (Zu sensibel)
U4-4 / D7K	I	3	4/3	4/1	Gut	Eher gut (Gut)	Gut, sensibel (Gut)
U4-5 / D7-1K	A	3	5/-	4/-	–	–	–
U4-5 / D7-1K	D	2	5/4	2/2	Zu stark (Gut)	Eher schlecht (Schlecht)	Zu sensibel
U4-5 / D7-1K	G	2	3/2	1/2	Schwach → gut (Gut)	Gut	Gut
U4-5 / D7-1K	H	2	5/3	3/2	Zu stark (Gut)	Eher schlecht (Gut)	Zu sensibel (Sensibel → gut)
U4-5 / D7-1K	I	4	5/3	4/1	Gut (Gut, schwach)	Eher schlecht (Gut)	Gut, sensibel (Gut)
U4-6 / D7-3	A	3	5/4	5/2	–	–	–
U4-6 / D7-3	D	1	2/2	1/1	Gut	Gut	Gut
U4-6 / D7-3	G	0	2/4	1/3	Gut	Gut (Eher schlecht)	Gut
U4-6 / D7-3	H	3	5/4	4/4	Stark → gut (Schwach → gut)	Mittel	Sensibel → gut (Gut)
U4-6 / D7-3	I	2	3/-	3/-	Gut	Mittel	Gut
U4-7 / D7-3K	A	4	6/7	5/5	–	–	–

Tabelle C.2 - Fortsetzung

Umschaltung/ Dynamik	Pilot	Bewertung ³			Steuerbarkeitsmerkmal		
		TFR	CHR	PIOR	Anfangsreaktion	Vorhersagbarkeit	Empfindlichkeit
U4-7 / D7-3K	D	4	6/7	3/3	Zu stark	Schlecht	Zu sensibel
U4-7 / D7-3K	G	-	-/3	-/2	-(Gut)	-(Eher schlecht)	-(Gut, sensibel)
U4-7 / D7-3K	H	4	8/-	4/-	Zu stark	Eher schlecht	Zu sensibel
U4-7 / D7-3K	I	5	8/4	4/3	Gut	Schlecht (Gut)	Zu sensibel (Sensibel → gut)
U4-8 / D7-4K	A	-	-/-	-/-	-	-	-
U4-8 / D7-4K	D	2	4/4	2/2	Zu stark (Stark → gut)	Gut (Mittel)	Sensibel → gut
U4-8 / D7-4K	G	2	3/2	2/2	Gut (Gut, schwach)	Eher schlecht	Zu sensibel (Sensibel → gut)
U4-8 / D7-4K	H	4	8/4	4/2	Zu stark (Gut)	Eher schlecht (Gut)	Zu sensibel (Sensibel → gut)
U4-8 / D7-4K	I	3	6/4	3/2	Gut	Mittel (Gut)	Gut (Sensibel → gut)

1 Diese Dynamik wurde von dem Piloten zuerst geflogen.

2 Der Pilot glaubte bei diesem Versuch eine Umstellung festgestellt zu haben.

3 Bei den CHR- und PIOR-Bewertungen separieren die Schrägstriche die folgenden Bewertungen:

Normal-Law-Dynamik: Bewertung der Dynamik am Anfang des Testblocks (vor Strich), Bewertung der Dynamik während des Testblocks (nach Strich)

Direct-Law-Dynamik: Bewertung der Umschaltung (vor Strich), Bewertung der Dynamik (nach Strich)

Anhang D

Pilotenurteile über Flugdynamiken

D.1 *Normal-Law*-Dynamiken

Im Folgenden wird auf jede Dynamik einzeln eingegangen, um ein Gesamturteil über sie ableiten zu können. Für jeden Versuch sind auch die quadratischen Mittelwerte von Fehlersignal und Steuerkommando angegeben. Sie sind mit Vorsicht zu betrachten, da sie eng mit dem Versuchsaufbau verbunden sind. Der Pilot war mit seinen Eingaben oft am Anschlag des Sidesticks und produzierte wegen der Stickgeometrie unsymmetrische Ausschläge. Folglich konnte der Fehler nicht beliebig klein gemacht werden. Bei einem anderen Versuchsaufbau könnten sich andere Werte für die Leistungsparameter ergeben.

Dynamik N2

Drei Linienpiloten und die zwei Testpiloten flogen diese Dynamik. Die Flugeigenschaftsbewertungen streuen um zwei Bewertungspunkte, mit den meisten Bewertungen bei CHR 3. Die Bewertungen der PIO-Tendenz streuen um einen Bewertungspunkt, mit den meisten Bewertungen bei PIOR 1.

In Tabelle D.1 sind die quadratischen Mittelwerte eingetragen. Pilot D und F produzierten die größten Fehler und gaben die schlechtesten PIOR ab. Interessant ist dabei, dass deren Sidestickaktivität mit jedem Versuch immer weiter zunahm, während sie bei den anderen Piloten nahezu gleich blieb.

Beide Testpiloten gaben bei beiden Versuchen mit dieser Dynamik immer die gleiche Bewertung ab (CHR 3, PIOR 1). Eine Veränderung der Bewertung ergab sich nur bei den Linienpiloten. Bei allen drei verbesserten sich die Flugeigenschaftsbewertungen leicht gegenüber dem ersten Versuch. Eine

Tabelle D.1: Leistungskennwerte der Versuche mit N2

Pilot	1. Versuch		2. Versuch		3. Versuch	
	\bar{e} [°]	\bar{c} [°]	\bar{e} [°]	\bar{c} [°]	\bar{e} [°]	\bar{c} [°]
B	0,714	4,068	0,727	3,931	0,702	4,026
D	0,858	3,489	0,846	3,858	1,026	4,197
F	0,855	3,911	0,921	3,97	0,939	3,977
H	0,72	3,736	0,796	3,869	0,744	3,704
J	0,7	4,029	0,745	4,280	0,735	3,99

verbesserte Bewertung der PIO-Tendenz trat nur bei Pilot D (CHR 4 → 2, PIOR 2 → 1) auf. Pilot F bewertete die PIO-Tendenz immer mit PIOR 2.

Insgesamt kann von einer zufriedenstellenden Dynamik mit unwahrscheinlichen PIO-Anfälligkeit ausgegangen werden. Fast alle Piloten empfanden die Anfangsreaktion der Dynamik als zu schwach. Die geringe Auswirkung auf die Pilotenurteile ist damit zu erklären, dass sich die Anfangsreaktion vor allem bei schnellen Kommandosignaländerungen auswirkt, also während der Einnahme-Phasen. Der Einfluss auf die Folge-Phasen ist jedoch gering. Die Steuerempfindlichkeit empfanden die meisten Piloten als gut, wobei sie sich trotzdem etwas kleinere erforderliche Ausschläge wünschten. Die Vorhersagbarkeit der Endantwort empfanden sie als gut bis sehr gut.

Dynamik N4

Nur Linienpiloten flogen diese Dynamik, wobei Pilot A eine gewisse Vorbildung als Flugtestingenieur besaß. Mit einer Streuung von fünf Bewertungspunkten bei den Flugeigenschaftsbewertungen weist diese Dynamik die höchste Streuung aller *Normal-Law*-Dynamiken auf. Die meisten Bewertungen liegen bei CHR 3. Fast alle Piloten (außer Pilot C) bewerteten die PIO-Tendenz mit PIOR 1. In Tabelle D.2 sind die quadratischen Mittelwerte von den Versuchen mit dieser Dynamik eingetragen.

Pilot C bewertete seinen allerersten Versuch mit CHR 5, den zweiten mit CHR 3. Dieser Pilot musste zu Beginn mehrmals darauf hingewiesen werden, dass nur Folge-Phasen zu bewerten sind, trotzdem wird diese Bewertung als zu schlecht empfunden. Von allen fünf Piloten ließ er die stärksten Ablagen zu und machte die wenigsten Eingaben. Daher wird die erste Bewertung für das Gesamturteil nicht berücksichtigt.

Pilot E zeigt eine große intraindividuelle Variabilität bei den Bewertungen. Er vergab zunächst ein CHR 1 (direkt nach der Pause) und bewertete die Dynamik im weiteren Verlauf mit CHR 4. Seine Leistungskennwerte blieben hingegen nahezu konstant über alle Versuche. Diese Variabilität in den Bewertungen kann mit der kurzfristigen Bewertungstechnik verbunden sein.

Tabelle D.2: Leistungskennwerte der Versuche mit N4

Pilot	1. Versuch		2. Versuch		3. Versuch	
	\bar{e} [°]	\bar{c} [°]	\bar{e} [°]	\bar{c} [°]	\bar{e} [°]	\bar{c} [°]
A	0,733	3,477	0,671	3,626	0,877	3,273
C	1,256	2,559	1,214	2,557	1,364	2,38
E	1,002	2,975	1,017	3,003	1,082	2,851
G	0,948	3,426	0,969	3,087	1,076	3,114
I	0,873	3,239	0,755	3,512	0,81	3,277

Im Mittel entspricht die Bewertung des Piloten aber den Bewertungen der anderen Piloten.

Insgesamt wird diese Dynamik als zufriedenstellend mit unwahrscheinlicher PIO-Anfälligkeit eingestuft. Die Anfangsreaktion dieser Dynamik wurde ebenfalls als schwach angesehen, etwas schwächer noch als Dynamik N2. Auch hier wünschten sich die Piloten etwas kleinere erforderliche Ausschläge, obwohl sie die Steuerempfindlichkeit noch als gut empfanden. Die Vorhersagbarkeit der Endantwort nahmen sie als gut wahr. Gegenüber der Dynamik N2 waren die mittleren Ausschläge der Piloten geringer.

Dynamik N6

Diese Dynamik wurde wieder von den beiden Testpiloten geflogen und bewertet, sowie von drei Linienpiloten. Die Bewertungspunkte der Flugeigenenschaftsbewertungen streuen um drei Punkte, mit den meisten Bewertungen bei CHR 3. Die Bewertungen der PIO-Tendenz streuen stärker, von PIOR 1 bis PIOR 4. In Tabelle D.3 sind die quadratischen Mittelwerte eingetragen.

Tabelle D.3: Leistungskennwerte der Versuche mit N6

Pilot	1. Versuch		2. Versuch		3. Versuch	
	\bar{e} [°]	\bar{c} [°]	\bar{e} [°]	\bar{c} [°]	\bar{e} [°]	\bar{c} [°]
B	0,7	3,419	0,749	3,377	0,738	3,554
C	1,105	2,888	0,987	3,095	0,846	3,323
E	0,93	4,014	0,892	3,731	0,995	3,19
F	1,006	3,277	1,019	2,957	1,093	2,726
J	0,73	3,694	0,76	3,476	0,755	3,352

Die hohe Bewertung der PIO-Tendenz ließe auf eine Schwingungstendenz und damit eine mögliche PIO-Tendenz schließen. Aber lediglich Pilot E hat

die Dynamik bei seinem allerersten Versuch mit CHR 4 und PIOR 4 bewertet. Er wies die größte intraindividuelle Variabilität auf. Laut seinen Aussagen trat eine schwache Schwingung auf, wobei er gleichzeitig aber meistens untersteuerte. Hier scheint eher die Bewegung des Kommandosignals Ursache für die bemerkte Schwingungstendenz zu sein. In den Zeitverläufen sind keine ungewöhnlichen Schwingungen zu beobachten. Aus Tabelle D.3 lässt sich erkennen, dass Pilot E die höchste Stickaktivität von allen Piloten bei dieser Dynamik zeigt. Im Laufe der Sitzung reduzierte sich der mittlere Ausschlag um fast 1° , während der Fehler nahezu konstant blieb. Der Pilot erzielte also mit deutlich reduzierter Stickaktivität nahezu das gleiche Ergebnis. Daher wird seine schlechte Bewertung nicht berücksichtigt.

Insgesamt wird die Dynamik als zufriedenstellend bewertet. Es traten leichte, unerwünschte Bewegungsverläufe auf, aber keine PIO Tendenz. Bei dieser Dynamik wird die Anfangsreaktion als schwach eingestuft. Die Vorhersagbarkeit ist etwas geringer als bei den vorangegangenen Dynamiken. Die Steuerempfindlichkeit ist wiederum gut, mit leicht grober Tendenz.

Dynamik N7

Diese Dynamik wurde von den fünf Linienspiloten als zufriedenstellend (Stufe 1) bewertet. Ihre PIO-Tendenz wurde mit PIOR 1 und 2 beurteilt. Die Bewertungen wiesen die geringste Streuung aller *Normal-Law*-Dynamiken auf. In Tabelle D.4 sind die quadratischen Mittelwerte angegeben.

Tabelle D.4: Leistungskennwerte der Versuche mit N7

Pilot	1. Versuch		2. Versuch		3. Versuch	
	\bar{e} [°]	\bar{c} [°]	\bar{e} [°]	\bar{c} [°]	\bar{e} [°]	\bar{c} [°]
A	0,776	3,547	0,731	3,693	0,788	3,296
D	0,864	2,951	0,928	3,234	1,105	3,043
G	1,095	2,945	1,117	2,767	1,486	2,547
H	0,756	3,314	0,78	3,476	0,82	3,119
I	0,79	3,814	0,772	3,689	0,825	3,453

Pilot G gab mit PIOR 2 die schlechteste Bewertung für die PIO-Tendenz ab. Er ließ aber auch die größten Ablagen aller Piloten zu und zeigte die geringste Knüppelaktivität.

Wieder wurden die Anfangsreaktion als zu schwach und die Steuerempfindlichkeit als gut mit leicht grober Tendenz bewertet. Die Vorhersagbarkeit der Endantwort wurde als gut bis sehr gut wahrgenommen.

D.2 *Direct-Law-Dyn.* (Umschaltschar 1)

In Tabelle D.5 sind die quadratischen Mittelwerte \bar{e} und \bar{c} der Versuche angegeben.

Dynamik D2

Beide Testpiloten und zwei Linienpiloten beurteilten diese Dynamik. Die Flugeigenschaftsbewertungen streuen von CHR 1 bis 4. Ebenso stark streuen die Bewertungen der PIO-Tendenz, von PIOR 1 bis 4.

Die Flugeigenschaftsbewertung von Pilot F weicht mit CHR 1 stark von denen der anderen Piloten ab. Hier ist allerdings anzumerken, dass Pilot F diese Dynamik als allerletzten Versuch flog. Wegen der langen Sitzungsdauer könnte vermutet werden, dass die Erwartung des nahenden Sitzungsendes seine Bewertung hier zum Besseren beeinflusste. Seine Leistungsparameter zeigten nämlich eine reduzierte Steueraktivität und einen fast doppelt so hohen mittleren Fehler im Vergleich zu den anderen Piloten. Bereits zuvor wies der Pilot auch auf seine zunehmende Müdigkeit hin.

Pilot H äußerte zu der Dynamik: „Wenn ich denke ich habe es raus, hab ich’s doch nicht raus.“ Er meinte eine kleine Schwingung bemerkt zu haben. Deshalb gab er eine Bewertung PIOR 4 mit der Tendenz zu PIOR 3 ab. Pilot B dagegen empfand die Dynamik sehr gut fliegebar. Laut ihm gäbe es allerdings immer einen kleinen Überschwinger, der sich durch entsprechendes Training kontrollieren ließe. Eine visuelle Überprüfung des Zeitverlaufs von Pilot H ergab keine Anzeichen für PIOs, sehr wohl aber für Überschwinger.

Anfangsreaktion und Steuerempfindlichkeit dieser Dynamik wurden gegenüber den *Normal-Law*-Dynamiken als besser empfunden. Die Vorhersagbarkeit der Endantwort wurde jedoch von einigen Piloten als schlechter (eher gut) empfunden.

Dynamik D2K

Ein Testpilot und drei Linienpiloten flogen diese Dynamik. Die Flugeigenschaftsbewertungen streuen von CHR 4 bis 6, mit einer Häufung bei CHR 5. Damit handelt es sich eindeutig um eine akzeptable Dynamik (Level 2). Die Beurteilung der PIO-Tendenz streute relativ stark, jeder Pilot vergab eine andere Bewertung.

Pilot D (CHR 4, PIOR 2) empfand die Dynamik als D empfindlich, würde aber dennoch zu PIOR 1 tendieren. Im Zeitverlauf von Pilot B (CHR 4, PIOR 4) ist ein kontinuierlicher Knüppelverlauf mit einer hohen Pilotenaktivität zu erkennen. Das Ausgangssignal schwingt permanent um das Kommandosignal. Pilot B beurteilte dies als Schwingungstendenz, obwohl er selber von Überschwingern sprach. Zu Beginn des Versuchs lässt sich sehr gut beobachten, wie stark der Pilot seine Eingaben reduzieren musste, um die Dynamik fliegen zu können. Pilot F (CHR 5, PIOR 5) stellte eine Tendenz zum Aufschaukeln fest.

Tabelle D.5: Leistungskennwerte der *Direct-Law*-Dynamiken von Umschaltchar 1

Pilot	B		D		F		H		J	
	\tilde{e} [°]	\tilde{c} [°]								
D2	0,574	1,313	–	–	0,924	0,986	0,563	1,329	0,578	1,172
D2K	0,506	0,913	0,667	0,661	0,774	0,596	0,625	0,73	–	–
D2-1K	–	–	0,701	0,676	0,769	0,62	0,508	0,749	0,519	0,808
D2-3	0,624	1,348	0,817	1,04	0,78	0,907	–	–	0,612	1,165
D2-3K	1,019	1,219	0,843	0,452	–	–	0,595	0,591	0,630	0,601
D4-1	–	–	0,655	0,787	0,837	0,698	0,596	0,988	0,578	0,897

Das Urteil zur Anfangsreaktion schwankt zwischen gut (Pilot B) und zu stark (alle Linienspilote). Die Vorhersagbarkeit wurde als eher schlecht beurteilt. Pilot B empfand die Steuerempfindlichkeit als gut, während die Linienspilote sie als zu sensibel wahrnahmen.

Dynamik D2-1K

Diese Dynamik wurde von den gleichen Piloten wie Dynamik D4-1 geflogen und bewertet. Die Flugeigenschaftsbewertungen streuen von CHR 2 bis 5 mit den meisten Bewertungen bei CHR 2. Die Bewertungen der PIO-Tendenz häufen sich bei PIOR 2 und streuen von 1 bis 3.

Testpilot J (CHR 4, PIOR 2) wies auf eine schwach gedämpfte Nickschwingung hin, die von ihm eine moderate Kompensation erforderte. Pilot H (CHR 5, PIOR 3) gab die schlechteste Bewertung ab. Aus den Zeitverläufen lassen sich aber keine Auffälligkeiten erkennen. Im Gegenteil, Pilot H erflieg den geringsten Fehler. Da der Pilot bei der Bewertung und bereits während des vorhergehenden Versuchs gähnte, könnten Ermüdungserscheinungen der Grund für dessen Bewertungen sein.

Die Anfangsreaktion wurde als gut mit Tendenz zu stark beurteilt. Mit der Steuerempfindlichkeit waren die Piloten zufrieden. Einer der Piloten merkte aber eine sensible Tendenz in der Empfindlichkeit an. Die Vorhersagbarkeit wurde als eher gut bewertet.

Dynamik D2-3

Diese Dynamik wurde von beiden Testpiloten und zwei Linienspilote bewertet. Die Testpiloten vergaben akzeptable Flugeigenschaftsbewertungen (CHR 4 und 5). Im Gegensatz dazu vergaben die Linienspilote zufriedenstellende Bewertungen (CHR 1 und 3). Drei der Piloten bewerteten die PIO-Tendenz mit PIOR 1, nur Pilot B vergab ein PIOR 3.

Pilot J (CHR 5) vergab seine Bewertung mit einer Tendenz zu CHR 4. Für eine bessere Bewertung würde er sich aber mehr Nickautorität wünschen. Pilot B (CHR 4) macht für seine Bewertung leichte Überschwinger verantwortlich.

Bei dieser Dynamik bewerteten die Testpiloten die Anfangsreaktion als gut. Die Linienspilote machten hierzu widersprüchliche Aussagen. Genauso sah die Bewertungssituation auch bei der Steuerempfindlichkeit aus. Die Vorhersagbarkeit wurde von den meisten Piloten als eher schlecht beurteilt. Nur Pilot J bewertete sie als gut.

Dynamik D2-3K

Zwei Linienspilote und die zwei Testpiloten flogen diese Dynamik. Die Bewertungen zu dieser Dynamik sind eindeutig. Die Flugeigenschaftsbewertungen mit CHR 7 und CHR 9 entsprechen einer kontrollierbaren Dynamik (Level 3). Fast alle Piloten bewerteten die PIO-Tendenz mit 4. Auch Pilot D (CHR

7, PIOR 3) vergab seine Bewertung mit einer Tendenz zu PIOR 4. Damit ist diese Dynamik als PIO-anfällig einzustufen. Bei allen drei Piloten, die PIOR 4 urteilten, konnte durch den Algorithmus eine PIO-Tendenz nachgewiesen werden.

Unterschiedliche Bewertungen bei der Anfangsreaktion traten auch hier auf. Die Testpiloten empfanden sie als gut, die Linienpiloten als zu stark. Alle Piloten beurteilten die Vorhersagbarkeit im besten Fall als mittel. Pilot B bescheinigte dieser Dynamik sogar eine sehr schlechte Vorhersagbarkeit. Bei der Steuerempfindlichkeit wurden widersprüchliche Angaben gemacht, so dass keine eindeutige Aussage möglich ist.

Dynamik D4-1

Diese Dynamik wurde von einem Testpiloten und drei Linienpiloten bewertet. Die Flugeigenschaftsbewertungen streuen von CHR 3 bis 7, mit den meisten Bewertungen bei CHR 4. Die PIO-Tendenz wurde jeweils zweimal mit PIOR 2 und 4 bewertet.

Eine Bewertung mit CHR 7 lässt eine schlechte Dynamik vermuten, mit der die gewünschte Flugaufgabe nicht erfüllt werden kann. Für Pilot F, der diese Bewertung abgab, war es der erste Versuch des *Direct-Law*-Blocks. Zwei Versuche später stellte sich heraus, dass er zur Abgabe dieser Bewertung den gesamten Versuchsablauf berücksichtigte, inklusive der Eingewöhnungsphase. Daraufhin erklärte er, dass seine Bewertungen zu schlecht gewesen sein könnten. Aus den Zeitverläufen ist ein starkes Nacheilen des Piloten erkennbar, was sich in einem vergleichsweise hohen Fehler (s. Tabelle D.5) bemerkbar macht. Dies könnte die entsprechende Bewertung begründen. Das Nacheilen ist höchstwahrscheinlich der Ausdruck von Ermüdungserscheinungen. Es bleibt allerdings unklar, ob eine Steigerung der Aggressivität seitens des Piloten zu einer besseren Bewertung geführt hätte. Trotzdem wird diese Dynamik von ihm als akzeptabel eingestuft.

Pilot H bescheinigte der Dynamik eine Schwingungstendenz. Im Zeitverlauf seines Versuchs sind mehrere, teils starke Überschwinger erkennbar, aber keine ausgeprägten Schwingungen. Der Testpilot J bemerkte eine Totzeit, die er gut kompensieren konnte. Da der Algorithmus keine PIO-Tendenzen erkannte, spricht vieles für ein unerwünschtes Bewegungsverhalten bei dieser Dynamik, das die Flugaufgabe beeinträchtigt.

Insgesamt lässt die hohe Streuung in den Bewertungen keinen eindeutigen Schluss bezüglich der PIO-Tendenz zu, weshalb mehr Versuche zur Überprüfung der Ergebnisse erforderlich wären. Die Anfangsreaktion wurde als etwas stark eingeschätzt, wobei die meisten Piloten sie immer noch als gut empfanden. Als eher schlecht dagegen beurteilten die Piloten die Vorhersagbarkeit der Endantwort. Lediglich Pilot J bewertete sie als gut. Bei der Steuerempfindlichkeit ist keine eindeutige Tendenz bestimmbar, da sich die Pilotenurteile teilweise widersprachen.

D.3 *Direct-Law-Dyn.* (Umschaltschar 2)

In Tabelle D.6 sind die quadratischen Mittelwerte \bar{e} und \bar{c} der Versuche angegeben.

Dynamik D1

Bei dieser Dynamik streuen die Flugeigenschaftsbewertungen von CHR 3 bis CHR 4, mit den meisten Bewertungen bei CHR 3. Die Bewertungen der PIO-Tendenz streuen von PIOR 1 bis 3, mit einer Häufung bei PIOR 3.

Pilot E vergab seine Bewertung (CHR 4) mit einer Tendenz zu CHR 3. Der Zeitverlauf zeigte keine Auffälligkeiten. Da der Pilot während des Versuchs redete, mag es sein, dass er etwas abgelenkt war und der Aufwand für ihn größer schien. Er gab keine Bemerkungen zur Form der unerwünschten Bewegungsverläufe (PIOR 3) ab, weshalb es nicht möglich ist die Plausibilität der Bewertung zu überprüfen. Es lässt sich nur feststellen, dass beide Bewertungen konsistent zueinander vergeben wurden. Inkonsistent hingegen ist die Bewertung von Pilot C (CHR 3, PIOR 3).

Die Bewertung der Dynamik kann daher nur ungefähr angegeben werden. Bei der Dynamik handelt es sich um ein Verhalten, mit dem die gewünschte Leistung erzielt werden kann. Unerwünschte Bewegungsverläufe scheinen den Aufwand für den Piloten aber so zu steigern, dass er nicht mehr mit minimaler Kompensation auskommt. Anfangsreaktion und Vorhersagbarkeit wurden als gut bewertet. Bei der Steuerempfindlichkeit ist auf Grund von Widersprüchen keine eindeutige Aussage möglich.

Dynamik D4

Diese Dynamik wurde von nur drei Piloten geflogen. Alle Flugeigenschaftsbewertungen liegen im zufriedenstellenden Bereich. Die PIO-Tendenz wurde von allen Piloten mit PIOR 1 beurteilt.

Fast alle Piloten bewerteten die Anfangsreaktion als gut, nur ein Pilot fand sie etwas zu schwach. Der gleiche Pilot beurteilte die Vorhersagbarkeit als mittel, während die anderen Piloten sie als gut empfanden. Die Steuerempfindlichkeit wurde von allen Piloten als gut empfunden.

Dynamik D4K

Diese Dynamik wurde von vier Piloten bewertet. Alle Flugeigenschaftsbewertungen lagen im zufriedenstellenden Bereich. Die Bewertungen der PIO-Tendenz sind von PIOR 1 bis 2 verteilt, mit den meisten Beurteilungen bei PIOR 2. Pilot I (CHR 3, PIOR 2) sprach von leichten Überschwingern, die aber gut zu beherrschen seien. Er vergab seine Bewertung mit Tendenz zu CHR 4.

Tabelle D.6: Leistungskennwerte der *Direct-Law*-Dynamiken von Umschaltchar 2

Pilot	A		C		E		G		I	
	\tilde{e} [°]	\tilde{c} [°]								
D1	0,775	1,593	0,888	1,233	0,75	1,245	–	–	0,817	1,164
D4	–	–	–	–	0,783	0,829	0,854	0,773	0,79	0,802
D4K	–	–	0,872	0,495	0,641	0,518	0,787	0,416	0,66	0,539
D4-1K	0,767	0,822	1,034	0,6	0,757	0,528	0,858	0,466	0,685	0,6
D4-3	0,72	1,116	0,885	0,912	0,796	0,803	0,918	0,78	–	–
D4-3K	0,891	0,549	0,987	0,309	–	–	0,99	0,339	0,775	0,356

Alle Pilot empfanden Anfangsreaktion, Vorhersagbarkeit und Steuerempfindlichkeit als gut bis sehr gut. Pilot G stellte eine leicht sensible Tendenz der Steuerempfindlichkeit fest. Dies wird durch seine Steueraktivität gestützt.

Dynamik D4-1K

Diese Dynamik wurde fünfmal bewertet. Alle Flugeigenschaftsbewertungen streuen im zufriedenstellenden Bereich. Fast alle Piloten bewerteten die PIO-Tendenz mit PIOR 2.

Alle Pilot empfanden Anfangsreaktion, Vorhersagbarkeit und Steuerempfindlichkeit als gut bis sehr gut. Einzige Ausnahme bildet Pilot C, der die Steuerempfindlichkeit als zu grob empfand. Er produzierte allerdings auch den größten Fehler.

Dynamik D4-3

Die Bewertungen dieser Dynamik streuen etwas stärker als die vorhergehenden Dynamiken. Es wurden Flugeigenschaftsbewertungen von CHR 2 bis CHR 4 vergeben, die meisten für CHR 2. Die Bewertungen der PIO-Tendenz streuen von PIOR 1 bis 4.

Pilot E vergab die beste Bewertung (CHR 2, PIOR 1). Auch die Leistungsparameter passen zu dieser Bewertung, da der Pilot mit einer geringeren Steueraktivität die Aufgabe ähnlich gut erfüllte wie Pilot A. Die Zeitverläufe seines Versuchs zeigen aber mehrfach Überschwinger, so dass die Bewertung als zu gut angenommen wird.

Pilot A vergab die schlechteste Bewertung (CHR 4, PIOR 4). Die Zeitsignale zeigen eine starke Schwingungsneigung. Heftige Überschwinger sind am Anfang und am Ende des Versuchslaufs zu erkennen. Der Algorithmus detektierte mehrere Halbschwingungen, die für eine PIO-Tendenz sprechen. Trotz der hohen Steueraktivität (s. Tabelle D.6) erfolgte Pilot A den geringsten Fehler. Beim Versuch von Pilot C (CHR 2, PIOR 2) wurde ebenfalls eine Halbschwingung mit PIO-Tendenz erkannt.

Insgesamt wird diese Dynamik als PIO-anfällig eingestuft. Anfangsreaktion und Vorhersagbarkeit wurden von den Piloten als gut wahrgenommen. Die Steuerempfindlichkeit empfanden sie ebenfalls als gut, wobei sie eine sensible Tendenz anmerkten. Einem der Piloten war diese Tendenz sogar etwas zu viel.

Dynamik D4-3K

Diese Dynamik zeigt wieder eine große Streuung in den Bewertungen der Piloten. Flugeigenschaftsbewertungen wurden in dem Bereich von CHR 3 bis CHR 8 vergeben. Dies lässt auf eine schlechte Dynamik schließen. Die Bewertungen der PIO-Tendenz streuen ähnlich stark, von PIOR 2 bis 6.

Für Pilot A war dies der letzte Versuch. Seine Ermüdung zu diesem Zeitpunkt war bereits stark. Sowohl er als auch Pilot I bescheinigten dieser Dynamik eine PIO-Anfälligkeit. Bei beiden Piloten war die Steueraktivität auch deutlich geringer als bei den Versuchen zuvor, wobei der erzielte Fehler, zumindest bei Pilot A, sogar deutlich höher war. Die Piloten C und G haben diese Dynamik besser bewertet. Beide machten deutlich reduzierte Eingaben.

Der PIO-Algorithmus hat bei zwei Piloten (A und G) eine PIO-Tendenz festgestellt. Die Zeitverläufe von Pilot I zeigen sehr wenig Steuereingaben des Piloten. Bei dieser Dynamik handelt es sich deshalb im besten Fall um eine akzeptable Dynamik (Level 2) mit PIO Tendenz. Pilot C war bei dieser Dynamik wieder inkonsistent mit seiner Bewertung (CHR 3, PIOR 3).

Die Anfangsreaktion wurde als gut mit leicht starker Tendenz wahrgenommen. Als eher schlecht empfanden die Piloten die Vorhersagbarkeit. Viel zu sensibel befanden sie die Steuerempfindlichkeit. Dies wird durch die geringe Steueraktivität bestätigt.

D.4 *Direct-Law*-Dyn. (Umschaltchar 3)

In Tabelle D.7 sind die quadratischen Mittelwerte \bar{e} und \bar{c} von den Versuchen angegeben.

Dynamik D6

Die Pilotenbewertungen dieser Dynamik (zwei Testpiloten, zwei Linienpiloten) waren ziemlich homogen. Alle Flugeigenschaftsbewertungen liegen im zufriedenstellenden Bereich. Bis auf Pilot F bescheinigen alle Piloten der Dynamik eine sehr geringe PIO-Anfälligkeit. Aber auch Pilot F vergab sein Urteil mit der Tendenz zu PIOR 1.

Alle Pilot empfanden Anfangsreaktion, Vorhersagbarkeit und Steuerempfindlichkeit als gut bis sehr gut. Daher kann diese Dynamik als zufriedenstellend mit unwahrscheinlicher PIO-Anfälligkeit interpretiert werden.

Dynamik D6K

Diese Dynamik wurde von vier Piloten (zwei Testpiloten, zwei Linienpiloten) geflogen. Die meisten Flugeigenschaftsbewertungen liegen im akzeptablen Bereich, mit einer Häufung bei CHR 5. Eine Bewertung liegt im zufriedenstellenden Bereich (Pilot C). Auch die Bewertungen der PIO-Tendenz streuen stark, von PIOR 2 bis 4.

Pilot C äußerte, dass er Schwierigkeiten habe das Kommandosignal zu erkennen. In dessen Zeitverläufen sind teilweise hohe Ablagen vom Kommandosignal erkennbar. Offenbar ist der Pilot auf Grund von Müdigkeitsercheinungen die Flugaufgabe nicht mehr mit der erforderlichen Aggressivität geflogen.

Tabelle D.7: Leistungskennwerte der *Direct-Law*-Dynamiken von Umschaltschar 3

Pilot	B		C		E		F		J	
	\tilde{e} [°]	\tilde{c} [°]								
D6	0,585	1,242	–	–	0,71	1,121	0,82	1,026	0,525	1,263
D6K	0,6	1,28	0,884	0,544	–	–	0,902	0,564	0,554	0,789
D6-3K	1,113	1,558	0,925	0,376	0,781	0,525	–	–	0,585	0,599
D6-4	0,589	0,958	0,876	0,711	0,763	0,833	0,803	0,692	–	–
D7-1	–	–	0,841	0,744	0,713	0,894	0,895	0,764	0,607	0,971
D8	–	–	0,925	0,862	0,775	0,882	0,922	0,882	0,598	1,09

Pilot B bewertete die PIO-Tendenz mit PIOR 4. Seine Steueraktivität war im Vergleich zu den anderen Piloten sehr hoch. Der Algorithmus erkannte in dessen Zeitverlauf auch eine PIO-Tendenz. Pilot J merkte an, dass es ihm nicht möglich war die gesamte Zeit im gewünschten Bereich zu bleiben. Durch geringe Dämpfung kam es immer wieder zu einem Überschwinger.

Die meisten Piloten bescheinigen der Dynamik eine gute Anfangsreaktion sowie eine gute Steuerempfindlichkeit. Dagegen wurde die Vorhersagbarkeit unterschiedlich wahrgenommen, von schlecht bis gut. Pilot F befand die Steuerbarkeitsparameter insgesamt als unbefriedigend.

Dynamik D6-3K

Bei dieser Dynamik streuen die Bewertungen der Piloten (zwei Testpiloten, zwei Linienpiloten) sehr stark. Die Flugeigenschaftsbewertungen streuen vom zufriedenstellenden bis zum kontrollierbaren Bereich, von CHR 2 bis CHR 7. Auch die Bewertungen der PIO-Tendenzen streuen von PIOR 2 bis 4.

Pilot C vergab die beste Bewertung (CHR 2, PIOR 2). Es war für ihn der letzte Versuch der Sitzung. Die Zeitverläufe zeigen viele Überschwinger. Gleichzeitig zeigen die Leistungsparameter hohe Fehler in Kombination mit geringen Ausschlägen. Anhand der Verläufe scheint die Bewertung daher zu gut, was auf Ermüdung zurückführbar wäre. Drei der Piloten vergaben eine Bewertung PIOR 4. Der Algorithmus fand bei allen vier Versuchen eine PIO-Tendenz, so dass diese Dynamik als PIO-anfällig anzusehen ist.

Steuerempfindlichkeit beurteilten die Piloten als gut oder zu sensibel. Die Vorhersagbarkeit wurde durchweg schlecht bewertet. Die Bewertungen der Anfangsreaktion streuen zwischen gut und zu stark. Pilot B beschrieb eine nichtlineare Anfangsbewegung, ein Aufbäumen ohne Eingaben.

Dynamik D6-4

Diese Dynamik wurde von einem Testpiloten und drei Linienpiloten geflogen. Alle Flugeigenschaftsbewertungen dieser Dynamik liegen im zufriedenstellenden Bereich. Die Bewertungen der PIO-Tendenz streuen von PIOR 1 bis 3, mit den meisten Bewertungen bei PIOR 2.

Die schlechteste Bewertung der PIO-Tendenz vergab Pilot C (PIOR 3). Diese Bewertung ist nicht konsistent zu einem CHR 2. Da der Pilot bereits einige Versuche zuvor Ermüdungserscheinungen kommentierte, kann diese Bewertungsdiskrepanz auch darauf zurückgeführt werden. Deshalb wird diese Bewertung nicht berücksichtigt.

Alle drei Steuerbarkeitsparameter wurden wieder als gut bewertet. Diese Dynamik erhält daher eine zufriedenstellende Bewertung, obwohl sie geringe unerwünschte Bewegungsanteile aufweist.

Dynamik D7-1

Ein Testpilot und drei Linienpiloten flogen und bewerteten diese Dynamik. Bei ihr streuen die Flugeigenschaftsbewertungen wieder stark zwischen dem zufriedenstellenden und dem akzeptablen Bereich. Die beste Bewertung war CHR 2, die schlechteste CHR 5 (2 Mal). Bei der PIO-Tendenz streuen die Bewertungen noch stärker, jede Bewertung zwischen PIOR 1 und 4 wurde jeweils einmal vergeben.

Pilot J (CHR 5, PIOR 3) bemängelte ein „Ausbluten“ der Nickgeschwindigkeit, wodurch unerwünschte Bewegungen auftraten. Diese wären mit zunehmendem Training beherrschbar gewesen. Das erfordere aber auch viel Aufmerksamkeit und beanspruche den Piloten stark.

Pilot F (CHR 5, PIOR 4) gab im Nachhinein an, dass seine Bewertung möglicherweise zu schlecht sei. Er berücksichtigte nämlich den gesamten Verlauf des Versuchs für die Bewertung, auch die Eingewöhnungsphase. Die aufgezeichneten Daten ließen weder eine übermäßige Schwingungsneigung und noch eine hohe Sidestickaktivität erkennen. Daher wird ein PIOR 4 für zu hoch angesehen. Viel wahrscheinlicher ist das Auftreten von unerwünschten Bewegungsanteilen.

Insgesamt wird die Dynamik daher als akzeptable Dynamik mit unerwünschten Bewegungsverläufen gewertet, deren Auftreten die Erfüllung der Flugaufgabe erschwert.

Alle Piloten bewerteten die Anfangsreaktion als gut. Die Vorhersagbarkeit wurde als eher gut beurteilt, Pilot F bezeichnete sie sogar als schlecht. Zwei Piloten bewerteten die Steuerempfindlichkeit als zu sensibel, ein Pilot dagegen als zu grob.

Dynamik D8

Diese Dynamik wurde von vier Piloten (1 Testpilot, 3 Linienpiloten) geflogen, deren Flugeigenschaftsbewertungen von CHR 1 bis 4 streuen. Die Bewertungen der PIO-Tendenzen streuen von PIOR 1 und 3, mit Häufung bei PIOR 3.

Pilot J (CHR 5, PIOR 3) vergab seine Bewertung auf Grund einer großen erforderlichen Kompensation, um Überschwinger zu vermeiden. Er bemängelte an dieser Dynamik das langsame Abklingen von großen Nickgeschwindigkeiten. Ferner nahm er eine Totzeit wahr, die ursächlich für das Abklingen sein könnte. Diese unerwünschten Bewegungsverläufe beeinflussten nach Aussage des Piloten die Genauigkeit.

Ähnliche Kommentare gab auch Pilot F (CHR 3, PIOR 3) ab. Er fand die Dynamik nicht besonders gut, da sie viel Aufmerksamkeit erforderte. Problematisch erwies sich die Tendenz zum Überschießen. Daher war die Bewertungen des Piloten nicht konsistent. Stattdessen hätte er die Flugeigenschaften mindestens mit CHR 4 bewerten müssen, wenn die Bewegungsverläufe die Durchführung der Flugaufgabe tatsächlich störten.

Die anderen beiden Piloten beurteilten die Dynamik als zufriedenstellend. Auffällig ist, dass die erfahrenen Piloten diese Dynamik schlechter bewerteten als die weniger erfahrenen Piloten.

Fast alle Piloten bewerteten die Anfangsreaktion als gut bis sehr gut. Lediglich Pilot F bezeichnete sie als „zu hart“. Die Vorhersagbarkeit wurde als eher gut bezeichnet. Bei der Steuerempfindlichkeit lässt sich wieder keine eindeutige Tendenz angeben.

D.5 *Direct-Law-Dyn.* (Umschaltchar 4)

In Tabelle D.8 sind die quadratischen Mittelwerte \tilde{e} und \tilde{c} von den Versuchen angegeben.

Dynamik D5

Die Flugeigenschaftsbewertungen der Dynamik streuen von CHR 2 bis CHR 4. Das Pilotenurteil zur PIO-Tendenz zeigt Bewertungen von PIOR 1 bis 3.

Pilot H (CHR 4, PIOR 3) bemerkte ein leichtes Nachnicken der Dynamik. In den Zeitverläufen sind mehrere Überschwinger erkennbar, die seine Bewertungen plausibel erscheinen lassen. Pilot A (CHR 3, PIOR 1) empfand diese Dynamik als zu träge für eine bessere Flugeigenschaftsbewertung. Die Überschwinger waren für ihn fast perfekt. Auch Pilot I (CHR 3, PIOR 2) merkte leichte Überschwinger an, die aber leicht zu kontrollieren seien.

Vorhersagbarkeit und Steuerempfindlichkeit wurden von allen Piloten für gut befunden. Die Anfangsreaktion war für Pilot A etwas zu schwach. Die anderen Piloten empfanden sie als gut.

Dynamik D7K

Bei dieser Dynamik lagen fast alle Bewertungen im zufriedenstellenden Bereich mit geringer PIO-Anfälligkeit (PIOR 1). Einzig Pilot H bewertete sie als akzeptabel (CHR 5) und bescheinigte ihr eine PIO-Tendenz (PIOR 4).

Die Zeitverläufe von Pilot H zeigen keine Anzeichen für eine PIO-Tendenz. Sie zeigen allerdings Schwierigkeiten bei der Anpassung über einen langen Zeitraum der Aufzeichnung. Mit fortlaufender Zeit ist eine immer bessere Anpassung durch geringere erzielte Abweichungen erkennbar. Die schlechte Bewertung lässt sich nur damit erklären, dass der Pilot die Anfänge des Versuchslaufs bei der Bewertung berücksichtigte. Es ist wahrscheinlich, dass eine langfristige Bewertungstechnik diesen Piloten zur Vergabe besserer Bewertungen veranlasst hätte.

Die Bewertungen spiegeln sich auch in den Beurteilungen der Steuerbarkeitsparameter wieder. Bis auf Pilot H bewerteten alle Piloten sie als gut. Pilot H empfand die Anfangsreaktion als etwas zu stark und die Vorhersagbarkeit als schlecht. Die Steuerempfindlichkeit war eindeutig zu hoch für ihn.

Tabelle D.8: Leistungskennwerte der *Direct-Law*-Dynamiken von Umschaltschar 4

Pilot	A		D		G		H		I	
	\tilde{e} [°]	\tilde{c} [°]								
D5	0,554	1,574	–	–	1,016	0,832	0,6	1,432	0,691	1,281
D7K	0,841	0,907	0,603	0,609	–	–	0,634	0,722	0,737	0,595
D7-1K	–	–	0,884	0,737	0,75	0,565	0,53	0,807	0,69	0,678
D7-3	0,608	1,199	0,698	0,987	1,047	0,558	0,94	1,113	–	–
D7-3K	0,665	0,748	0,704	0,444	0,892	0,407	–	–	0,68	0,418
D7-4K	–	–	0,576	0,59	0,831	0,532	0,833	0,681	0,643	0,64

Dynamik D7-1K

Die Flugeigenschaftsbewertungen dieser Dynamik liegen überwiegend im zufriedenstellenden Bereich. Eine Bewertung liegt im akzeptablen Bereich. Die Bewertungen der PIO-Tendenz sind gut, maximal PIOR 2.

Die schlechteste Bewertung wurde durch Pilot D vergeben. Dieser Versuch war für ihn der allerletzte. In den Zeitverläufen ist eine häufige Abweichungen vom Sollsignal zu erkennen, was ein deutliches Zeichen für die Müdigkeit sein könnte. Er hatte mehr Schwierigkeiten als bei anderen Dynamiken die gewünschte Genauigkeit einzuhalten. Dies spiegelt sich auch im mittleren Fehler wider. Die anderen Piloten hatten keine Probleme mit der Dynamik.

Bei Pilot H trat während des Versuchs bei ungefähr 96 Sekunden eine große Ablage auf. Er reagierte verspätet auf eine Änderung des Sollsignals, wodurch der Fehler nach 4 Sekunden ein Maximum annahm.

Die Anfangsreaktion wurde im Allgemeinen als gut angesehen. Von den meisten Piloten wurde die Vorhersagbarkeit als gut empfunden. Pilot D fand sie schlecht. Bei der Steuerempfindlichkeit variierten die Urteile von gut bis zu sensibel.

Dynamik D7-3

Die Flugeigenschaftsbewertungen dieser Dynamik liegen fast alle im akzeptablen Bereich, nur Pilot D gab eine zufriedenstellende Bewertung. Die Bewertungen der PIO-Tendenz streuen sehr stark von PIOR 1 bis 4.

Für Pilot D war es der vorletzte Versuch der Sitzung. In seinem Zeitverlauf traten mehrere Überschwinger auf, die auf Ermüdung zurückzuführen sein könnten. Die meiste Zeit des Versuchs blieb der Pilot innerhalb der gewünschten Genauigkeit. Ähnliche Überschwinger sind bei Pilot A (CHR 4, PIOR 2) und Pilot G (CHR 4, PIOR 3) zu erkennen. Auch sie blieben die meiste Zeit innerhalb der gewünschten Genauigkeit. Für Pilot A war es der erste Versuch des *Direct-Law*-Blocks, für Pilot G der vorletzte. Pilot A zeigte die höchste Steueraktivität. Pilot G hingegen produzierte auf Grund seiner geringen Eingaben den höchsten Fehler von allen Piloten.

Pilot H (CHR 4, PIOR 4) erkannte eine Schwingungsneigung. Im Zeitverlauf wurden mehrere Überschwinger erkannt, aber keine Anzeichen für PIOs. Es ist aber ersichtlich, dass der Pilot lange Zeit brauchte, um sich an die Dynamik zu gewöhnen. Für ihn war es der drittletzte Versuch. Daher wird diese Bewertung als zu hoch angesehen.

Alle Piloten bewerteten die Steuerempfindlichkeit als gut. Die Anfangsreaktion bewerten die meisten Piloten als gut. Lediglich Pilot H empfand sie zu schwach. Bei der Vorhersagbarkeit variieren die Bewertungen zwischen gut und eher schlecht.

Dynamik D7-3K

Die Flugeigenschaftsbewertungen streuen wieder stark zwischen dem zufriedenstellenden und dem kontrollierbaren Bereich, von CHR 3 bis 7. Ähnlich stark streuen die Bewertungen der PIO-Tendenz, von PIOR 2 bis PIOR 5.

Die Piloten A und D bewerteten die Dynamik mit CHR 7. Dabei erkannte Pilot A eine divergente Schwingung (PIOR 5), während Pilot D nur unerwünschte Bewegungsanteile (PIOR 3) wahrnahm. Die Zeitverläufe von Pilot A zeigen eine hohe Schwingungstendenz um den Sollwert. Auch der Algorithmus erkannte darin eine PIO-Tendenz. Das lässt auf eine PIO-Anfälligkeit schließen. Pilot D war das Einhalten der gewünschten Grenzen nur mit Mühe möglich. Er merkte an, dass eine Tendenz zu PIO gegeben sei.

Die Zeitverläufe von Pilot G zeigen ebenfalls Schwierigkeiten bei der Steuerung der Dynamik. Es war dem Piloten nur schwierig möglich den Fehler innerhalb der gewünschten Grenzen zu behalten. Er weist den höchsten Fehler aller Piloten auf. Bei Pilot I hingegen sind keine Auffälligkeiten zu erkennen.

Die Anfangsreaktion wurde von einigen Piloten als gut, von anderen als zu stark empfunden. Die Steuerempfindlichkeit wurde als sensibel eingeschätzt. Die Vorhersagbarkeit war eher schlecht, auch wenn Pilot I sie als gut empfand.

Dynamik D7-4K

Bei dieser Dynamik streuten die Bewertungen nur wenig. Eine der Flugeigenschaftsbewertungen lag bei CHR 2, alle anderen lagen bei CHR 4. Die PIO-Tendenz bewerteten alle Piloten mit PIOR 2.

Bei Pilot G (CHR 2, PIOR 2) fallen im Zeitverlauf keine Besonderheiten auf. Die Genauigkeit von 1° konnte meist eingehalten werden. Pilot J spürte eine Neigung zum Übersteuern bei größeren Ausschlägen.

Die Anfangsreaktion wurde im Wesentlichen als gut bezeichnet. Die Steuerempfindlichkeit empfanden die Piloten als etwas zu sensibel. Die Vorhersagbarkeit wurde unterschiedlich wahrgenommen. Einige Piloten bezeichneten sie als gut, andere als mittel oder eher schlecht.

Anhang E

Pilotenbriefing

Pilot Briefing

LAW-S

Technische Universität Berlin

Institut für Luft- und Raumfahrt

Fachgebiet Flugmechanik, Flugregelung und Aeroelastik

Prof. Dr.-Ing. R. Luckner



Background

Recent events in commercial aircraft operation showed that in manual flight switching from normal law to backup control laws occurs (although very seldom). The transient reaction following the mode switching may cause problems, if the pilots are used to fly only in normal law configuration and the new dynamics are unknown to them. The event might even pose a hazardous situation, if the control laws are not properly designed and if additional failures occur.

As part of a PhD thesis, tests with airline pilots shall be conducted to analyze the transient effects of mode switching in manual flight. The main aspect to be regarded is under which conditions switching from normal to direct law can cause a hazardous situation. As a result from these experiments tolerable differences in the flight dynamics before and after mode switching shall be identified, where the pilot is able to adapt without problem. The intention of the experiments is neither to evaluate the handling of a specific aircraft nor to evaluate the capabilities of individual pilots.

Test results will be strictly handled in compliance with privacy protection rights, this means that all gathered data will be de-personalized before analysis and/or disclosure. Personal data will only be kept by TU Berlin in order to re-establish contact with the pilot. De-personalized data will be analyzed by TU Berlin according to the experiment objectives of the research project.

Test objectives

The objectives of the experiments are:

- ∞ Investigate handling qualities before, during and after mode switching (the pilot will not be trained on aircraft dynamics after switching has occurred).
- ∞ Investigate tolerable differences in the aircraft dynamics before and after mode switching, where the pilot is able to adapt without problem.
- ∞ Collect data of pilot control behaviour to develop models for offline simulations.

Scheduling

Each session will take about 5 hours, of which 4 hours are spent at the workstation. Pilot briefing starts 30 minutes prior to the session and will be done at the workstation site. The session itself is divided into four individual sections with a break of 10-15 minutes in-between sections. After the session a de-briefing gives the pilot the opportunity to provide comments not only on the handling but also on test set-up, planning etc.

Test scenario

The scenario for the investigation is a landing approach. The airplane is initially flying horizontally at 3000 ft with 170 kts. Flaps are set (CONF 2) and gear is retracted. At the final approach fix flaps are set (CONF 3), the flight path angle is changed to -3° and the gear is down. Speed is reduced to 150 kts. During the landing approach, mode switching can occur due to a failure either in the horizontal approach phase or in the final approach phase. Each test configuration represents one of those conditions.

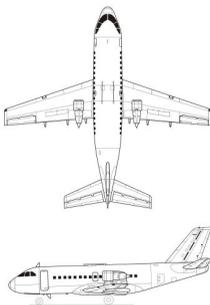
Piloting task

During the session the pilot will have to perform approximately 40 tracking tasks under instrument conditions. The pilot has to follow the pitch flight director bar as close as possible within the given accuracy, while it is moving continuously (attitude command signal, there is no relation to the aircraft motion). The task is not to follow a precise flight path.

The session is split into four individual sections. Purpose of the first section is to get familiarized with the piloting task and the rating scales. A few different aircraft dynamics configurations will be flown to exercise the application of the rating scales and to set the reference for the following ratings. During the second and third sections the pilot has to perform the tracking task, where mode switching from normal to direct law may occur, but does not have to. Each run starts in normal law. After each run the pilot has to complete a questionnaire (see section "pilot questionnaire"), where he has to rate the transition, handling qualities and PIO susceptibility. In the last section the pilot has to perform the tracking task with several direct law aircraft dynamics (without switching) and to complete the questionnaire once again.

Flight Simulator Information

The piloted tests are flown at TU Berlin's handling qualities research workstation. It consists of a pilot seat, a side-stick on the right side, and several PCs. One computer/monitor is used to display an A320 like PFD to the evaluation pilot. The other two computers are used for simulation purposes. There is no visual scene available. The active side-stick is a research instrument. Stiffness and damping of the stick can be varied during run-time. For the experiments roll axis inputs are ignored. There are no pedals or thrust levers available. The simulated aircraft dynamics are based on the twin jet VFW-614-ATD and were modified for this campaign. This aircraft is the advanced technology demonstrator that Daimler-Chrysler Aerospace Airbus equipped with an electronic flight control system and flight control laws similar to those of modern transport aircraft. The aircraft has a wing span of 21.5m and a MTOW of approx. 20 tons (ICAO Medium category). A two side view of the simulated aircraft and a photo of the workstation are presented below.



Pilot Briefing

LAW-S

Technische Universität Berlin

Institut für Luft- und Raumfahrt

Fachgebiet Flugmechanik, Flugregelung und Aeroelastik

Prof. Dr.-Ing. R. Luckner



Pilot Questionnaire

After each test run, the pilot has to fill out a questionnaire. The questionnaire contains 2 specific parts plus a general remarks/comments section. The first part of the questionnaire asks for a Transient Failure Rating (TFR), a Cooper-Harper Rating (CHR) and a PIO Rating (PIOR). All these rating scales are typical handling qualities rating scales. Specifics on these rating scales are provided below. All rating scales are based on the penalty principle. The lower the rating the better the aircraft dynamics are perceived. No half ratings (e.g. 4.5) are allowed. In the second part, some questions regarding the failure situation have to be answered.

Transient Failure Rating (THR)

The purpose of the Transient Failure Rating is to assess the effect of the mode switching on pilot workload and flight safety. After each test, the pilot is asked to judge the impact of the mode switching on the flying task on a scale between -1 and 5 ("1" – indicating an improvement of a/c response, "5" – indicating a hazardous situation or even loss of control). The rating should address the complete part of the evaluation run that was characterized by the mode switching (from the moment where switching is detected to the time when the pilot feels adapted to the new aircraft dynamics).

Cooper-Harper Rating (CHR)

The purpose of the Cooper-Harper rating scale is to assess the handling qualities of the test configuration. After each test, the pilot is asked to judge the handling qualities on a scale between 1 and 10 ("1" – excellent handling qualities, "10" – aircraft is not controllable). The rating shall only address the last aircraft dynamics of the evaluation run. In case of no switching noticed, the whole run should be evaluated.

PIO Rating (PIOR)

The purpose of the PIO rating scale is to assess the PIO susceptibility of the control law switching or the direct law aircraft dynamics. After each test, the pilot is asked to judge the aircraft response on a scale between 1 and 6 ("1" – No tendency for PIO, "6" – Divergent oscillation when the pilot attempts to enter the control loop). The rating should address the complete evaluation run.

Finally, three questions shall be answered. The first two questions try to identify the pilot behaviour, if the simulated event would have occurred in a real flight situation. The evaluation runs are all executed as pitch tracking tasks in horizontal flight. However, some of the aircraft dynamics represent final approach aircraft dynamics. If the mode switching would occur in the final approach, the pilot might initiate a go-around in real life.

The last question tries to elicit comments on side-stick characteristics and their influence on task performance. The active side-stick has a reduced deflection range compared to Airbus side-sticks. This might negatively influence the transient control behaviour, if the stick deflection reaches the limits. Additionally, other stick nonlinearities (freeplay, breakout force, etc.) might influence the aircraft control as well.

Pilot Briefing

LAW-S

ILR
Institut für Luft- und Raumfahrt
Fachgebiet Flugmechanik, Flugregelung und Aeroelastik
Prof. Dr.-Ing. R. Luckner

Pilot Questionnaire

Session: 01	Date: 25.04.12	Pilot: Mustermann	Test No.:	Scenario:										
Transient Rating (TR)		<table border="1"><tr><td>-1</td><td>0</td><td>1</td><td>2</td><td>3</td><td>4</td><td>5</td></tr></table>			-1	0	1	2	3	4	5			
-1	0	1	2	3	4	5								
Cooper Harper Rating (CHR)		<table border="1"><tr><td>1</td><td>2</td><td>3</td><td>4</td><td>5</td></tr><tr><td>6</td><td>7</td><td>8</td><td>9</td><td>10</td></tr></table>			1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
1	2	3	4	5										
6	7	8	9	10										
PIO Rating (PIOR)		<table border="1"><tr><td>1</td><td>2</td><td>3</td><td>4</td><td>5</td><td>6</td></tr></table>			1	2	3	4	5	6				
1	2	3	4	5	6									
If you rate the transition at least TR3, what would be your reaction at a switching altitude between 100 and 500 ft?														
If you rate the transition at least TR3, what would be your reaction at a switching altitude below 100 ft?														
Did you feel uncomfortable with the side-stick characteristics during transient motion? Comment:		<table border="1"><tr><td>Yes</td><td>No</td><td>Not valid</td></tr></table>			Yes	No	Not valid							
Yes	No	Not valid												
Comment / Remarks														

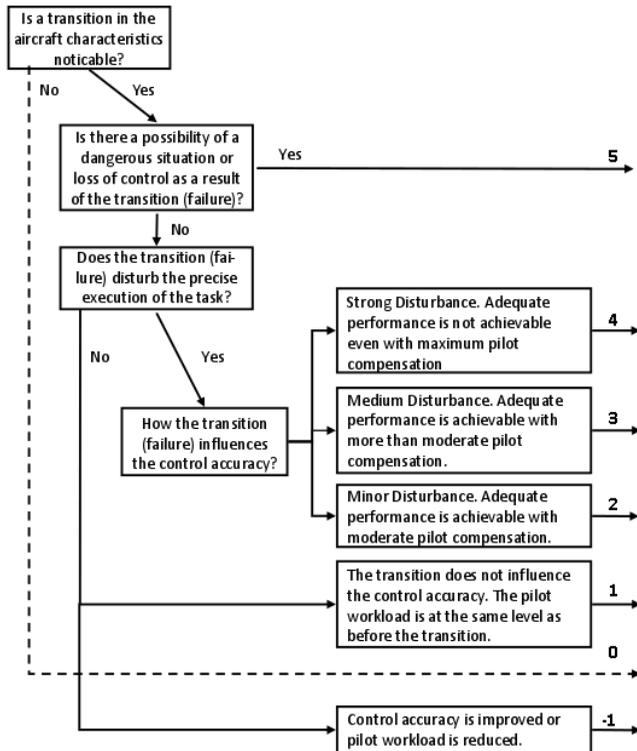
Performance Definitions for Rating Scales	
Desired	Adequate
No Pilot-in-the-Loop Oscillations (PIOs)	
Pitch angle maintained within $\pm 1^\circ$	Pitch angle maintained within $\pm 2^\circ$

Pilot Briefing

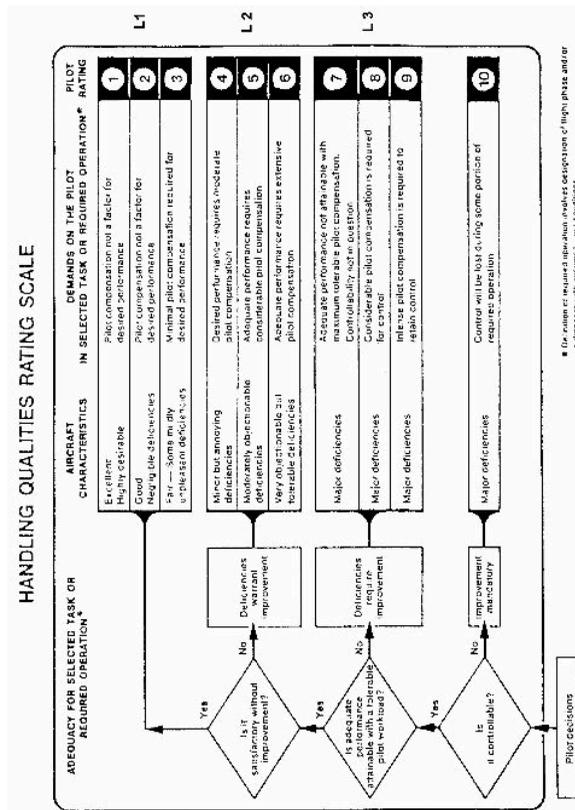
LAW-S

Institut für Luft- und Raumfahrt
 Fachgebiet Flugmechanik, Flugregelung und Aeroelastik
 Prof. Dr.-Ing. R. Luckner

Transient Rating Scale



Cooper-Harper Rating Scale

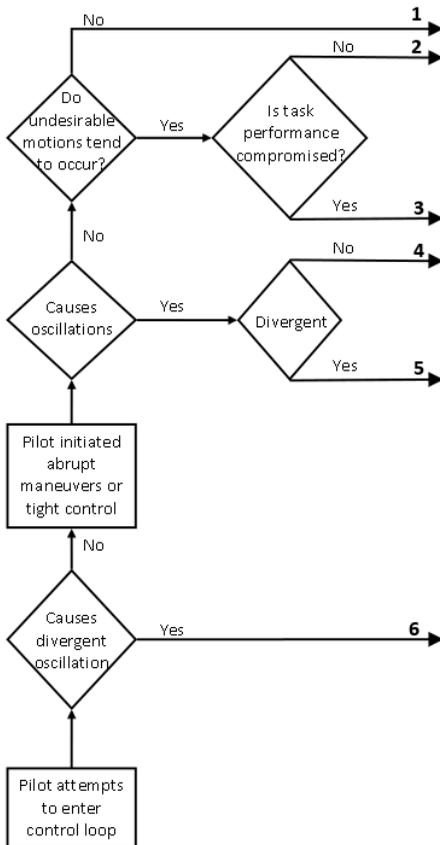


Pilot Briefing

LAW-S

Institut für Luft- und Raumfahrt
Fachgebiet Flugmechanik, Flugregelung und Aeroelastik
Prof. Dr.-Ing. R. Luckner

PIO Rating Scale



Pilot Briefing

LAW-S

Technische Universität Berlin

Institut für Luft- und Raumfahrt

Fachgebiet Flugmechanik, Flugregelung und Aeroelastik

Prof. Dr.-Ing. R. Luckner



Description	Numerical Rating
No tendency for pilot to induce undesirable motions.	1
Undesirable motions tend to occur when pilot initiates abrupt manoeuvres or attempts tight control. <i>These motions can be prevented or eliminated by pilot technique.</i>	2
Undesirable motions easily induced when pilot initiates abrupt manoeuvres or attempts tight control. <i>These motions can be prevented or eliminated but only at sacrifice to task performance or through considerable pilot attention and effort.</i>	3
Oscillations tend to develop when pilot initiates abrupt manoeuvres or attempts tight control. <i>Pilot must reduce gain or abandon task to recover.</i>	4
Divergent oscillations tend to develop when pilot initiates abrupt manoeuvres or attempts tight control. <i>Pilot must open loop by releasing or freezing the stick.</i>	5
Disturbance or normal pilot control may cause divergent oscillation. <i>Pilot must open control loop by releasing or freezing the stick.</i>	6

Anhang F

Algorithmus zum Erkennen von PIO-Anzeichen

Ein spezieller Algorithmus wurde zur Identifikation von PIO-Anzeichen in den Pilotenversuchen eingesetzt. Er wurde in Anlehnung an den ROVER-Algorithmus [51] implementiert.

Der Algorithmus berechnet zunächst die Extrema von Ein- und Ausgangssignal. Hierzu werden die Signale mit einem Butterworth-Tiefpass gefiltert (Eckfrequenz $\omega = 2 \text{ Hz} \approx 12,6 \text{ rad/s}$). Anschließend werden die gefilterten Signale numerisch abgeleitet und die Nullstellen des abgeleiteten Signals ermittelt. Damit lassen sich die Extremwerte in den (gefilterten) Signalen berechnen. Da die Unterschiede zwischen aufeinanderfolgenden Extrema auf Grund von normalem Signalrauschen sehr gering sein können und kein PIO-Anzeichen darstellen, werden alle Extrema innerhalb eines gewissen Toleranzbereichs (Eingangssignal $0,05^\circ$, Ausgangssignal $0,2^\circ$) zu einem Extremum zusammengefasst. Da hierdurch gleichartige Extrema unmittelbar aufeinander folgen können, werden aus den Folgen der Extrema direkt Halbschwingungen (Kombinationen aus Maxima/Minima) identifiziert. Im Eingangssignal werden zusätzlich alle Extrema innerhalb des Bandes $\pm 0,5^\circ$ entfernt, da ansonsten auch Nullausschläge als Extrema identifiziert werden könnten.

Von den verbleibenden Extrema wird die Momentanfrequenz der jeweiligen Halbschwingung berechnet. Es werden nur Halbschwingungen im Ausgangssignal mit Kreisfrequenzen zwischen 1 und 5 rad/s betrachtet, da PIOs üblicherweise in diesem Frequenzbereich auftreten [51]. Anschließend versucht der Algorithmus ähnliche Schwingungsmuster im Ein- und Ausgangssignal zu erkennen. Findet der Algorithmus solche Konstellationen, wird der

Phasenversatz über die Zeitdifferenz zwischen den ähnlichen Schwingungsmustern ermittelt.

Zur weiteren Berechnung werden vom Ein- und vom Ausgangssignal die Betragsdifferenzen zwischen dem Maximum und dem Minimum einer Halbschwingung berechnet. PIO-Anzeichen werden vom Algorithmus dann erkannt, wenn

1. die Betragsdifferenz in der Nickgeschwindigkeit (in $^{\circ}/s$) höher als das 1,5-fache der Momentanfrequenz (in rad/s) ist, und
2. die Betragsdifferenz im Sidestickausschlag höher als 1° ist und
3. wenn der Phasenversatz mehr als 80° beträgt.

Die PIO-Frequenz eines Versuchs wird als Mittelwert über alle Momentanfrequenzen mit bestätigten PIO-Anzeichen berechnet.

Literaturverzeichnis

- [1] Irving Ashkenas, Henry Jex, and D. T. McRuer. Pilot-Induced Oscillations: Their Causes and Analysis. Technical Report STI TR-239-2, Systems Technology, Inc., 1964.
- [2] R. Bailey. The Application of Pilot Rating and Evaluation Data for Fly-by-Wire Flight Control System Design. In *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference 1990*, 1990. AIAA-90-2826.
- [3] Charles Berthe, Charles Chalk, and Shahan Sarrafian. Pitch Rate Flight Control System in the Flared Landing Task and Design Criteria Development. Technical report, ARVIN/CALSPAN Advanced Technology Center, 1984.
- [4] William Bihrl. A Handling Qualities Theory for precise Flight Path Control. Technical Report AFFDL-TR-65-198, Air Force Flight Dynamics Laboratory, Wright-Patterson AFB, 1966.
- [5] E. A. Bjorkman, J. T. Silverthorn, and R. A. Calico. Flight Test Evaluation of Techniques to Predict Longitudinal Pilot Induced Oscillations. In *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference 1986*, 1986.
- [6] Oliver Brieger, Murray Kerr, Ian Postlethwaite, Matthew C. Turner, and Jorge Sofrony. Pilot-Involved-Oscillation Suppression Using Low-Order Antiwindup: Flight-Test Evaluation. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 35:471–483, 2012.
- [7] Rudolf Brockhaus, Wolfgang Alles, and Robert Luckner. *Flugregelung 3. Auflage*. Springer, 2011.
- [8] E. Buchacker, H. Galleithner, R. Koehler, and M. Marchand. Development of MIL-8785C into a Handling Qualities Specification for a New European Fighter Aircraft. In *AGARD-CP-508*, 1991.
- [9] National Research Council Committee on the Effects of Aircraft-Pilot Coupling on Flight Safety. *Aviation Safety and Pilot Control: Understanding and Preventing Unfavorable Pilot-Vehicle Interactions*. The National Academies Press, 1997.

- [10] George Cooper and Robert Harper. The Use of Pilot Rating in the Evaluation of Aircraft Handling Qualities. Technical report, NASA, 1969. NASA TN D-5153.
- [11] Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes CS-25, Amendment 19, EASA, Juni 2017.
- [12] John B. Davidson and David K. Schmidt. Modified Optimal Control Model for Computer-Aided Design and Analysis. Technical report, NASA, 1992.
- [13] David B. Doman. *Projection Methods for Order Reduction of Optimal Human Operator Models*. PhD thesis, Virginia Polytechnical Institute and State University, 1998.
- [14] Michael Dornheim. Report Pinpoints Factors leading to YF-22 Crash. *Aviation Week & Space Technology*, 137 (19):53–54, 1992.
- [15] Michael Dornheim and David Hughes. Boeing Corrects Several 777 PIOs. *Aviation Week & Space Technology*, 142 (19):32, 1995.
- [16] Holger Duda. *Fliegarbeitskriterien bei begrenzter Stellgeschwindigkeit*. Dissertation, TU Braunschweig, Braunschweig, April 1997.
- [17] A. I. Dynnikov, A. L. Lazarev, and T. N. Morozova A. Z. Tarasov. Analyse der Anwendbarkeit des Neal-Smith-Kriteriums zur Bewertung von Flugdynamiken bei Rekonfiguration des Flugsteuerungssystems (Eigene Übersetzung). *Tekhnika Vozdushnogo Flota*, pages 33–38, 2000.
- [18] Alexander Efremov, Victor V. Rodchenko, and Sergey Boris. Investigation of Pilot Induced Oscillation Tendency and Prediction Criteria Development. Technical report, Flight Dynamics Directorate Wright Laboratory Wright-Patterson AFB OH, 1996.
- [19] Alexander V. Efremov, Alexander V. Ogloblin, A. Predtechensky, and V. Rodchenko. *Pilot as a Dynamic System*. Mashinostroenie, 1992.
- [20] Igor Fedotov, Alexey Tarassov, and Konstantin Tatarnikov. Aircraft Handling Qualities Research and Criteria Development for Nonstationary/Nonlinear Situations. Technical report, TsAGI, 1994.
- [21] Edmund Field. *Flying Qualities of Transport Aircraft: Precognitive or Compensatory?* PhD thesis, Cranfield University, 1995.
- [22] Edmund Field, James Armor, Kenneth Rossitto, and David Mitchell. Effects of Pitch Instantaneous Center of Rotation Location on Flying Qualities. In *AIAA AFM 2002*, 2002. AIAA-2002-4799.

- [23] Edmund Field and Kenneth Rossitto. Approach and Landing Longitudinal Flying Qualities for Large Transports based on In-Flight Results. In *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference 1999*, 1999.
- [24] Edmund Field, Kenneth Rossitto, and David Mitchell. Landing Approach Flying Qualities Criteria for Active Control Transport Aircraft. In *Active Control Technology for Enhanced Performance Operational Capabilities of Military Aircraft, Land Vehicles and Sea Vehicles*, 2000. RTO MP-051.
- [25] J. E. Gautrey and M. V. Cook. A generic control anticipation parameter for aircraft handling qualities evaluation. *The Aeronautical Journal*, 102:151–160, 1998.
- [26] John Gibson and Ron Hess. Stick and Feel System Design. AGARDograph AG 332, AGARD, 1997.
- [27] John C. Gibson. Piloted Handling Qualities Design Criteria for High Order Flight Control Systems. In *Criteria for Handling Qualities of Military Aircraft, AGARD-CP-333*, 1982.
- [28] John C. Gibson. Handling Qualities for Unstable Combat Aircraft. In *15th Congress of ICAS*, 1986. ICAS-86-5.3.4.
- [29] John C. Gibson. The Development of Alternate Criteria for FBW Handling Qualities. In *Flying Qualities, AGARD-CP-508*, 1991.
- [30] John C. Gibson. The definition, understanding and design of aircraft handling qualities. Technical report, TU Delft, 1995.
- [31] John C. Gibson. The Prevention of PIO by Design. In *Active Control Technology: Application and Lessons Learned, AGARD-CP-560*, 1995.
- [32] John C. Gibson. *Development of a Design Methodology for Handling Qualities Excellence in Fly-by-Wire Aircraft*. PhD thesis, TU Delft, 1999.
- [33] Robert Harper and George Cooper. Handling Qualities and Pilot Evaluation. *Journal of Guidance*, 9(5):515–529, Sept.–Oct. 1986.
- [34] Ron Hess. Unified Theory for Aircraft Handling Qualities and Adverse Aircraft-Pilot Coupling. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 20:1141–1148, 1997.
- [35] William Hindson, Michelle Eshow, and Jeffrey Schroeder. A Pilot Rating Scale for Evaluating Failure Transients in Electronic Flight Control Systems. In AIAA, editor, *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*, 1990. AIAA-90-2827.

- [36] John Hodgkinson. *Aircraft Handling Qualities*. Blackwell Science Ltd., 1999.
- [37] John Hodgkinson, E.H. Potsdam, and R. Smith. Interpreting the Handling Qualities of Aircraft with Stability and Control Augmentation. In AIAA, editor, *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference 1990*, 1990. AIAA-90-2825.
- [38] Roger Hoh. Concepts and Criteria for a Mission-oriented Flying Qualities Specification. In *Advances in Flying Qualities*, 1988. AGARD-LS-157.
- [39] Roger Hoh. Lessons Learned Concerning the Interpretation of Subjective Handling Qualities Pilot Rating Data. In AIAA, editor, *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference 1990*, 1990. AIAA-90-2824.
- [40] Roger Hoh, David Mitchell, and John Hodgkinson. Bandwidth – A Criterion for Highly Augmented Airplanes. In *Criteria for Handling Qualities of Military Aircraft*, AGARD-CP-333, 1982.
- [41] Donald Johnston, , and D. T. McRuer. Investigation of Limb-Side Stick Dynamics. *Journal of Guidance*, 10(2):178–186, 1986.
- [42] D. L. Kleinman, S. Baron, and W. H. Levison. An Optimal Control Model of Human Response Part I: Theory and Validation. *Automatica*, 6:357–369, 1970.
- [43] David Klyde, D. T. McRuer, and Thomas Myers. Unified Pilot-Induced Oscillation Theory Volume I: PIO Analysis with Linear and Nonlinear effective Vehicle Characteristics, including Rate Limiting. Technical report, Flight Dynamics Directorate, Wright Laboratory , Wright-Patterson Air Force Base, 1995. WL-TR-96-3028.
- [44] Erik Kullberg and Per-Olov Elgcróna. SAAB Experience with PIO. In *Flight Vehicle Integration Workshop on Pilot Induced Oscillations*, pages 9–1–9–9, 1995. AGARD-AR-335.
- [45] Brian Lee. Recent Experience in Flight Testing for Pilot Induced Oscillation (PIO) on Transport Aircraft. In *ICAS 2000 Congress*, 2000.
- [46] Duane T. McRuer. Pilot-Induced Oscillations and Human Dynamic Behavior. Contractor Report 4683, NASA, 1995.
- [47] Duane T. McRuer and Henry Jex. A Review of Quasi-Linear Pilot Models. *IEEE Transactions on Human Factors in Electronics*, 8(3):231–249, September 1967.

- [48] Duane T. McRuer and Ezra S. Krendel. Mathematical Models of Human Pilot Behavior. Technical report, Systems Technology, Inc., January 1974.
- [49] David Mitchell and Edmund Field. Nonlinearities and PIO with Advanced Aircraft Control Systems. In *Active Control Technology for Enhanced Performance Operational Capabilities of Military Aircraft, Land Vehicles and Sea Vehicles*, 2000.
- [50] David Mitchell and Roger Hoh. Development of a unified Method to predict PIO. In *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference 1996*, 1996.
- [51] David Mitchell and Roger Hoh. Development of Methods and Devices to Predict and Prevent Pilot-Induced Oscillation. Technical Report AFRL-VA-WP-TR-2000-3046, Wright-Patterson Air Force Base, 1999.
- [52] David Mitchell, Roger Hoh, Bimal Aponso, and David Klyde. Proposed Incorporation of Mission-oriented Flying Qualities into MIL-STD-1797A. Technical Report WL-TR-94-3162, U.S. Air Force Wright Lab, Wright Patterson AFB, OH, 1994.
- [53] David Mitchell, Brian Kish, John Seo, and William Mosle. A Flight Investigation of Pilot-Induced Oscillation Due to Rate Limiting. In *IEEE Aerospace Conference 1998*, 1998.
- [54] David Mitchell and David Klyde. A Critical Examination of PIO Prediction Criteria. In *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference Proceedings*, 1998. AIAA-98-4335.
- [55] David Mitchell and David Klyde. Testing for Pilot-Induced Oscillations. In *AIAA AFM 2005*, 2005. AIAA 2005-5811.
- [56] David Mitchell, David Mason, Jerry Weakley, and Kristi Kleinhesselink. Piloted Evaluation of Degraded-Mode Handling Qualities. In AIAA, editor, *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference 2004*, 2004. AIAA-2004-4704.
- [57] Herman Albert Mooij. *Criteria for Low-Speed Longitudinal Handling Qualities for Transport Aircraft with Closed-Loop Flight Control Systems*. PhD thesis, TU Delft, 1985.
- [58] David Moorhouse. On the Level 2 Ratings of the Cooper-Harper Scale. *AIAA Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 13:189–191, 1990.
- [59] David Moorhouse, Wim de Boer, Chris Fielding, Klaus-Uwe Hahn, Georg Hofinger, Jean-Francois Magni, and Leopoldo Verde. Flight Control Design – Best Practices. Technical Report RTO-TR-029, NATO RTO, 2000.

- [60] Peter Neal and Rogers Smith. A Flying Qualities Criterion for the Design of Fighter Flight-Control Systems. *Journal of Aircraft*, 8(10):803–809, 1971.
- [61] R.J. Niemela and E.S. Krendel. Detection of a Change in Plant Dynamics in a Man-Machine System. *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics*, pages 615–617, 1975.
- [62] N.N. Military Specification: Flying Qualities of Piloted Aircraft. Technical Report MIL-F-8785C, Department of Defence, November 1980.
- [63] N.N. AAIB Bulletin No: 6/2001. Technical report, AAIB, 2000. Ref: EW/C2000/10/2.
- [64] N.N. Final Report on the Accident of the Falcon 900B registered SX-ECH. Technical report, Romanian Ministry of Transport, 2000.
- [65] N.N. Department of Defense Interface Standard: Flying Qualities of Piloted Aircraft. Technical Report MIL-STD-1797A, Department of Defence, August 2004.
- [66] N.N. Accident Investigation Report – Roll Oscillations on Landing. Technical report, Transportation Safety Board of Canada, 2005.
- [67] N.N. Aircraft Accident Report 4/2009. Technical report, AAIB, 2009.
- [68] N.N. Report D-AXLA. Technical report, BEA, 2010.
- [69] N.N. Untersuchungsbericht 5X002-0/07. Technical report, BFU, 2010.
- [70] N.N. Untersuchungsbericht 5X003-0/08. Technical report, BFU, 2010.
- [71] N.N. Final Report on AF447. Technical report, BEA, 2012.
- [72] W. J. Norton. Aeroelastic Pilot-in-the-Loop Oscillations. In *Flight Vehicle Integration Panel Workshop on Pilot Induced Oscillations*, pages 10–1 bis 10–14, 1995. AGARD-AR-335.
- [73] Hans-Christoph Oelker and Oliver Brieger. Flight Test Experiences with Eurofighter Typhoon during High Bandwidth PIO Resistance Testing. In *AIAA AFM 2006*, 2006. AIAA 2006-6496.
- [74] Lloyd Reid, Pavan Rajagopal, and Wolf Graf. Flight Control System Mode Transitions Influence on Handling Qualities and Task Performance. *Journal of Aircraft*, 31(5):1037–1042, Sept.–Oct. 1994.
- [75] David Riley and David Wilson. More on Cooper-Harper Rating Variability. In *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference Proceedings 1990*, 1990. AIAA 90-2822.

- [76] V. Rodchenko, L. Zaichik, Yu. Yashin, V. Perebatov, and V. Lyasnikov. Investigation of Controllability Criteria of Class III Aircraft Equipped with a Sidestick. Technical Report WL-TR-96-3079, U.S. Air Force Wright Lab, Wright Patterson AFB, OH, 1994.
- [77] Steven Sturmer. Pitch Rate Sensitivity Criterion for Category C Flight Phases – Class IV Aircraft. In *AIAA Astrodynamics Conference 1986*, 1986. AIAA-86-2201.
- [78] Peter Thompson and David Klyde. Exploration of the the properties of Analytic Wavelets for System Analysis. In *AIAA Atmospheric Flight Mechanics conference and Exhibit 2002*, 2002. AIAA-2002-4707.
- [79] Peter Thompson, David Klyde, Edward Bachelder, and Theodore Rosenthal. Evaluation of Wavelet-Based Techniques for Detecting Loss of Control. In *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference 2004*, 2004.
- [80] Peter Thompson, David Klyde, Edward Bachelder, and Theodore Rosenthal. On-Line Loss of Control Detection Using Wavelets. Technical report, NASA, 2005.
- [81] Peter Thompson, David Klyde, and Martin Brenner. Wavelet-Based Time-Varying Human Operator Models. In *AIAA Atmospheric Flight Mechanics – Conference and Exhibit 2001*, 2001. AIAA-2001-4009.
- [82] Mark B. Tischler and Robert K. Remple. *Aircraft and Rotorcraft System Identification*. AIAA, 2006.
- [83] M. M. van Paassen, J. C. van der Vaart, and J. A. Mulder. Model of the Neuromuscular Dynamics of the Human Pilot’s Arm. *Journal of Aircraft*, 41(6):1482–1490, 2004.
- [84] R. J. Wasicko, , D. T. McRuer, and R. R. Magdaleno. Human Pilot Dynamic Response in Single-Loop Systems with Compensatory and Pursuit Displays. Technical report, AFB Wright Patterson, 1966. AFFDL-TR-66-137.
- [85] Norman Weingarten, Charles Berthe, Edmund Rynaski, and Shahan Sarrafian. Flared Landing Approach Flying Qualities. Technical report, ARVIN/CALSPAN Advanced technology Center, December 1986. NASA CR-178188.
- [86] Tan Wenqian, Zhang Wei, and Qu Xiangju. Analysis of APC characteristics of control mode switching induced by active side stick. In AIAA, editor, *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference 2012*, 2012. AIAA 2012-4502.

- [87] David Wilson and David Riley. Cooper-Harper Pilot Rating Variability. In *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference Proceedings 1989*, 1989. AIAA 89-3358-CP.
- [88] Larry Young. On Adaptive Manual Control. *IEEE Transactions on Man-Machine Systems*, MMS-10:292–331, 1969.
- [89] Peter Zaal and Barbara Sweet. Estimation of Time-Varying Pilot Model Parameters. In *AIAA Modelling and Simulation Technologies Conference 2011*, 2011.
- [90] Peter Zaal and Barbara Sweet. Identification of Time-Varying Pilot Control Behavior in Multi-Axis Control Tasks. In *AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference 2012*, 2012.
- [91] L. Zaichik, , Yu. Yashin, , V. Perebatov, and K. Grinev. Handling Qualities of Transport Aircraft Equipped with Sidesticks. In *4th European Conference for Aerospace Sciences (EUCASS)*, 2011.
- [92] Kirill Zaychik, Frank Cardullo, and Gary George. A Conspectus on Operator Modeling: Past, Present and Future. In *AIAA MST Conference and Exhibit 2006*, 2006. AIAA-2006-6625.

Schriftenreihe **Institute of Aeronautics and Astronautics: Scientific Series**

Hrsg.: Prof. Dr.-Ing. Robert Luckner, Prof. Dr.-Ing. Dieter Peitsch,

Prof. Dr.-Ing. Klaus Brieß, Prof. Dr.-Ing. Andreas Bardenhagen,

Prof. Dr.-Ing. Julien Weiss.

ISSN 2512-5141 (print)

ISSN 2512-515X (online)

01: Behrend, Ferdinand: Advanced

Approach Light System. Der Einfluss eines zusätzlichen visuellen Assistenzsystems zur Steigerung des Situationsbewußtseins bei kritischen Wetterbedingungen hinsichtlich vertikaler Fehler im Endanflug. - 2017. - XXIV, 206 S.

ISBN **978-3-7983-2904-1** (print) EUR **16,50**

ISBN **978-3-7983-2905-8** (online)

DOI 10.14279/depositonce-5819

02: Gordon, Karsten: A flexible attitude control system for three-axis stabilized nanosatellites. - 2018. - xxvi, 173 S.

ISBN **978-3-7983-2968-3** (print) EUR **14,00**

ISBN **978-3-7983-2969-0** (online)

DOI 10.14279/depositonce-6415

03: Grau, Sebastian: Contributions to the Advance of the Integration Density of Cubesats.

ISBN **978-3-7983-3026-9** (print)

ISBN **978-3-7983-3027-6** (online)

DOI 10.14279/depositonce-7293

04: Köthe, Alexander: Flight mechanics and flight control for a multibody aircraft.

ISBN **978-3-7983-3036-8** (print)

ISBN **978-3-7983-3037-5** (online)

DOI 10.14279/depositonce-7555

Luft- und Raumfahrttechnik im Wandel der Zeit

Bisher wurden Kopplungsphänomene des Gesamtsystems Pilot-Flugzeug (Piloteninduzierte Schwingungen, PIO) nach einer Umschaltung im Flugregelungssystem nur unzureichend systematisch untersucht. In den letzten Jahren traten einige schwere Vorfälle in der zivilen Luftfahrt auf, bei denen Umschaltungen der Flugregelungsgesetze involviert waren. Die vorliegende Arbeit befasst sich mit der Entwicklung einer Versuchsmethodik zur Untersuchung von PIO-Tendenzen bei plötzlichen Umschaltungen in der Flugdynamik (PIO-Kategorie III). Außerdem wird untersucht, ob Umschaltungen von Flugregelgesetzen Ursache für PIO-Tendenzen sein können. Hierzu wurde eine Datenbank mit Flugdynamiken eines Transportflugzeuges während des Landeanflugs erzeugt. Diese Dynamiken wurden sowohl mit existierenden Kriterien als auch durch Piloten in einem Festsitzsimulator bezüglich ihrer PIO-Tendenzen und Flugeigenschaften beurteilt. Die Versuche zeigten, dass die entwickelte Methodik in der Lage war, PIO-Tendenzen aufzuzeigen. Es ließ sich zeigen, dass Umschaltkonstellationen existieren, bei denen PIO-Tendenzen auftreten, obwohl die Flugdynamiken nach der Umschaltung als PIO-frei galten. Empfehlungen zur Vorhersage von PIO-Tendenzen bei Umschaltungen werden gegeben.

ISBN 978-3-7983-3056-6 (print)

ISBN 978-3-7983-3057-3 (online)



ISBN 978-3-7983-3056-6



<http://verlag.tu-berlin.de>