

**Lehrstuhl für Leichtbau
Technische Universität München**

**Dämpfung aeroelastischer Strukturen
mit modelladaptiver Regelung**

Christian Ballauf

Vollständiger Abdruck der von der Fakultät für Maschinenwesen der Technischen Universität München zur Erlangung des akademischen Grades eines

Doktor-Ingenieurs

genehmigten Dissertation.

Vorsitzender: Univ.-Prof. Dr.-Ing. Dr.-Ing. habil. Heinz Ulbrich

Prüfer der Dissertation:

1. Univ.-Prof. Dr.-Ing. Horst Baier
2. Univ.-Prof. Dr.-Ing. Dr. h.c. Gottfried Sachs, i.R.

Die Dissertation wurde am 25.06.2007 bei der Technischen Universität München eingereicht und durch die Fakultät für Maschinenwesen am 11.04.2008 angenommen.

Veröffentlicht im VDI-Verlag:

Ballauf, Ch.: Dämpfung aeroelastischer Strukturen mit modelladaptiver Regelung. Fortschritt-Berichte VDI Reihe 8 Nr.1155 Düsseldorf: VDI-Verlag 2008. ISBN 978-3-18-515508-6, ISSN 0178-9546.

Vorwort und Dank

Die vorliegende Arbeit entstand während meiner Tätigkeit als wissenschaftlicher Mitarbeiter am Institut für Robotik und Mechatronik des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt (DLR) in Oberpfaffenhofen.

Mein besonderer Dank gilt Herrn Prof. Dr.-Ing. Horst Baier, Lehrstuhl für Leichtbau an der Technischen Universität in München, für die Übernahme des Hauptreferats. Er hat mich ermutigt, das ursprünglich von mir entworfene Konzept zur Lösung des Zielkonflikts bei der robusten Reglerauslegung methodisch weiter zu entwickeln. Im weiteren Fortschritt der Arbeit waren die fachlichen Gespräche mit ihm für mich stets sehr fruchtbar.

Herrn Prof. Dr.-Ing. Dr.h.c. Gottfried Sachs danke ich für die bereitwillige Übernahme des Koreferats. Des weiteren danke ich Herrn Prof. Dr.-Ing. Dr.-Ing.habil. Heinz Ulbrich für die Übernahme des Prüfungsvorsitzes.

Der Anstoß zur Beschäftigung mit der behandelten Thematik entspringt den Tätigkeiten im Rahmen meiner Industriepatenschaft mit der Firma AIRBUS (Abteilung Loads und Aeroelastics, Hamburg). Insbesondere danke ich der Firma AIRBUS für die Überlassung der Daten des aeroelastischen Modells. Mit Hilfe des aus der industriellen Praxis stammenden generischen Modells eines Großverkehrsflugzeugs ist es gelungen, den Nachweis der Funktionsfähigkeit der erarbeiteten Regelungsmethode zu führen.

Die Bearbeitung des Themas erforderte eine tiefgehende Beschäftigung mit der Technologie der aktiven Strukturdämpfung über die in der Industriepatenschaft behandelten Fragestellungen hinaus. Diese ermöglichte mir dankenswerterweise Herr Dr.-Ing. Johann Bals als Leiter der Abteilung Entwurfsorientierte Regelungstechnik.

Mein Dank geht auch an meine beiden Abteilungskollegen Thiemo Kier und Gertjan Looye. Ihre speziellen Erfahrungen und Kenntnisse in der Modellierung komplexer aeroelastischer Systeme sowie in der Erstellung von Software zur Aufbereitung derartiger Systeme erleichterten mir die Einarbeitung und das Verständnis für das generische Modell des Großverkehrsflugzeugs.

Innerhalb des freundschaftlichen Verhältnisses zu meinen Kollegen Michael Thümmel, Gerhard Schillhuber und insbesondere zu meinem langjährigen Zimmerkollegen Robert Höpler entwickelten sich nicht nur manche Fachgespräche, sondern ich konnte auch stets die zum wissenschaftlichen Arbeiten erforderliche Unterstützung, Anregung und Hilfe finden.

Für die Unterstützung bei der Lösung mancher kniffliger administrativer Fragen danke ich der Sekretärin der Abteilung, Frau Astrid Jaschinski. Der Leiterin der Bibliothek am DLR Standort Oberpfaffenhofen Frau Hanne-Lore Krumbholz danke ich für Ihre Hilfsbereitschaft bei der Literaturbeschaffung.

München, 6. November 2008

Christian Ballauf

Inhaltsverzeichnis

Bezeichnungen, Abkürzungen und Symbole	VII
1 Einleitung	1
1.1 Einsatz der aktiven Strukturregelung bei technischen Systemen	1
1.2 Aktive Dämpfung aeroelastischer Strukturen — Stand der Technik	2
1.3 Zielkonflikt bei der Regelung parametervarianter Strukturen — Problemstellung . .	9
1.4 Lösung des Zielkonflikts durch eine neuartige Regelungsmethode — Beitrag der Arbeit	10
1.5 Aufbau der Arbeit	12
2 Fehlerdetektion als Grundlage der modelladaptiven Regelung aeroelastischer Strukturen	14
2.1 Modelladaptive Regelung — Grundlagen	15
2.2 Modelle elastischer und aeroelastischer Strukturen	20
2.2.1 Aeroelastische Modellbildung	21
2.2.2 Elastische und aeroelastische Modelle mit parametrischen Fehlern	28
2.2.3 Parametrische Fehler in einer Multi-Modell Formulierung	36
2.3 Fehlerüberwachung technischer Systeme	40
2.3.1 Bewertung von Technologien zur Überwachung aeroelastischer Strukturen . .	40
2.3.2 Neuartige modellbasierte Filter zur robusten Fehlerüberwachung	41
2.3.3 Anforderungen an die Fehlerüberwachung in der modelladaptiven Regelung .	51
2.4 Reglerentwurf zur aktiven Dämpfung aeroelastischer Strukturen	53
2.5 Zusammenfassung	60
3 Konzeption und Bereitstellung einer Methode zur modelladaptiven aktiven Regelung aeroelastischer Strukturen	61
3.1 Wahl der Nominalbetriebspunkte und der lokalen Entwurfsbereiche	61
3.2 Auslegung eines Satzes lokal robuster Regler	63
3.3 Adaption der Regelung durch den Supervisor	64
3.3.1 Satz linearer, deterministischer Fehlerdetektoren zur Betriebspunkt-detektion	65
3.3.2 Diskrete Reglerumschaltung	80
3.4 Zusammenfassung	84
4 Untersuchungen zu Handhabung und Funktionsweise der Methode zur modelladaptiven Regelung	86
4.1 Spezifikation der Regelungsaufgabe für ein Zweimassensystem	86
4.2 Modellierung des Systems mit variablen Massen	87
4.3 Auslegung der modelladaptiven Regelung	90
4.3.1 Wahl der Nominalbetriebspunkte und der lokalen Betriebsbereiche	91
4.3.2 Satz lokal robuster Regler zur betriebspunktspezifischen aktiven Dämpfung .	95
4.3.3 Supervisor zur Modelladaption	100
4.4 Auslegung eines global robusten nicht adaptiven Referenzreglers	119

4.5	Simulationsergebnisse	121
4.5.1	Simulation mit zeitlich konstanten diskreten Massenparametern	122
4.5.2	Simulation mit kontinuierlich, zeitlich varianten Massenparametern	129
4.6	Zusammenfassung, Diskussion und Schlussfolgerungen	146
5	Anwendung der Methode zur modelladaptiven Regelung auf ein generisches aeroelastisches Flugzeugmodell	148
5.1	Vorbemerkung	148
5.2	Aeroelastisches Modell eines Verkehrsflugzeugs	149
5.2.1	Funktionsweise des Treibstofftanksystems	149
5.2.2	Modell mit variabler Betankung der äußeren Tragflächentanks	150
5.2.3	In der Ordnung reduzierte Modelle	159
5.3	Spezifikation der Regelungsaufgabe	161
5.4	Auslegung der modelladaptiven aktiven Strukturregelung	163
5.4.1	Vorgehensweise	163
5.4.2	Supervisor	165
5.4.3	Regler-Satz	177
5.5	Simulationsergebnisse für einen Enttankungsvorgang	180
5.6	Simulationen bei vernachlässigter Dynamik	184
5.7	Zusammenfassung und Schlussfolgerungen	186
6	Zusammenfassung, Bewertung der erreichten Ergebnisse und Ausblick	189
A	Anhang	193
A.1	Parameterfehler als multiplikativer Fehler	193
A.2	Leistungsindex nach Narendra	195
	Literatur	197

Bezeichnungen, Abkürzungen und Symbole

Lateinische Bezeichner

A	Systemmatrix
\bar{A}	Systemmatrix des geschlossenen Systems
A_C	Systemmatrix des Reglers
A_{hc}	Matrix zur Approximation der instationären Steuerflächenaerodynamik
A_{hG}	Matrix zur Approximation der instationären Böenaerodynamik
A_{hh0}	Matrix zur Approximation der instationären Aerodynamik (aerodynamische Steifigkeit)
A_{hh1}	Matrix zur Approximation der instationären Aerodynamik (aerodynamische Dämpfung)
A_{hh2}	Matrix zur Approximation der instationären Aerodynamik (aerodynamische Masse)
A_{jj}	Matrix der aerodynamischen Einflusskoeffizienten
A_{Pade}	Systemmatrix des Pade-Systems
A_Q	Systemmatrix des Detektionsfilters
A_r	ordnungsreduzierte Systemmatrix
Δae	Matrix der Veränderung der Aerodynamik
Δae_G	Matrix der Veränderung der Böenaerodynamik
Δae_{h0}	Matrix der Veränderung der Aerodynamik
Δae_{hc0}	Matrix der Veränderung der Steuerflächenaerodynamik
Δae_{hc1}	Matrix der Veränderung der Steuerflächenaerodynamik
Δae_{hc2}	Matrix der Veränderung der Steuerflächenaerodynamik
Δae_{hG0}	Matrix der Veränderung der Böenaerodynamik
Δae_{hG1}	Matrix der Veränderung der Böenaerodynamik
Δae_{hh0}	Matrix der Veränderung der Aerodynamik
Δae_{hh1}	Matrix der Veränderung der Aerodynamik
Δae_{hh2}	Matrix der Veränderung der Aerodynamik
B_d	Eingangsmatrix der unbekanntten Systemeingänge
\bar{B}_d	Eingangsmatrix der unbekanntten Systemeingänge (geschlossenes System)
\hat{B}_d	Eingangsmatrix der zu entkoppelnden Systemeingänge
\tilde{B}_d	Eingangsmatrix der zu entkoppelnden Systemeingänge
B_f	Eingangsmatrix der Fehler in einem Zustandsraumsystem
B_{fst}	Eingangsmatrix der fiktiven Fehlerkräfte in physikalischen Koordinaten infolge Veränderungen der Parameter des Strukturmodells
\hat{B}_f	Eingangsmatrix des Fehlereingangs
B_{Pade}	Eingangsmatrix des Pade-Systems
B_{Qu}	Eingangsmatrix des Detektionsfilters für die bekannten Systemeingänge
B_{Qy}	Eingangsmatrix des Detektionsfilters für die Systemmessungen
B_u	Eingangsmatrix der bekannten Systemeingänge
\bar{B}_u	Eingangsmatrix der bekannten Systemeingänge (geschlossenes System)
B_{ur}	ordnungsreduzierte Eingangsmatrix der bekannten Systemeingänge
b	Bezugsflügeltiefe
b_l	Normierungsgröße
C	Messmatrix
\bar{C}	Messmatrix des geschlossenen Systems
C_{Pade}	Ausgangsmatrix des Pade-Systems
C_Q	Ausgangsmatrix des Detektionsfilters

C_r	ordnungsreduzierte Messmatrix
c_p	dimensionsloser Auftriebsdruckbeiwert
D_d	Durchgriffsmatrix der unbekannt Systemeingänge
\tilde{D}_d	Durchgriffsmatrix der zu entkoppelnden Systemeingänge
D_f	Durchgriffsmatrix der Fehler
D_{fst}	Durchgriffsmatrix der fiktiven Fehlerkräfte in physikalischen Koordinaten infolge Veränderungen der Parameter des Strukturmodells
D_{gg}	physikalische Strukturdämpfungsmatrix
D_{hh}	modale Strukturdämpfungsmatrix
\tilde{D}_{hh}	modale Systemdämpfungsmatrix
D_{Pade}	Durchgriffsmatrix des Pade-Systems
D_{Q_u}	Durchgriffsmatrix des Detektionsfilters für die bekannten Systemeingänge
D_{Q_y}	Durchgriffsmatrix des Detektionsfilters für die unbekannt Systemeingänge
D_u	Durchgriffsmatrix der bekannten Systemeingänge
$DAMP$	Eigenwertdämpfungskriterium
d	Vektor der unbekannt Systemeingänge (Störungen), Verstärkungsfaktor der Dämpfung
\tilde{d}	Vektor der zu entkoppelnden Systemeingänge
d_g	physikalische Dämpfung
Δd_g	Veränderung der physikalischen Dämpfung
Δd_h	Veränderung der modalen Dämpfung
$E(\square)$	Erwartungswert
ΔE_c	Matrix der Veränderung der Aerodynamik (Steuerflächen)
ΔE_h	Matrix der Veränderung der Aerodynamik (Struktur)
E_{hh}	Matrix zur Approximation der instationären Aerodynamik
E_{hc}	Matrix zur Approximation der instationären Steuerflächenaerodynamik
E_{hG}	Matrix zur Approximation der instationären Böenaerodynamik
e	Schätzfehler des Systemzustands
$\text{eig}(\square)$	Eigenwerte
F	Systemmatrix des Beobachters
f	Fehler, Fehlervektor
$f(\square)$	funktionale Beziehung
f_C	Stellgröße
f_{d_g}	Vektor der unbekannt Kräfte in physikalischen Koordinaten
f_{d_h}	Vektor der unbekannt Kräfte in generalisierten Koordinaten
f_{faeh}	Vektor der fiktiven Fehlerkräfte in modalen Koordinaten infolge Veränderungen der Parameter des Aerodynamikmodells
f_{fcs_h}	Vektor der fiktiven Fehlerkräfte in modalen Koordinaten infolge Veränderungen der Steuerflächenaerodynamik
f_{fgu_h}	Vektor der fiktiven Fehlerkräfte in modalen Koordinaten infolge Veränderungen der Böenwirkung
f_{fh}	Vektor der fiktiven Fehlerkräfte in den modalen Koordinaten
f_{fst_g}	Vektor der fiktiven Fehlerkräfte in physikalischen Koordinaten infolge Veränderungen der Parameter des Strukturmodells
f_{fst_h}	Vektor der fiktiven Fehlerkräfte in modalen Koordinaten infolge Veränderungen der Parameter des Strukturmodells
f_{u_g}	Vektor der bekannten Kräfte in physikalischen Koordinaten
f_{u_h}	Vektor der bekannten Kräfte in generalisierten Koordinaten
\tilde{f}_v	Auftriebskraft entlang einer Dipollinie
G	Beobachtera Ausgangsmatrix, Gewichtungsmatrix des Systemrauschens, Vektor der Steuersignale zur Reglerumschaltung

$G(s)$	Übertragungsfunktion
$\Delta G(s)$	Unterschied der Übertragungsfunktion
$\bar{G}(s)$	Übertragungsfunktion des geschlossenen Systems
g	Anzahl der Fehler, Gewichtung lokaler Stellsignale, Steuersignal zur Reglerumschaltung
g_h	horizontale Böe
g_l	Normierungsgröße
g_v	vertikale Böe
H	Gewichtungsmatrix des Messrauschens, Flughöhe
h	Anzahl der Fehler, Laufvariable (Pole)
$\mathbf{I}^{n \times n}$	$n \times n$ Einheitsmatrix
Im	Imaginärteil
I_x, I_y, I_z	
I_{xy}, I_{xz}	Trägheitsmomente
I_{yx}, I_{yz}	
I_{zx}, I_{zy}	
i	Laufvariable (Netzkpunkte, Nominalbetriebspunkte, Residuen, Fehler, Filterentwurfspunkte)
i^*	Kennzeichnung des unbekanntenen Betriebspunkts der Strecke
i_{det}	Kennzeichnung der Detektion, Nummer des detektierten Nominalbetriebspunkts, Nummer des detektierten Filterentwurfspunkts
i_k	fault code des k -ten Fehlers
i_{otl}	Kennzeichnung des Betriebspunkts des äußeren linken Tragflächentanks
i_{otr}	Kennzeichnung des Betriebspunkts des äußeren rechten Tragflächentanks
J	Beobachtereingangsmatrix der bekannten Systemeingänge, Vektor der verbesserten Residuen
J_{corr}	Vektor der korrigierten verbesserten Residuen
J_y	Vektor der Leistungsindices der Messungen
j	Laufvariable (Residuen), verbessertes Residuum
$j = \sqrt{-1}$	imaginäre Einheit
K	Kernfunktion, Beobachtereingangsmatrix der Systemmessungen
K_C	Zustandsrückführung
K_E	Beobachterverstärkung
K_{gg}	physikalische Struktursteifigkeitsmatrix
K_{hh}	generalisierte Struktursteifigkeitsmatrix
\tilde{K}_{hh}	generalisierte Systemsteifigkeitsmatrix
k	reduzierte Frequenz, Laufvariable (Fehler)
k_g	physikalische Steifigkeit
Δk_g	Veränderung der physikalischen Steifigkeit
Δk_h	Veränderung der modalen Steifigkeit
l	Anzahl der Residuen, Länge des Residuenvektors, Laufvariable (physikalische Freiheitsgrade, generalisierte Freiheitsgrade, Fehler)
l_v	Länge eines Liniensegments
M	Massenmatrix eines Netzkpunkts
MAG	Resonanzkriterium
M_{gg}	physikalische Strukturmassenmatrix
ΔM_{gg}	Matrix der Änderungen der physikalischen Strukturmassen
M_{hc}	Matrix der generalisierten Steuerflächenmassen
M_{hh}	generalisierte Strukturmassenmatrix
ΔM_{hh}	Matrix der Änderungen der generalisierten Strukturmassen

\tilde{M}_{hh}	generalisierte Systemmassenmatrix
Ma	Machzahl
ΔMa	Veränderung der Machzahl
m	Masse Strukturnetzpunkt, Anzahl der Messungen
Δm	Änderung der Masse eines Strukturnetzpunkts
m_g	physikalische Knotenmasse
Δm_g	Änderung der physikalische Knotenmasse
m_h	generalisierte Knotenmasse
Δm_h	Änderung der generalisierten Masse
m_{ot}	Treibstoffmasse je äußerem Tragflächentank (symmetrische Betankung)
m_{otl}	Treibstoffmasse äußerer linker Tragflächentank
m_{otr}	Treibstoffmasse äußerer rechter Tragflächentank
$m_{ot\ max}$	maximale Treibstoffmasse je äußerem Tragflächentank (symmetrische Betankung)
$m_{otl\ max}$	maximale Treibstoffmasse äußerer linker Tragflächentank
$m_{otr\ max}$	maximale Treibstoffmasse äußerer rechter Tragflächentank
N	Anzahl der Nominalbetriebspunkte, Anzahl der Nominalmodelle, Anzahl der Entwurfsbereiche
N^*	Anzahl der Betriebspunkte der Strecke
N_{calc}	Anzahl der Funktionsauswertungen
N_{DF}	Anzahl der Detektionsfilter
N_L	Basis des linken Nullraums
N_R	Basis des rechten Nullraums
$\mathcal{N}_L(\square)$	linker Nullraum
$\mathcal{N}_R(\square)$	rechter Nullraum
n	Systemordnung, Anzahl der Dipollinien
n_l	Anzahl der zu überwachenden physikalischen Freiheitsgrade
n_a	Anzahl der aerodynamischen Zustände
n_C	Reglerordnung
n_c	Anzahl der Steuerflächen
n_g	Anzahl der physikalischen Freiheitsgrade, Anzahl der physikalischen Koordinaten
n_{gP}	Anzahl der Netzpunkte des Strukturnetzes
n_h	Anzahl der generalisierten Freiheitsgrade, Anzahl der generalisierten Koordinaten
n_{Lag}	Anzahl der Lag-Zustände (Approximation der instationären Aerodynamik)
n_{Pade}	Anzahl der Pade-Zustände (Verzögerung der Böenwirkung)
n_Q	Ordnung des Detektionsfilters
n_r	Anzahl der Starrkörperfreiheitsgrade
p	dimensionslose komplexe Variable, Pol, Korrekturfaktor, inneres Vektorprodukt
\tilde{p}	Pol mit erhöhter Dämpfung
Q	Detektionsfilter, Residuengenerator, Gewichtungsmatrix
Q_{hh}	Matrix der aerodynamischen Kraftbeiwerte
Q_{hc}	Matrix der aerodynamischen Kraftbeiwerte (Steuerflächen)
Q_{hG}	Matrix der aerodynamischen Kraftbeiwerte (Böen)
Q_{kk}	aerodynamische Einflussmatrix
Q_{no}	normierter Detektionsfilter
q	Vektor der Freiheitsgrade, Systemrauschen
q_g	Vektor der physikalischen Freiheitsgrade
q_h	Vektor der generalisierten Freiheitsgrade
q_∞	Staudruck
Δq_∞	Änderung des Staudrucks
R	Beobachterdurchgriffsmatrix der Systemausgänge, Vektor der Residuen

R_{no}	Vektor der normierten Residuen
Re	Realteil
r	Residuum, Laufvariable (Moden), Anzahl der Systemeingänge, Messrauschen
r_d	Anzahl der unbekanntn Systemeingänge
r_{no}	normiertes Residuum
r_u	Anzahl der bekannten Systemeingänge
r_x	Hebelarm bezüglich x-Achse
r_y	Hebelarm bezüglich y-Achse
r_z	Hebelarm bezüglich z-Achse
S	Beobachterdurchgriffsmatrix der bekannten Systemeingänge
S_{cl}	geschlossenes System
$STAB$	Eigenwertstabilitätskriterium für das geschlossene System
$STAB_C$	Eigenwertstabilitätskriterium für den Regler
$STEP$	Sprungantwortkriterium
s	Halbspannweite, Singulärwert
T	Detektionsschwelle, Transformationsmatrix, Vertrauensgrenze, Temperatur
T_{fade}	Überblendzeit
T_{wait}	Wartezeit
t_0	Simulationsstart
t_{end}	Simulationsende
t_s	Schaltzeitpunkt
t_{w_1}, t_{w_2}	Simulationszeitpunkte
U	Singulärwertzerlegung
U_∞	Anströmungsgeschwindigkeit
ΔU_∞	Veränderung der Anströmgeschwindigkeit
u	Vektor der bekannten Systemeingänge
u_C	Stellgröße
u_F	Führungsgröße
V	Matrix der Singulärwertzerlegung
v	Laufvariable (Liniensegmente), Messrauschen
v_{cas}	kalibrierte Fluggeschwindigkeit
v_{tas}	wirkliche Fluggeschwindigkeit
W	Abwind
w	dimensionslose Normalgeschwindigkeit, Systemrauschen
w_G	Böengeschwindigkeit
x	Zustandsvektor, Starrkörperfreiheitsgrad
\hat{x}	geschätzter Zustandsvektor
x_a	aerodynamische Zustände
x_{Pade}	Pade-Zustände (Verzögerung der Böenwirkung)
y	Vektor der Systemausgänge, Starrkörperfreiheitsgrad
\hat{y}	geschätzter Systemausgang
z	Zustandsvektor des Detektionsfilters, Laufvariable (Moden), Starrkörperfreiheitsgrad
$\mathbf{0}^{n \times n}$	$n \times n$ Nullmatrix

Griechische Bezeichner

α	Proportionalfaktor, Vektor der Realteile, Gewichtung aktueller Werte
β	Proportionalfaktor, Gewichtung vergangener Werte
$\Delta \square$	Differenzgröße
δ	Steuerflächenausschläge
δ_{Ail}	Ausschlag inneres Querruder links
δ_{Air}	Ausschlag inneres Querruder rechts
δ_{Aol}	Ausschlag äußeres Querruder links
δ_{Aor}	Ausschlag äußeres Querruder rechts
δ_C	Steuerflächenausschläge, Stellsignal
δ_c	kommandierte Steuerflächenausschläge
δ_E	Ausschlag beide Höhenruder
δ_R	Ausschlag Seitenruder
δ_s	Steuerflächenausschläge (Pilot und EFCS)
ϵ	Vektor der Eigenwerte
ζ	Dämpfung (offener Regelkreis)
$\tilde{\zeta}$	geforderte erhöhte Dämpfung
$\bar{\zeta}$	Dämpfung (geschlossener Regelkreis)
$\underline{\zeta}$	bezogene Dämpfung
η	generalisierter elastischer Freiheitsgrad
Θ_g	Vektor der Systemparameter im g -set des Strukturmodells
$\Delta \Theta_{ae}$	Vektor der aerodynamischen Parameter
$\Delta \Theta_g$	Vektor der Veränderung der physikalischen Parameter des Strukturmodells
$\Delta \Theta_h$	Vektor der Veränderung der modalen Parameter des Strukturmodells
$\Delta \Theta_{Mg}$	Vektor der Veränderung der physikalischen Massenparameter des Strukturmodells
$\Delta \Theta_{Mh}$	Vektor der Veränderung der modalen Massenparameter des Strukturmodells
$\Delta \Theta_{Dg}$	Vektor der Veränderung der physikalischen Dämpfungsparameter des Strukturmodells
$\Delta \Theta_{Dh}$	Vektor der Veränderung der modalen Dämpfungsparameter des Strukturmodells
Θ_{Mg}	Vektor der Massenparameter im g -set des Strukturmodells
Θ_{Dg}	Vektor der Dämpfungsparameter im g -set des Strukturmodells
Θ_{Kg}	Vektor der Steifigkeitsparameter im g -set des Strukturmodells
Θ	Parametervektor eines Systems
Θ_C	freie Reglerparameter
Θ_{OR}	Betriebsbereich
θ	Nickwinkel
λ	Eigenwert, Vergessensfaktor
ρ	Dichte, Entwurfsintervall
Σ	Matrix der Singulärwerte
σ	Sprungantwort
Φ_{gh}	Modalmatrix
ϕ	Rollwinkel
ψ	Gierwinkel
σ^2	Varianz
ω	Frequenz
$\bar{\omega}$	normierte Frequenz
ω_E	Eckfrequenz zur Spezifikation eines Frequenzbands

Indizierung

<i>Ail</i>	inneres Querruder links
<i>Air</i>	inneres Querruder rechts
<i>Aol</i>	äußeres Querruder links
<i>Aor</i>	äußeres Querruder rechts
<i>ae</i>	Aerodynamikmodell
<i>C</i>	Regler
<i>c</i>	Steuerflächen (<i>c</i> -set)
<i>corr</i>	korrigiert
<i>cs</i>	Steuerflächen
<i>D</i>	Dämpfung
<i>DF</i>	Detektionsfilter
<i>d</i>	Störungen
<i>det</i>	detektiert
<i>E</i>	Höhenruder
<i>e</i>	vernachlässigt, in einem reduzierten Modell nicht berücksichtigt
<i>F</i>	Führungsgröße
<i>f</i>	Fehler
<i>G</i>	Böen (<i>G</i> -set)
<i>g</i>	physikalische Koordinaten (<i>g</i> -set)
<i>gu</i>	Böe
<i>h</i>	generalisierte Koordinaten (<i>h</i> -set), horizontal
<i>K</i>	Steifigkeit
<i>M</i>	Masse
<i>no</i>	normiert
<i>OR</i>	Betriebsbereich
<i>ot</i>	äußerer Tragflächentank
<i>otl</i>	äußerer Tragflächentank links
<i>otr</i>	äußerer Tragflächentank rechts
<i>Pade</i>	Pade (Verzögerung der Böenwirkung)
<i>p</i>	Laufvariable (zu bedämpfende Eigenmoden)
<i>Q</i>	Detektionsfilter
<i>R</i>	Seitenruder
<i>r</i>	reduziert, in einem reduzierten Modell berücksichtigt, Starrkörper
<i>rob</i>	robust
<i>st</i>	Strukturmodell
<i>u</i>	bekannter Systemeingang
<i>v</i>	vertikal
<i>w</i>	Beobachteraussgang
<i>wt l</i>	linke Tragflächenspitze
<i>wt r</i>	rechte Tragflächenspitze

Logik der Indizierung

\square_i	i -tes Vektorelement
$\square_{\square,i}$	i -tes Vektorelement
$\square_{i,j}$	i, j -tes Element einer Matrix
$\square_{\square;i,j}$	i, j -tes Element einer Matrix
$\square_{\square}^{(i)}$	i -te Zeile beziehungsweise Spalte einer Matrix
$\square^{(i)}$	Größe an dem i -ten Nominalbetriebspunkt
$\square^{(i,j)}$	Größe infolge des Unterschieds der Parameter zwischen dem i -ten und dem j -ten Betriebspunkt
$\Delta_{\square}^{(i,j)}$	Unterschied einer Größe zwischen dem i -ten und dem j -ten Betriebspunkt
$G_{i \rightarrow j}(s)$	Übertragungsfunktion von Eingang i nach Ausgang j eines Systems

Operatoren

$\ \square\ $	Norm allgemein
$\ \square\ _2$	2-Norm
$\ \square\ _{\infty}$	H_{∞} -Norm
$\ \square\ _f$	Leistungsindex, verbessertes Residuum

Matrizen, Vektoren und Mengen

$[\square]$	Matrix
$\{\square\}$	Menge
(\square)	Vektor

Abkürzungen

AFS	aktive Flutterdämpfung
AFW	Active-Flexible-Wing
AKB	aerodynamische Kraftbeiwerte
BACT	Benchmark-Active-Control-Technology
BFDF	Beard Fehler Detektions Filter
C	Regler
CMMAC	Klassische Multi-Modell-Adaptive Regelung
DF	Detektionsfilter
DL	Doublet-Lattice
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
EFCS	Electric Flight Control System
EP	Entwurfspunkt
F	Filter
FAR	Federal Aviation Requirements
FD	Fehlerdetektion
FDI	Fehler Detektion und Isolation; (hier „Fehlererkennung“ genannt)

FE	Finite-Elemente, Fehlerschätzung
FI	Fehlerisolation
KF	Kalman Filter
LPV	linear-parameter-variant
LQG	linear quadratischer Gauss-Regler
LQR	linear quadratischer Regulator
LTI	linear-zeitinvariant
MC	Multi-Case
MLA	Manöverlastabminderung
MM	Multi-Modell
MMA	Multi-Modell-Adaptiv
MMAC	Multi-Modell-Adaptiver Regler (engl. Multiple-Model-Adaptive Controller)
MMAE	Multi-Modell-Adaptive Schätzung (engl. Multiple-Model Adaptive Estimation)
OP	Optimierung
OWE	Betriebsgewicht leer
RMMAC	Robuste Multi-Modell Adaptive Regelung
SHM	Strukturschadensüberwachung
SISO	Single Input – Single Output
SMMAC	Überwachende Schaltende Multi-Modell-Adaptive Regelung
SVD	Singulärwertzerlegung
TFM	Übertragungsfunktionsmatrix
TRA	Transient-Response-Analysis
ZMS	Zweimassensystem

Symbole in Abbildungen

- × Filterentwurfspunkt, allgemeiner Betriebspunkt des Systems
- ∇ Betriebspunkt der Strecke
- Nominalbetriebspunkt, Reglersynthesepunkt
- Reglerentwurfspunkt

Kapitel 1

Einleitung

Die Motivation zu dieser Arbeit entstand bei Untersuchungen der Auslegung von Regelungssystemen zur aktiven Dämpfung aeroelastischer Strukturen wie zum Beispiel der aktiven Lastabminderung an Großverkehrsflugzeugen. Üblicherweise müssen derartige Regelungen für die gesamte Flugenvolpe, bestimmt durch Flugleistung und Beladung sowie Betankung, robust ausgelegt werden. Häufig ergibt sich dabei ein Konflikt zwischen den zu erreichenden, spezifizierten Zielen und der notwendigen Robustheit des Reglers innerhalb dieser Betriebsenvolpe. Die spezifizierte Leistung des Reglers kann oftmals nicht robust für den gesamten Betriebsbereich der Regelstrecke erfüllt werden. Das Auslegungsziel kann dann in bestimmten Fällen durch die Adaption des Regelkreises gegenüber Veränderungen des Betriebspunkts der Strecke erreicht werden. Jedoch stehen die dafür notwendigen Informationen meistens nur für den Flugzustand wie zum Beispiel für Flughöhe und Machzahl nicht aber für Beladung oder Betankung zur Verfügung. Ein adaptiver Regler mit einer integrierten, auf der Technologie der modellbasierten Fehlererkennung beruhenden Detektion von Beladung beziehungsweise Betankung des Fluggeräts ermöglicht die autonome Anpassung der Strukturregelung an veränderliche Beladungszustände und Betankungszustände. So kann das Leistungspotential derartiger Systeme erhöht werden und gegebenenfalls lassen sich spezifizierte Anforderungen an eine aktive Strukturregelung, die eine nichtadaptive robuste Auslegung übersteigen, erfüllen.

Die Bereitstellung der Methode zur Entwicklung eines derartigen adaptiven Regelungssystems ist Gegenstand dieser Arbeit.

1.1 Einsatz der aktiven Strukturregelung bei technischen Systemen

Immer häufiger werden die Eigenschaften elastischer und aeroelastischer Strukturen mit Hilfe von Systemen zur *aktiven Strukturregelung* beeinflusst und optimiert, um den stetig steigenden Anforderungen an flexible Strukturen in modernen, technischen Systemen gerecht zu werden. Die Strukturregelung ermöglicht es, durch eine geeignete Rückführung der Strukturantwort, gemessen von *Sensoren*, auf Stellglieder (*Aktuatoren*) die Eigenschaften des elastischen Systems wie Steifigkeit oder Dämpfung und damit die Systemantwort, wie etwa die Dehnung, zu beeinflussen. Mögliche Einsatzgebiete sind zum Beispiel Lärmunterdrückung oder die Beeinflussung der aeroelastischen Stabilität, der Dämpfung oder der Spannungsverteilung in einer Struktur. Insbesondere der *aktiven Schwingungsdämpfung* kommt eine große Bedeutung zu.

Strukturregelungen ermöglichen den Einsatz leichter, filigraner Bauteile sowie die Verringerung der Ermüdung und damit die Verlängerung der Strukturlebensdauer durch eine Reduktion der dynami-

schen Lasten. Speziell für die Konstruktion von Hochleistungsstrukturen in Luftfahrt- oder Raumfahrtssystemen gewinnt die Anwendung von Strukturregelungen daher immer mehr an Bedeutung vor allem, um geringe Verhältnisse von Strukturgewicht zu Startgewicht und so einen effizienteren Treibstoffverbrauch zu erzielen. Strukturregelungen werden dabei bereits in frühen Phasen der Auslegung berücksichtigt und steigern sowohl die Wirtschaftlichkeit als auch die Leistung dieser Systeme. Ist es möglich zur Strukturregelung auf bereits verfügbare, für andere Aufgaben installierte, Komponenten des Luftfahrtsystems oder Raumfahrtsystems zurückzugreifen, müssen die zu beeinflussenden Strukturen für die aktiven Systeme nicht mit zusätzlichen Sensoren oder Aktuatoren ausgestattet werden. Die Integration der Regelungssysteme ist dann meist nur mit einem geringem Zuwachs an Strukturgewicht verbunden und damit besonders effizient. Bereits 1988 sah Ashley [9] die Möglichkeit und bei zukünftig verstärktem Einsatz von Kompositwerkstoffen die Notwendigkeit, dass Systeme zur aktiven Flatterdämpfung nicht nur nachträglich zur Korrektur von unerwünschten Erscheinungen sondern bereits in der Gesamtauslegung des Flugzeugs berücksichtigt werden und damit stark an Bedeutung gewinnen. Insbesondere ermöglicht die Verwendung neuer Werkstoffe in Luft- und Raumfahrtanwendungen eine direkte Integration von Aktuatoren und Sensoren in die Struktur, ohne signifikante Änderungen in Masse oder Struktursteifigkeit zu verursachen (siehe Anhalt et al. [8], Büter et al. [38], Chopra [48], Raja et al. [206], Wierach [268]). Derartige integrierte Systeme werden *intelligente Werkstoffe* genannt und ermöglichen eine hoch effiziente, optimierte Reaktion der Struktur sowohl auf äußere Einwirkungen wie zum Beispiel Steuereingaben oder atmosphärische Anregungen als auch auf innere Einwirkungen wie Beschädigungen, Fehler oder Parameterveränderungen.

Zur aktiven Schwingungsdämpfung elastischer Strukturen wird entweder durch eine Rückführung oder eine Vorsteuerung eine Schwingung erzeugt, die um möglichst 180 Grad phasenverschoben zu der zu bedämpfenden Schwingung liegt. Aktive Methoden, die dem System dabei Energie zuführen, werden von den passiven Methoden, die ohne Energiezufuhr arbeiten, unterschieden. Passive Methoden können zum Beispiel passive Schwingungstilger, zusätzliche Gewichte, zusätzliche Versteifungen, optimierte Richtungen der Fasern in faserverstärkten Kunststoffen oder die Verwendung von Werkstoffen mit hoher innerer Dämpfung sein.

Die vorliegende Arbeit beschäftigt sich mit der aktiven Schwingungsdämpfung elastischer und aeroelastischer Systeme mittels Rückführung bei sehr großen Wertebereichen der Strukturparameter insbesondere der physikalischen Massen infolge variabler Betankung und Beladung von Flugzeugen. Es wird eine neuartige, auf einem *Multi-Modell-Adaptiven* (MMA) Ansatz basierende, Methode zur Robustifizierung von Strukturregelungen hinsichtlich Parameterveränderungen oder Parameterunsicherheiten vorgestellt.

1.2 Aktive Dämpfung aeroelastischer Strukturen — Stand der Technik

Als *Aeroelastik* wird die Wechselwirkung zwischen aerodynamischen und strukturelastischen Kräften bezeichnet. Diese Wechselwirkung kann sowohl statisch, zeitunabhängig, oder dynamisch, zeitabhängig, sein. Bei dynamischen Vorgängen sind dann auch die Inertialkräfte zu berücksichtigen (siehe Försching [69]). Dynamische, aeroelastische Phänomene wie *Flattern* und *Buffeting* verursachen sehr hohe Strukturbelastungen und führen unter Umständen auch zum Totalverlust des Fluggeräts. Daher dienen aktive Dämpfungen aeroelastischer Strukturen häufig dazu, die im Folgenden kurz erläuterten Phänomene Flattern und Buffeting zu unterdrücken.

Nach Försching [69, S. 482] ist **Flattern** eine im konstanten Windstrom selbsterregte Schwingung eines elastischen Systems. Es treten keine externen Erregerfremdkräfte auf, das heißt, alle Systemkräfte sind eine Funktion der Systemverschiebungen und deren zeitlichen Ableitungen. Weil bei einem Schwingungsvorgang die elastischen Kräfte und die Trägheitskräfte als konservative

Systemkräfte stets im Gleichgewicht sind und folglich die Summe aus potentieller und kinetischer Energie pro Schwingungsperiode konstant bleibt, ist eine solche Schwingungsanfachung nur möglich, indem das schwingende System bei fehlender, systemunabhängiger Fremderregung dem Luftstrom Energie entzieht. Wenn diese Energie größer ist als die stets vorhandene Verlustenergie infolge struktureller Dämpfung, dann liegt eine aerodynamisch selbsterregte Flatterschwingung vor. Dabei gilt, dass reine Schlagschwingungen in inkompressiblen Strömungen durch den (konstanten) Luftstrom stets aerodynamisch gedämpft werden. Für das Biege-Torsionsflattern der zweidimensionalen Flattertheorie in inkompressibler Strömung (siehe Försching [69, S. 490]) kann zum Beispiel nach dem Verfahren von Theodorsen eine kritische, reelle Flatterfrequenz beziehungsweise kritische Flattergeschwindigkeit bestimmt werden, bei der Flattern auftritt. Diese hängt stark von der Lage des Schwerpunkts des Tragflächenquerschnitts ab und sinkt je weiter dieser Schwerpunkt hinter der elastischen Achse liegt. Ebenso kann ein Ansteigen der Flattergeschwindigkeit mit zunehmender Dichte des strömenden Mediums festgestellt werden. Es treten umso höhere Flattergeschwindigkeiten auf je weiter die Nick- und Schlageigenfrequenz des Systems auseinander liegen.

Bei der Erscheinung des **Buffeting** handelt es sich nach Försching [69, S. 679] um ein so genanntes aeroelastisches Resonanzproblem. Es werden darunter irreguläre Schwingungen von Flugzeugbauteilen beziehungsweise des gesamten Flugzeugs infolge von turbulenten Ablösungen verstanden, wobei diese Schwingungen mit den typischen Eigenfrequenzen der Struktur erfolgen. Buffeting tritt hauptsächlich bei Kampfflugzeugen in Flugmanövern mit großen Anstellwinkeln vor allem am Leitwerk auf, wenn dieses in den Nachlauf des Flügels gelangt. Ebenfalls kann Buffeting im transsonischen Flugbereich im Zusammenhang mit Verdichtungsstößen und daraus resultierenden Strömungsablösungen an den Tragflächen oder Schaufeln von Turbomaschinen auftreten. Buffeting-Schwingungen erfolgen stochastisch und können analytisch nur durch Spektralmethoden behandelt werden.

Flattern und Buffeting beschränken häufig die Envelope von Fluggeräten. Die kritische Flattergeschwindigkeit eines Fluggeräts darf nicht erreicht werden. Diese Beschränkungen reduzieren die Nutzbarkeit des Fluggeräts. Auch hohe Böen- und Manöverlasten sowie die dadurch notwendigen strukturellen Verstärkungen stellen sowohl eine Beschränkung der Wirtschaftlichkeit als auch des Entwicklungspotentials für zukünftige Fluggeräte dar. Hohe Strukturlasten ergeben sich bei steigenden Flugzeugkapazitäten und den damit verbundenen wachsenden freien Strukturlängen aus den dann sinkenden Eigenfrequenzen. Die Struktureigenfrequenzen wandern in den Bereich der flugmechanischen Schwingungsfrequenzen, und können sowohl durch Piloteneingaben als auch durch atmosphärische Störungen leicht angeregt werden. Zur aktiven Bedämpfung von Strukturschwingungen müssen deren Eigenfrequenzen in dem Frequenzband der eingesetzten Aktuatoren liegen. Abbildung 1.1 und Abbildung 1.2 zeigen beispielsweise den ersten und zweiten *Coplanarmode* eines Großverkehrsflugzeugs im niedrigen Frequenzbereich von 1.3–1.5 Hertz. Als Coplanarmode werden dabei ein oder mehrere elastische Moden des Höhenleitwerks mit geringer Eigenfrequenz bezeichnet. Diese Eigenschwingungen weisen eine geringe aerodynamische Dämpfung auf und können leicht infolge einer lateralen Böeneinwirkung angeregt werden und verursachen hohe Lasten im Bereich der Wurzel des Höhenleitwerks und des Seitenleitwerks. Sie zeigen neben einer Schlagbewegung der Flügel und des Höhenleitwerks eine Torsion und Biegung im hinteren Teil des Rumpfes. Das Höhenleitwerk führt dabei eine antimetrische Biegung um die z -Achse also eine vorwärts rückwärts Bewegung in der x,y -Ebene aus. Durch Strukturschwingungen werden hohe Strukturlasten erzeugt sowie die Materialermüdung beschleunigt und damit die Lebensdauer verkürzt. Insbesondere werden durch eine Verkürzung der notwendigen Wartungs- und Kontrollintervalle hohe Betriebskosten verursacht.

Zur Schwingungsdämpfung können dann entweder passive, strukturelle Maßnahmen, die im Allgemeinen mit einer Erhöhung des Gewichts verbunden sind oder aber gewichtsneutrale, aktive Dämpfungen eingesetzt werden. Die aktive Schwingungsdämpfung kann also helfen einerseits die Betriebskosten zu senken sowie das Verhältnis von Nutzlast zu Strukturgewicht zu verbessern, da

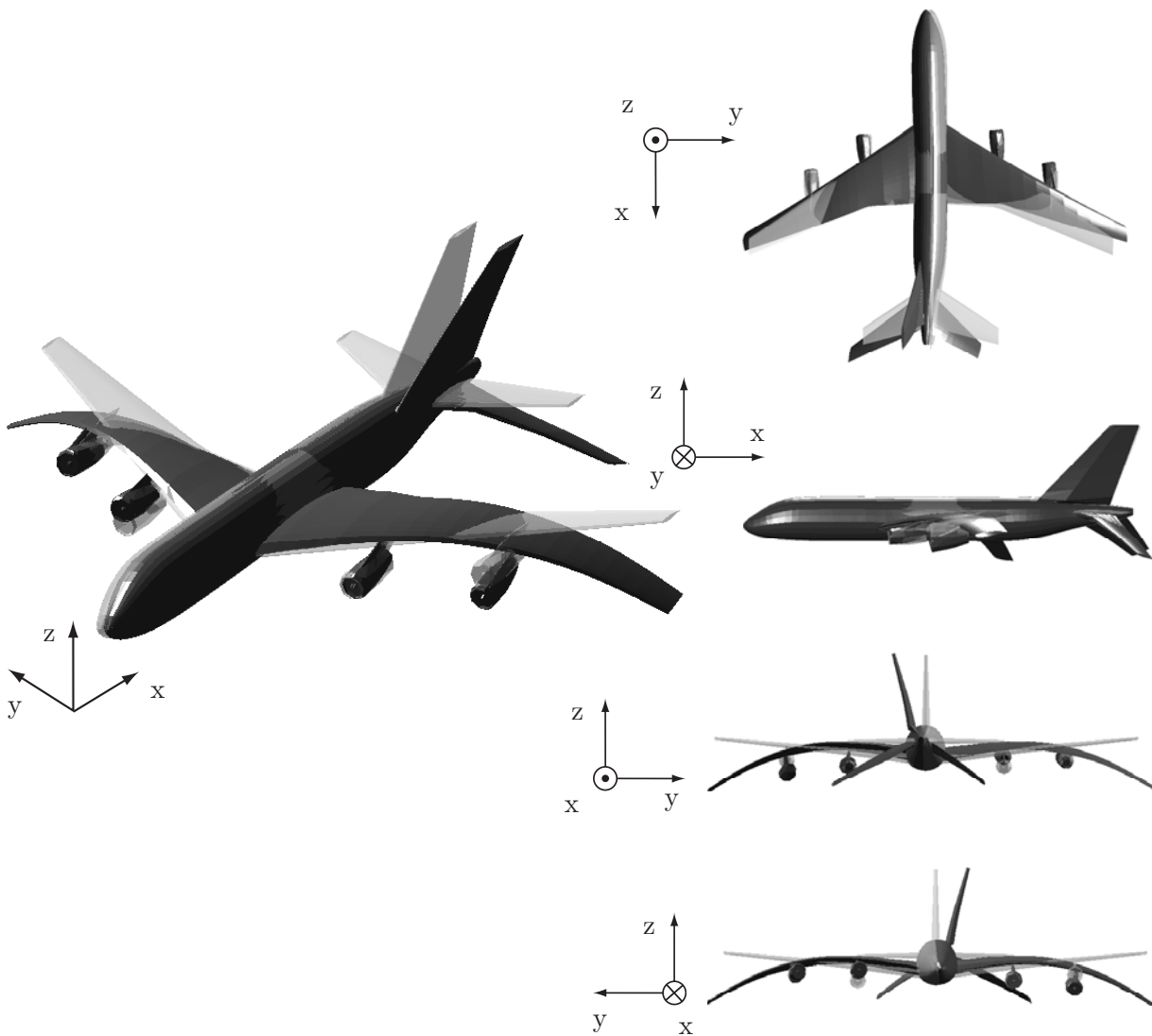


Abbildung 1.1: Erste Coplanar-Eigenschwingung des Höhenleitwerks eines Großverkehrsflugzeugs

Dargestellt ist die überhöhte Eigenform, grau dargestellt ist der undeformierte Zustand

mit einer Erhöhung der Dämpfung eine Reduktion der Lasten erreicht werden kann (siehe Kordt & Ballauf [135, 136]). So kann einerseits die Wirtschaftlichkeit von Fluggeräten erhöht andererseits durch aktive Flutterdämpfung die Flug envelope zu höheren Geschwindigkeiten hin ausgedehnt werden. Systeme zur aktiven Strukturdämpfung können auch helfen kritische Erscheinungen infolge hoher Strukturflexibilitäten, und damit eventuell verbundener Instabilitäten bis hin zur Ruderumkehr, zu kompensieren. So können durch eine dann mögliche gezielte Ausnutzung der erhöhten Strukturflexibilität in der Konstruktion von Hochleistungsflugzeugen extreme Flugleistungen, wie zum Beispiel sehr hohe Rollraten, und damit eine hohe Agilität erreicht werden.

Zur **aktiven Flutterdämpfung** aeroelastischer Strukturen finden sich in der Literatur nach frühen Veröffentlichungen aus den siebziger Jahren wie Horikawa & Dowell [102], McLean [158], Newsome [184], Roger et al. [209] oder Sandford et al. [213] bis heute eine Vielzahl von Arbeiten. Sie behandeln sowohl grundlegende theoretische, auf Simulationen von einfachen linearen und nichtlinearen aeroelastischen Systemen basierende, Untersuchungen, als auch praktische, anhand von Windkanalmodellen oder in Flugtests, durchgeführte Studien. Durch den Einsatz

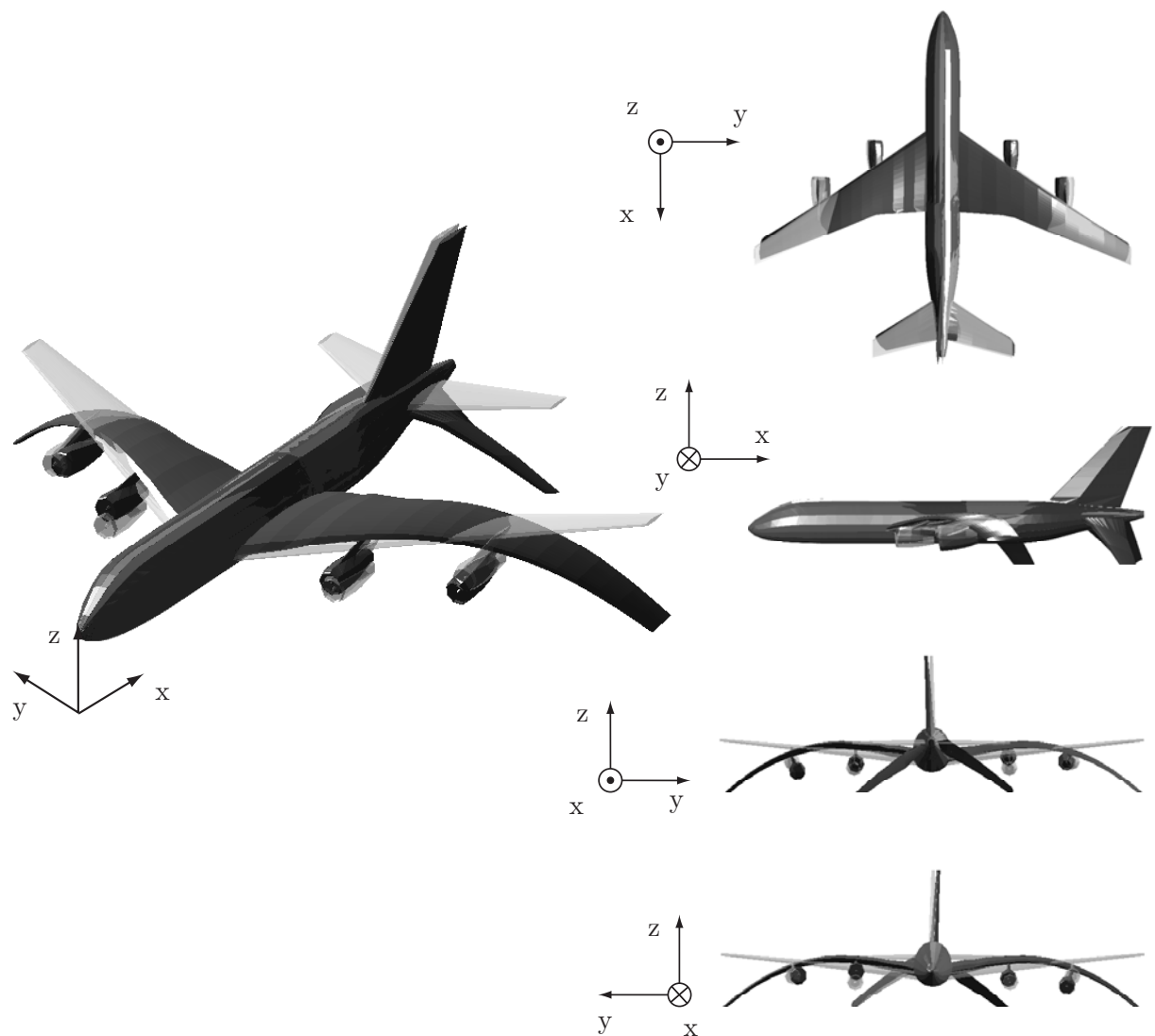


Abbildung 1.2: Zweite Coplanar-Eigenschwingung des Höhenleitwerks eines Großverkehrsflugzeugs

Dargestellt ist die überhöhte Eigenform, grau dargestellt ist der undeformierte Zustand

von Systemen zur aktiven Flutterunterdrückung werden meist zwei Ziele verfolgt. Zum einen die Verbesserung des Komforts durch Böen- und Schwingungsunterdrückung im Bereich unterhalb der kritischen Flattergeschwindigkeit, zum anderen die Verschiebung dieser Flattergrenze zu höheren Geschwindigkeiten hin. In der Mehrzahl dieser Arbeiten werden Beschleunigungssensoren und die auch zur primären Flugsteuerung angewendeten Steuerflächen als Aktuatoren zur Strukturregelung verwendet. In Lin et al. [146] wird jedoch die Verwendung von auf die Struktur aufgeklebten, piezokeramischen Aktuatoren und Dehnungsmessstreifen als Sensoren in einem Strukturregelungssystem untersucht. In Heeg [98] dienen piezoelektrische Platten als Aktuatoren in einem System zur aktiven Flutterdämpfung. Klepel [128] verwendet mit Hilfe von Dehnungsmessstreifen gemessene Biege- und Torsionsmomente als Rückführungssignale.

Um einen Überblick zur Entwicklung von Systemen zur aktiven Dämpfung aeroelastischer Strukturen und der dabei angewendeten unterschiedlichen Regelungstechnologien zu geben, sollen nun hier die in zwei großen Forschungsprogrammen der NASA durchgeführten Untersuchungen sowie die Veröffentlichungen mehrerer Forschungsgruppen erwähnt werden, ohne einen Anspruch auf

Vollständigkeit zu erheben. Die Übersicht bleibt dabei auf den Bereich der Starrflügler beschränkt.

Die in der Mitte der neunziger Jahre durchgeführten NASA Programme *Benchmark-Active-Control-Technology* (BACT) sowie *Active-Flexible-Wing* (AFW) sind die systematischsten und ausführlichsten in der Literatur dokumentierten Untersuchungen zur aktiven Regelung aeroelastischer Strukturen.

Das BACT Programm der NASA umfasst Untersuchungen der nichtlinearen, instationären Aerodynamik sowie von Konzepten zur aktiven Unterdrückung von Flattern in subsonischer beziehungsweise transsonischer Strömung an einem Windkanalmodell. Dieses besteht aus einem starren, rechteckigen Flügel mit einem NACA 0012 Profilquerschnitt, der in in einem Nick- und einem Schlagfreiheitsgrad elastisch gelagert ist. Als unabhängig voneinander ansteuerbare Aktuatoren stehen eine Hinterkantenklappe sowie jeweils ein Spoiler auf der Ober- und Unterseite des Flügels und als Sensorsignale die Beschleunigungen an den Flügecken zur Verfügung. Machzahl und Staudruck sind zur Flutteranalyse variabel. Beschreibung und aerodynamische Daten des BACT-Modells sind bei Scott et al. [218, 219] zu finden. Die regelungstechnisch relevante Modellierung des Windkanalmodells beschreibt Waszak [260, 263], Waszak & Fung [264]. Ziel des Projekts war die Ausdehnung der Flattergrenze des Windkanalmodells mit Hilfe von Regelungen zur *aktiven Flatterdämpfung* (AFS) zu erreichen. Dabei wurden unterschiedliche Verfahren für die bezüglich Machzahl und Staudruck robuste Auslegung der Regelung angewendet. Tabelle 1.1 zeigt die unterschiedlichen im BACT Programm untersuchten Auslegungskonzepte.

Ein weiteres umfassendes Projekt zur Anwendung von Strukturregelungen an aeroelastischen

Autor	Regelungsansatz
Mukhopadhyay [177, 178, 179]	Klassischer Ansatz (Nyquistdiagramm, Bodediagramm, Amplitudenreserve, Phasenreserve, Wurzelortskurve), LQG-Regler
Adin et al. [3]	LQG-Regler, <i>Fuzzy Logic</i> Regler
Kelkar & Joshi [126]	passivitätsbasierter Regler
Barker et al. [14]	<i>Gain-Scheduled</i> Linear-Fractional-Transformation-Regler
Barker & Balas [13]	<i>Gain-Scheduled Linear-Parameter-Varying-Regler</i> (LPV-Regler)
Waszak [262]	H_∞ Regler, μ -Synthese Regler
Haley & Soloway [95, 96]	prädiktiver Regler
Scott & Pado [220]	Regler basierend auf neuronalen Netzen

Tabelle 1.1: Übersicht robuster Regelansätze zur aktiven Flatterdämpfung für das NASA BACT-Windkanalmodell

Als Rückführungssignale dienen jeweils Beschleunigungsmessungen. Als Aktuatoren stehen eine Hinterkantenklappe sowie je ein Spoiler auf der Flügeloberseite und Flügelunterseite zur Verfügung.

Systemen ist das *Active-Flexible-Wing* (AFW) Projekt der NASA in Zusammenarbeit mit der Firma Rockwell (siehe Noll & Eastep [191]). Dieses Projekt umfasst sowohl Untersuchungen zur aktiven Flatterdämpfung als auch zur aktiven *Manöverlastabminderung* (MLA). Eine Zusammenfassung der Aktivitäten dieses Projekts ist bei Perry et al. [204] zu finden. Im Design des AFW Windkanalmodells wurden große aeroelastische Deformationen, bis hin zur Ruderumkehr (siehe Anderson et al. [7]) infolge extremer Leichtbauweise und dadurch bedingter verminderter Steifigkeit in Kauf genommen, um das Strukturgewicht möglichst niedrig zu halten. Hohe Rollraten und die Unterdrückung von aerodynamischen Instabilitäten sowie hohe Strukturlasten sollen dann durch Systeme zur Strukturregelung garantiert werden.

Für das AFW Projekt wurden an einem statisch und aeroelastisch skalierten Windkanal-Vollmodell eines leitwerklosen Hochleistungsflugzeugs Systeme zur aktiven multi-mode Flatterdämpfung entwickelt, die mehrere Steuerflächen und Sensoren benutzen. Gleichzeitig wurde eine Manöverlastregelung zur Kontrolle der Rolllasten implementiert. Beide Systeme wurden im simultanen

Betrieb bei schnellen, aggressiven Rollmanövern getestet. Zur bezüglich Machzahl und Staudruck robusten Auslegung der Regelungen werden unterschiedliche Ansätze angewendet. Die dabei verwendeten Simulationsmodelle, insbesondere die Synthese aeroelastischer, linearer Modelle aus einer *Finite-Elemente* (FE) Formulierung und den mit Hilfe der *Doublet-Lattice* (DL) Methode berechneten instationären, frequenzabhängigen Luftkräften sowie die Reduktion dieser Modelle wird in Buttrill et al. [39, 40], Buttrill & Houck [41] eingehend beschrieben. Tabelle 1.2 zeigt die im AFW Programm angewendeten Synthesemethoden zur Erzeugung robuster Regler. Spezielle

Autor	Regelungsansatz
Mukhopadhyay [176] (AFS)	LQG-Regler
Adams & Christhilf [1], Adams et al. [2] (AFS)	Mehrzielig, parameteroptimierte Rückführung aus System zweiten Grades, Hochpass, Tiefpass, Zeitverzögerung
Waszak & Srinathkumar [261, 265], Srinathkumar & Waszak [235] (AFS)	System dritten Grades (inverser Notch Filter), Phasen-, Amplitudenreserve
Woods-Vedeler et al. [272, 273] (MLA)	Proportionalrückführung Rollrate
Klepel [128] (AFS)	Proportionalrückführung Torsions-, Biegemoment
Moore [163] (MLA)	Optimierte look-up tables der Steuerflächenausschläge als Funktion der Rollrate (feedforward)

Tabelle 1.2: Übersicht robuster Regelansätze zur aktiven Flutterunterdrückung (AFS) und aktiven Manöverlastenabminderung (MLA) für das NASA/Rockwell AFW Projekt

Soweit nicht anders angegeben dienen Beschleunigungsmessungen als Rückführungssignale. In allen Untersuchungen werden die primären Steuerflächen als Aktuatoren der Strukturregelungssysteme eingesetzt.

Erscheinungen aeroelastischer Systeme wie Grenzzyklen (siehe Sheta et al. [229, 230]) oder interne Resonanz (siehe Gilliatt et al. [91]) sind durch nichtlineare Effekte zu erklären.

Eine umfangreiche Übersicht zu nichtlinearen, aeroelastischen Effekten ist in Dowell et al. [60] zu finden. Insbesondere bei Hochleistungsflugzeugen können durch *Flügelaußenlasten*, wie Waffen oder Zusatztanks, Grenzzyklen und dadurch bedingte Strukturschwingungen beeinflusst werden (siehe Beran et al. [21], Thompson & Strganac [243]). In mehreren Arbeiten werden Untersuchungen von Systemen zur aktiven Strukturdämpfung speziell bei Berücksichtigung von Nichtlinearitäten in den aeroelastischen Modellen beschrieben. Diese Arbeiten beinhalten sowohl analytische als auch experimentelle Untersuchungen an einem Windkanalmodell (siehe O’Neil [194], O’Neil et al. [195], O’Neil & Strganac [196]) zur AFS eines prototypischen, rechteckigen Tragflächenschnitts mit struktureller Nichtlinearität im Nick- und Schlagfreiheitsgrad sowie einer steuerbaren Vorderkanten- und einer steuerbaren Hinterkantenklappe. In den Arbeiten von Ko et al. [129, 130, 131, 132, 133, 134], Platanitis & Strganac [205], Strganac et al. [241] werden auf dem Ansatz der *Feedback Linearisierung* basierende Regler untersucht. In Block & Gilliatt [23], Block & Strganac [24] wird ein auf linearen Methoden der Regelungstechnik beruhender LQG-Regler auf ein nichtlineares aeroelastisches System angewendet. Kurdila et al. [141] setzen nichtlineare Regelungen zur aktiven Dämpfung von Grenzzyklen ein. Singh & Brenner [232], Singh & Wang [233] entwickeln indirekt, adaptive Regler mit Ausgangsrückführung zur AFS des nichtlinearen Systems.

Weitere Untersuchungen zur AFS an einem prototypischen Tragflächenschnitt sind in der Arbeit von Borglund & Kutteneuler [25] zu finden. Darin wird die Stabilität eines aeroelastischen Flügels durch eine über die Anströmgeschwindigkeit tabellierte, optimierungsbasiert ausgelegte, Proportionalrückführung der Flügelverformung auf eine steuerbare Hinterkantenklappe erhöht. In einem Windkanal wird der an einem analytischen Modell des Flügels ausgelegte Regler experimentell untersucht, wobei die aeroelastische Flügelverformung durch ein berührungsfreies optisches System gemessen wird. In Borglund [26] werden dann Unsicherheiten der Aerodynamik in das Modell integriert. Borglund & Nilsson [28] beschreiben die optimierungsbasierte Auslegung eines über

die Anströmgeschwindigkeit tabellierten Hochpassfilters für die Rückführung der Verformung auf die Klappe an diesem aerodynamisch unsicheren Modell. In Borglund [27] wird der μ -Synthesebasierte Entwurf eines Reglers für das unsichere Modell beschrieben.

Luton & Mook [149] legen eine Proportionalrückführung der Schlaggeschwindigkeit und der Verwindungsgeschwindigkeit zur AFS an einem analytischen Modell eines aeroelastischen Flügels in einem trial-and-error Prozess aus. Nissim [186], Nissim & Abel [187], Nissim & Lottati [188] sowie Edwards et al. [62] erzeugen Regler zur Stabilisierung von flatternden Systemen durch die Anwendung der aerodynamischen Energie Synthesetechnik, welche die Energie berücksichtigt, die für eine Aufrechterhaltung einer einfachen harmonischen Schwingung eines Flügelquerschnitts mit zwei Freiheitsgraden notwendig ist. Aus dieser Energiebetrachtung kann ein Stabilitätskriterium zur Reglerauslegung gewonnen werden, das von den geometrischen und strukturellen Parametern sowie von der Anströmung des Flügelquerschnitts unabhängig ist. Özbay & Bachmann [199] und Viperman et al. [255, 256] präsentieren die H_2 und H_∞ optimale, gegenüber der Anströmgeschwindigkeit robuste Auslegung eines Reglers zur Flatterunterdrückung an einem Flügel mit zwei Freiheitsgraden, bei expliziter Berücksichtigung der Störungsunterdrückung. Die Auslenkung in den beiden Freiheitsgraden wird dazu auf eine Hinterkantenklappe rückgeführt.

Neben der AFS stellt das Problem des *Fin-Buffering* speziell an Konfigurationen von Hochleistungsflugzeugen ein weiteres Gebiet zur Anwendung von aktiven Regelungen an aeroelastischen Strukturen dar. Bei der Erscheinung des Fin-Buffering handelt sich um eine Strukturantwort des Seitenleitwerks auf die Buffet-Anregung durch hochturbulente Strömung im Nachlauf von in Richtung der Anströmung ausgebildeten instationären Vorderkantenwirbeln. Diese treten an Flügeln geringer Streckung wie *Deltakonfigurationen* oder Konfigurationen mit *leading edge extension* oder *Canards* von hochmanövrierfähigen Fluggeräten auf und werden für jede Halbspannweite ausgebildet. Insbesondere bei Konfigurationen mit Doppelleitwerk befinden sich beide Leitwerke direkt im Wirbelnachlauf und sind der Buffet-Anregung stark ausgesetzt. Bei hohen Anstellwinkeln jenseits des Maximalauftriebs oder hohen Staudrücken nimmt die Intensität der Anregung infolge des Aufplatzens der Wirbel stark zu. Eine sehr eingehende Untersuchung der Buffet-Anregung des Seitenleitwerks an einer Delta-Canard Konfiguration eines Hochleistungsflugzeugs ist in Breitsamter & Laschka [35, 36] zu finden.

In der Literatur sind mehrere Arbeiten zur Erforschung des Fin-Buffering sowie zur Untersuchung der Möglichkeiten zur **aktiven Kontrolle des Buffering** an einem Flugzeug vom Typ F/A-18 zu finden. Die aerodynamische Buffet Anregung des Doppelseitenleitwerks wurde sowohl in Windkanalversuchen (siehe Moses & Ashley [172]) als auch in Flugtests (siehe Moses & Shah [173]) untersucht. Durch das Buffering werden hohe Lasten in dem Seitenleitwerk verursacht, welche die Ermüdung der Struktur beschleunigen und damit die Lebensdauer herabsetzen sowie den durch verkürzte Inspektionsintervalle bedingten Unterhaltsaufwand stark erhöhen. Zur Lastabminderung werden mehrere Konzepte zur aktiven Dämpfung des Bufferings untersucht. Numerische Untersuchungen mit einem LQG-Regler zur Rückführung der Verformung sowie einem Ruder als Aktuator präsentiert Nitzsche et al. [189]. Moses [169, 170, 171] untersucht ein Ruder, ein Tip-Vane sowie piezoelektrische Aktuatoren zur aktiven Dämpfung des Buffering durch Aufschaltung der Beschleunigung, gemessen an der Leitwerksspitze, an einem Windkanalvollmodell mit einem aeroelastisch skalierten Seitenleitwerk. Versuche mit piezoelektrischen Aktuatoren zur aktiven Dämpfung werden an einem Fluggerät in Originalgröße, wobei die Buffet-Last durch elektromagnetische Rüttler aufgebracht wird, für mehrere LQG-Regler durchgeführt (siehe Nitzsche et al. [190], Ryall et al. [210]). Ähnliche Arbeiten zur aktiven Dämpfung des Fin-Buffering an einem Hochleistungsflugzeug mit Delta-Canard Konfiguration stellen Breitsamter [34] und Dürr et al. [61] vor.

Die zur AFS und zur Unterdrückung von Buffering angewendeten Technologien werden ebenfalls zur **aktiven Reduktion von Böenlasten und Manöverlasten** eingesetzt, da gezeigt werden kann, dass sich durch eine Erhöhung der Dämpfung eines Modes auch die durch diesen Mode induzierten Strukturlasten reduzieren (siehe Kordt & Ballauf [135, 136]). McLean [158] beschreibt

den Entwurf eines Systems zur aktiven Böenabminderung sowohl mit dem Ziel der Verbesserung des Komforts als auch zur Abminderung der Böenlasten. Für die Beschleunigungsrückführung auf die Ruder werden ein linearer, optimaler Regler sowie ein Modellfolgeregler untersucht. White [267] zeigt ein großes Potential für eine Steigerung der Spannweite beziehungsweise Nutzlast durch den Einsatz von Systemen zur aktiven Manöverlastabminderung. Lind [147] beschreibt die H_∞ Auslegung eines Reglers zur aktiven Lastabminderung bei gleichzeitiger Steigerung der Rollleistung und Erhöhung der Geschwindigkeit der Querruderumkehr an einem Flugzeug vom Typ F/A-18 in Originalgröße, ausgestattet mit einem AFW. Patil & Hodges [201] entwerfen Regler zur aktiven Flatterdämpfung und Böenlastenreduktion für den flattergefährdeten Flügel eines *High Altitude Long Endurance* Flugzeugs mit der für derartige Fluggeräte typischen, extrem großen Streckung. Sie verwenden dabei Regler geringer Ordnung mit optimaler, konstanter Rückführungsverstärkung, für die eine vollständige Kenntniss der Systemzustände nicht erforderlich ist. Jeanneau et al. [109] beschreiben einen im Rahmen des europäischen Forschungsprojekts AWIATOR¹ entwickelten Regler zur Reduktion der Flügellasten an Verkehrsflugzeugen. Die Reduktion der Lasten, speziell des Biegemoments, an der Flügelwurzel soll sowohl eine Verringerung des Strukturgewichts als auch eine Verbesserung des Passagierkomforts erzielen. Das Regelsystem besteht aus zwei Teilen. Der feedforward Teil dient der Reduktion der stationären Lasten und im feedback Teil dient ein H_∞ optimal ausgelegter Filter der Reduktion der dynamischen Lasten.

Für Lastabminderungssysteme werden auch integrierte, multidisziplinäre Auslegungen von Struktur- und Reglerparametern untersucht. Suzuki & Yonezawa [242] legen ein Böenlastabminderungssystem durch simultane Optimierung der Höhe der Flügelholme sowie der Rückführungsverstärkung des Reglers aus. Livne et al. [148] bestimmen ebenfalls mit Hilfe eines Optimierungsprozesses Parameter der Flügelgeometrie, Strukturparameter wie Materialdicken und Reglerparameter in einem integrierten Entwurf eines Systems zur Manöverlastabminderung.

1.3 Zielkonflikt bei der Regelung parametervarianter Strukturen — Problemstellung

Diese Arbeit behandelt den Entwurf eines Systems zur aktiven Dämpfung von elastischen beziehungsweise aeroelastischen Strukturen, die einen großen Wertebereich der Systemparameter aufweisen. Insbesondere wird die Reduktion der Böenlasten an einem Großverkehrsflugzeug durch eine parameterrobuste aktive Bedämpfung der elastischen Moden betrachtet. Dabei sind große Veränderungen der Strukturmassen infolge von variabler Betankung und Beladung des Flugzeuges zu berücksichtigen. Die Robustheit der entworfenen Regelung bei großen Wertebereichen sowohl der strukturellen als auch der aerodynamischen Parameter über die gesamte Flugenvelope hinweg muss gewährleistet sein.

Speziell bei der Auslegung von Systemen zur aktiven Lastenreduktion muss die Robustheit gegenüber Veränderungen der Systemparameter sowohl auf die Stabilität als auch auf die Dämpfungsleistung bezogen werden. Diese Betrachtungsweise ist notwendig, da die *Envelopenlast*, die höchste zu minimierende Auslegungslast für die Struktur, auftretend bei der geringsten Dämpfung über dem gesamten Wertebereich der Parameter hinweg, darstellt. Robustheit stellt damit ein zentrales Problem der Auslegungen von Lastabminderungssystemen dar. Meist muss in der Reglerauslegung ein Kompromiss zwischen der Leistung hinsichtlich der Reduktion der Last beziehungsweise Erhöhung der Dämpfung und der Robustheit des Reglers gegenüber Parameterveränderungen geschlossen werden. Je größer der robust abzudeckende Parameterbereich desto geringer ist im Allgemeinen die erzielbare Leistung. Die Lösung dieses Zielkonflikts der Reglerauslegung ist die Hauptaufgabe dieser Arbeit.

¹Aircraft Wing with Advanced Technology Operation

Die Parameterveränderungen können dabei durch Modellierungsunsicherheiten, unmodellerte Dynamik, unsichere Parameter oder aber auch durch den Betrieb eines aeroelastischen Systems innerhalb der Flugenvelope, wie zum Beispiel durch Veränderungen der Fluggeschwindigkeit, der Flughöhe oder der Masse beziehungsweise Massenverteilung infolge unterschiedlicher Betankung oder Beladung, verursacht werden. Aber auch Fehler wie Brüche oder Risse, sowie speziell bei Kompositwerkstoffen auftretende Faserrisse, Matrixrisse oder Delaminationen verändern die Strukturparameter eines aeroelastischen Systems (siehe Strganac & Kim [240]). Robustheit bezüglich dieser Art von Fehlern spielt in der Auslegung von aktiven Strukturdämpfungen nur eine untergeordnete Rolle, da diese Fehler sehr schnell zum Versagen der Struktur und damit zum Totalverlust des Fluggeräts führen. Die Überwachung von Strukturen hinsichtlich dieser Parameterveränderungen fällt in das Arbeitsgebiet der Strukturschadensüberwachung.

Trotz der in Abschnitt 1.2 dargestellten immensen Entwicklungstätigkeit auf dem Gebiet der aktiven Dämpfung aeroelastischer Strukturen wird die Robustheit dieser Systeme, wenn überhaupt, meist nur gegenüber Veränderungen der Machzahl oder des Staudrucks betrachtet obwohl Systeme zur aktiven Strukturdämpfung im Allgemeinen auch eine hohe Sensitivität hinsichtlich der modalen Eigenschaften der Struktur aufweisen. Der geforderte Regelungsansatz muss daher explizit Robustheit sowohl bezüglich der aerodynamischen Parameter als auch bezüglich der strukturellen Parameter wie Masse, Dämpfung oder Steifigkeit berücksichtigen. Eine explizite Messung dieser Parameter oder a priori Information über den zeitlichen Verlauf der Parametervariationen kann dabei insbesondere für die Massenverteilung nicht vorausgesetzt werden. Darüber hinaus ist die uneingeschränkte Leistung des Reglers bei nicht messbaren Anregungen der Struktur (*Störungen*), wie zum Beispiel atmosphärischen Störungen durch Böen, erforderlich.

Für einen potentiellen praktischen Betrieb der Regelung in Echtzeit auf einem Flugdatenrechner ist eine möglichst geringe Ordnung des Reglers von großer Bedeutung. Diese Anforderung wurde ebenfalls in bisherigen Arbeiten (siehe Abschnitt 1.2) zur aktiven Dämpfung aeroelastischer Strukturen nur in Ausnahmefällen berücksichtigt.

Um nicht zusätzliche Aktuatoren in die Struktur integrieren zu müssen, und so eine möglichst hohe Effizienz der Strukturregelung beziehungsweise der Lastenreduktion zu erreichen, sollen die der primären Flugsteuerung dienenden Aktuatoren und Stellflächen auch zur aktiven Dämpfung genutzt werden. Die Verwendung der primären aerodynamischen Steuerflächen zur aktiven Dämpfung ist möglich, da in dem dieser Arbeit zugrundeliegenden, potentiellen Einsatzszenario eines Großverkehrsflugzeugs in transsonischer Strömung mit einer herabgesetzten Ruderwirksamkeit, zum Beispiel durch eine Beaufschlagung mit hochturbulenter Strömung, nicht zu rechnen ist. Als Sensoren sind Beschleunigungsmesser vorgesehen deren Signale eine minimale Verzögerung aufweisen und somit zur aktiven Dämpfung besonders gut geeignet sind. Diese robusten Sensoren, die im Bereich der Regelung aeroelastischer Strukturen bisher am häufigsten eingesetzten Messsysteme (siehe Abschnitt 1.2), sind in ihrem Aufbau einfach sowie kostengünstig und bieten eine große Flexibilität in der Integration in Flugzeugstrukturen.

Die geforderte Funktion der Regelung ist für ein komplexes aeroelastisches Modell aus der industriellen Praxis zu zeigen.

1.4 Lösung des Zielkonflikts durch eine neuartige Regelungsmethode — Beitrag der Arbeit

Regelungen mit der Aufgabe, die Eigenfrequenzen einer Struktur aktiv zu bedämpfen weisen eine hohe Sensitivität ihrer Leistung bezüglich der Veränderung der modalen Eigenschaften infolge von größeren Variationen der Strukturparameter auf. Dies gilt insbesondere für den Fall, dass nur bestimmte Eigenfrequenzen beeinflusst werden sollen. Zwar kann mit modernen Regelungstheorien, wie zum Beispiel der H_∞ -Synthese, bei hinreichend geringen Parameterunsicherheiten ein robuster

Regler erzeugt werden, eine Adaption an sehr große Parameterveränderungen ist aber für derartige Strukturregelungen zur Erzielung einer besonders hohen Regelleistung nahezu unverzichtbar. Der Zielkonflikt der Reglerauslegung, eine hohe Leistung bei gleichzeitiger Stabilität des Reglers robust für große Wertebereiche der Streckenparameter zu erreichen, wird in der vorliegenden Arbeit durch eine im Bereich der aktiven Dämpfung aeroelastischer Strukturen neuartige Regelungsstrategie, einen *Multi-Modell-Adaptiven-Regler* (MMAC), gelöst. Dieser Regler, dessen Einsatz zur aktiven Bedämpfung aeroelastischer Strukturen in der Literatur bisher nicht dokumentiert ist, verändert seine Dynamik auf der Basis von in Echtzeit gewonnenen Informationen über den Zustand der Strecke. Dabei ist aber keine explizite Messung oder Identifikation der variablen Streckenparameter notwendig.

Der MMAC stellt einen modellbasierten Regelungsansatz dar, der mehrere *lokale Regler* zur Abdeckung aller möglichen Parameterkombinationen im gesamten *Betriebsbereich* der Strecke umfasst. So kann im Vergleich zu einem einzigen für den gesamten Betriebsbereich robust ausgelegten *globalen Regler* ein erweiterter Stabilitätsbereich und eine deutlich höhere Regelleistung erzielt werden. Die lokalen Regler werden jeweils an, gegenüber dem globalen Modell einfacheren, linearen Modellen der Strecke off-line ausgelegt. Sie beschreiben das System für unterschiedliche *Betriebspunkte* oder *Lastfälle* mit diskreten Parameterwerten. Die Betriebspunkte dieser Modelle stellen die *Stützstellen* der *Multi-Modell-Adaptiven* (MMA) Reglerauslegung dar. Im Betrieb des Reglers wird dann zu jedem Zeitpunkt diejenige Stützstelle on-line detektiert, die den aktuellen Betriebspunkt der Strecke am besten repräsentiert. Das durch den an dieser detektierten Stützstelle ausgelegten Regler berechnete *Stellsignal* wird dann auf die Strecke aufgeschaltet. Ändert sich die detektierte Stützstelle schaltet der MMAC durch eine Überblendlogik auf das Stellsignal des zur neu detektierten Stützstelle gehörenden Reglers um. Somit wirkt immer der für den aktuellen Betriebszustand effektivste Regler auf die Strecke. Der Entwurf des MMAC berücksichtigt explizit den Fall, dass der Betriebszustand der Regelstrecke nicht einer der Stützstellen des MMAC entspricht. Der entworfene MMAC kann für alle drei in Abschnitt 1.2 umrissenen Aufgaben der aktiven Dämpfung aeroelastischer Strukturen eingesetzt werden. Er eignet sich sowohl zur robusten AFS und robusten, aktiven Dämpfung von Buffeting als auch zur robusten, aktiven Lastenreduktion. Der MMAC besitzt einen modularen Aufbau und gliedert sich in *Detektionsmodul*, *Reglermodul* und *Überwachungsmodul*. Die einzelnen Module sind auch unabhängig voneinander einsetzbar.

In den bisherigen, in Abschnitt 1.2 zusammengefassten, Forschungsarbeiten auf dem Gebiet der aktiven Dämpfung parametervarianter aeroelastischer Strukturen wurde fast ausschließlich die global robuste Auslegung der Regelung verfolgt. Damit stellt der in dieser Arbeit vorgestellte Einsatz mehrerer lokal robuster Regler die den globalen Betriebsbereich der Regelstrecke abdecken einen neuen Ansatz auf diesem Forschungsgebiet dar.

Die dafür notwendige *Detektion* der Stützstelle, als Grundlage und Kernproblem des MMAC, erfolgt mit Hilfe eines neuartigen Verfahrens, das in dieser Arbeit bereitgestellt wird. Dieses beruht auf rein deterministischen Techniken der linearen *Fehlerdetektion* (FD). Der Einsatz dieser Technologie in einem Detektormodul eines MMAC ist in der Literatur bisher ebenfalls nicht dokumentiert.

In der vorliegenden Arbeit wird damit die mächtige Technologie und Terminologie der linearen, deterministischen FD in den Kontext der MMA Regelung gesetzt. Durch eine vollständige Entkopplung der auf die Strecke wirkenden Störungen wird eine *robuste Fehlerdetektion* erreicht. Die Aufgabe der Stützstellendetektion kann dabei auch als eine Funktion zur *Strukturschadensüberwachung* (SHM) der aktiv zu bedämpfenden elastischen/aeroelastischen Struktur interpretiert werden. Die SHM ist meist jedoch auf Veränderung der Systemsteifigkeit, also eine Verminderung des Widerstands der Struktur gegen Verformung unter Lasteinwirkung, beschränkt. Für die Detektionsaufgabe innerhalb des MMAC hingegen erfolgt die Fehlerüberwachung des elastischen oder aeroelastischen Systems in erster Linie hinsichtlich von Veränderungen der Massen sowie Veränderungen der aerodynamischen Parameter. Die zur Detektion mit Hilfe der eingesetzten *Fehlerdetektionsfilter* notwendigen Informationen liefern die bekannten Systemeingänge sowie die, auch für die

Rückführung zur aktiven Dämpfung, benutzten Systemausgänge der Regelstrecke. Es sind also zur Implementierung des MMAC keine zusätzlichen Messungen notwendig. Sowohl die Anwendung dieser Technologie als *Detektorkomponente* in einem MMAC als auch in der dazu identischen Funktion der Schadensüberwachung von elastischen beziehungsweise aeroelastischen Strukturen stellt einen neuen Beitrag auf dem Gebiet der *Multi-Modell-Adaptiven* (MMA) Regelungssysteme sowie der modellbasierten, deterministischen SHM dar. Das in dieser Arbeit für den Einsatz in einem MMAC entwickelte Detektionsmodul ist auch separat für Aufgaben der SHM einsetzbar.

Die linearen lokalen Regler an den Stützstellen des MMAC, basieren auf einem in Zusammenarbeit mit der Firma AIRBUS für ein Großverkehrsflugzeug zur aktiven Reduktion von Lasten im Bereich der Höhenleitwerkwurzel global robust entworfenen LQG-Regler. Dieser Regler wurde bereits in Simulationen erfolgreich erprobt (siehe Kordt & Ballauf [135, 136]). Grundlage der robusten Auslegung ist eine mehrzielige Optimierung wobei jeder einzelne lokale LQG-Regler des MMAC nicht für den gesamten Betriebsbereich sondern nur für einen kleinen *lokalen Stabilitätsbereich* um die entsprechende Stützstelle robust entworfen wird. Der vorgestellte MMA Regelungsansatz ist nicht an den Einsatz der in dieser Arbeit gewählten optimierungsbasiert robust ausgelegten LQG-Regler gebunden. Es können vielmehr jeder robuste Regelungsansatz sowie auch unterschiedliche Ansätze je nach Anforderung der einzelnen lokalen Regelungsaufgaben in den vorgestellten MMAC integriert werden.

Auch die implementierte Logik zur Umschaltung der *lokalen Stellsignale* garantiert eine größtmögliche Flexibilität in der Wahl der lokalen Regler. Wird eine neue Stützstelle detektiert erfolgt das Überblenden von dem alten auf den neuen Regler nur auf der Ebene der lokalen Stellsignale. Dafür ist weder eine identische Struktur noch eine gleiche Ordnung der lokalen Regler erforderlich. Die lokalen Stellsignale müssen lediglich eine gemeinsame physikalische Interpretation besitzen. Die Schaltlogik garantiert dabei die Stetigkeit des *globalen Stellsignals*.

Die Ansätze zur Auslegung der unterschiedlichen Module des entwickelten MMAC sind voneinander vollständig unabhängig. Diese modulare Struktur bietet eine größtmögliche Freiheit in der Auslegung des MMAC und erlaubt damit eine möglichst optimale Leistung.

Ziel und Hauptbeitrag der Arbeit ist die Konzeption der neuartigen Methode sowie die Demonstration von Funktion und Anwendbarkeit zur modelladaptiven Regelung an einem komplexen aeroelastischen Modell mit variablen Parametern aus der industriellen Praxis.

1.5 Aufbau der Arbeit

Der Aufbau der in dieser Arbeit entwickelten MMA Regelung sowie die Modelle der elastischen und aeroelastischen Strukturen, zu deren aktiver Dämpfung der entworfene MMAC dient, werden in **Kapitel 2** erläutert.

Der Abschnitt 2.1 erklärt die Grundlagen der MMA Regelung und enthält eine kurze Revision des Stands der Technik auf diesem Gebiet. Die Modellierung der aktiv zu bedämpfenden elastischen und aeroelastischen Systeme ist in Abschnitt 2.2 beschrieben. Insbesondere wird hier auf die Interpretation von Parameterveränderungen und Parameterunterschieden zwischen unterschiedlichen Betriebspunkten dieser Systeme als auf das System wirkende Fehlerkräfte eingegangen. Methoden der FD werden in der vorliegenden Arbeit, als Detektionskomponente des MMAC, zur Überwachung eines elastischen oder aeroelastischen Systems hinsichtlich dieser Fehlerkräfte eingesetzt. Abschnitt 2.3 bietet daher eine Einführung in die Grundlagen sowie eine kurze Übersicht zum Stand der Technik der linearen, robusten, deterministischen FD. Die auf einer mehrzieligen Optimierung basierte Auslegung der lokalen Regler wird in Abschnitt 2.4 dargestellt. Die Gliederung von Kapitel 2 folgt damit dem für *indirekt adaptive* Regler charakteristischen modularen Aufbau des MMAC.

In **Kapitel 3** wird die Auslegung und Funktion des MMAC als Gesamtsystem in einem allgemeinen

Szenario betrachtet. Die in Kapitel 2 beschriebenen Module des MMAC werden verschaltet und auf die Strukturmodelle aufgeschaltet.

Die Abschnitte 3.1 und 3.2 behandeln die Wahl der Stützstellen sowie die Auslegung der lokalen Regler an diesen Betriebspunkten. In Abschnitt 3.3 wird eingehend die robuste Detektion der dem zeitvarianten Betriebspunkt der Strecke nächstgelegenen Stützstelle bei einer allgemeinen Variation der Parameter des elastischen bzw. aeroelastischen Streckenmodells als Kernproblem für die Funktion des MMAC zur aktiven Schwingungsdämpfung besprochen.

Kapitel 4 schließt sich mit Untersuchungen zu Handhabung und Funktionsweise des MMAC anhand eines Simulationsbeispiels an. Der MMAC wird zur aktiven Dämpfung eines einfachen elastischen Systems speziell bei betriebspunktabhängigen oder unsicheren Massenparametern eingesetzt. Simulationsergebnisse sind für den statischen Fall mit unterschiedlichen, zeitlich konstanten Werten der variablen Streckenparameter angegeben. Dieser Betriebsmodus repräsentiert den Einsatz des MMAC bei unsicheren, zeitlich konstanten Parametern. Darüber hinaus werden auch für den dynamischen Fall mit zeitvarianten Streckenparametern Simulationsergebnisse umfangreicher Studien präsentiert. Sie zeigen den Einfluss der Dynamik der Systemanregung sowie der Parameterveränderung auf die Detektion. Die für den MMAC erzielten Simulationsergebnisse sind jeweils in Vergleich zu den entsprechenden Werten bei Anwendung eines in seiner Technologie den lokalen Reglern entsprechenden aber global robust ausgelegten LQG-Reglers gesetzt.

Im Anschluss präsentiert **Kapitel 5** die Anwendung des MMAC zur aktiven Bedämpfung der Schwingung der Tragflächen an einem aeroelastischen generischen Modell eines Großverkehrsflugzeugs bei variabler Betankung der äußeren Tragflächentanks. Das Modell kommt innerhalb des industriellen Entwurfsprozesses zum Einsatz. Es wird die Auslegung des MMAC für ein komplexes aeroelastisches Modell hoher Ordnung mit Berücksichtigung von horizontaler und vertikaler Böe und stationärer sowie approximierter instationärer Aerodynamik beschrieben. Simulationsergebnisse, erzielt bei einer möglichst geringen Ordnung der Komponenten des Regelungssystems, für eine zeitlich variable symmetrische Betankung der beiden äußeren Tragflächentanks sind angegeben.

Kapitel 6 beschließt die Arbeit mit einer Zusammenfassung und einer Bewertung der erzielten Ergebnisse. Das Kapitel geht ausführlich auf die sich ergebenden noch ungelösten Probleme in der Anwendung der neuartigen Regelungsmethode ein und bietet darüber hinaus einen Ausblick auf mögliche weitere Arbeiten zur Fortentwicklung des Regelungskonzepts des fehlerdetektionsbasierten MMAC.

Kapitel 2

Fehlerdetektion als Grundlage der modelladaptiven Regelung aeroelastischer Strukturen

IM FOLGENDEN WERDEN die Grundlagen des in Abschnitt 1.4 vorgeschlagenen, fehlerdetektionsbasierten MMA Ansatzes zur aktiven Dämpfung parametervarianter, elastischer Strukturen vorgestellt. Insbesondere wird dabei die der Komponente *Detektor* des MMAC zugrundeliegende Technologie näher erläutert.

Die für den Betrieb des MMAC notwendige Detektion der, dem Betriebspunkt der Regelstrecke nächstgelegenen, Stützstelle des MMAC erfolgt durch einen neuartigen, deterministischen auf Theorien der robusten FD, *Fehlerisolation* (FI) und *Fehlerschätzung* (FE) sowie auf Überlegungen der SHM beruhenden Detektor. Dieser Detektor besteht aus einem Satz von modellbasierten linearen Fehlerdetektionsfiltern minimaler Ordnung. Jeder Filter des *Filter-Satzes* berechnet ein *skalares Residuum*, das von den auf die Strecke wirkenden Störungen vollständig entkoppelt ist. Die Residuen stellen dabei jeweils ein Mass für den Parameterabstand des Streckenbetriebspunkts von den einzelnen Filterentwurfspunkten dar. Das kleinste Residuum kennzeichnet dann den zu identifizierenden nächstgelegenen Entwurfspunkt. Die eingesetzten Detektionsfilter wurden noch nie in einem MMAC oder zur SHM eingesetzt.

Abschnitt 2.1 in diesem Kapitel erläutert die Grundlagen der MMA Regelung. Abschnitt 2.2 beschreibt die Modellbildung für elastische und aeroelastische Systeme. Zu deren robuster aktiver Dämpfung der MMAC in dieser Arbeit entwickelt wird. Insbesondere wird auf die Darstellung von Parameterunterschieden zwischen unterschiedlichen Betriebspunkten dieser Systeme eingegangen. Die Formulierung dieser Unterschiede als fiktive auf die Struktur wirkende Kräfte ist die Grundlage für den Einsatz der in Abschnitt 2.3 beschriebenen neuartigen Detektionsfilter als Detektor. Der Abschnitt bietet eine Einführung in die modellbasierte deterministische Fehlerüberwachung. Dabei liegt der Schwerpunkt auf der Synthese der in dieser Arbeit erstmalig in einem MMAC eingesetzten deterministischen Detektionsfilter. Abschnitt 2.4 beschreibt die bereits in einer global robusten Auslegung bewährte Technologie eines Reglers zur aktiven Dämpfung einer aeroelastischen Struktur, die in dieser Arbeit zur Auslegung der lokalen Regler benutzt wird. Die lokalen Regler bilden das Modul *Regler-Satz* des MMAC. Eine Zusammenfassung in Abschnitt 2.5 beschließt dieses Kapitel.

2.1 Modelladaptive Regelung — Grundlagen

Ein MMAC stellt einen *nichtlinearen* und *indirekt adaptiven*¹ Regelungsansatz dar. Dieser erlaubt im Vergleich eine schnelle Adaption an große Veränderungen der Strecke. Im Gegensatz zu anderen adaptiven Reglern erfolgt in einem MMAC die Adaption nicht kontinuierlich sondern stufenweise. Die Grundidee aller MMA Techniken ist die Zerlegung des globalen Betriebsbereichs beziehungsweise der Parameterenvelope eines Systems in mehrere einzelne *lokale Teilbetriebsbereiche*. Johansen & Murray-Smith [111] bezeichnen diesen Ansatz auch als *operating regime approach*. Abbildung 2.1 zeigt schematisch die Aufteilung des Betriebsbereichs eines Systems in Teilbereiche. Bezüglich der Abgrenzung der Teilbetriebsbereiche kann nach Johansen & Murray-Smith [111] zwischen einer *harten Teilung* und einer *weichen Teilung* unterschieden werden. In einer harten Teilung wird jeder Betriebspunkt der Strecke genau einem lokalen Teilbereich zugeordnet. Da also jedem Betriebspunkt der Strecke genau ein lokaler Mode zugeordnet ist, wird die durch diese Teilung erzielte Adaption auch als *mode switching* bezeichnet. Die lokalen Betriebsbereiche überlappen sich in der harten Teilung nicht. Überlappende lokale Betriebsbereiche wie in Abbildung 2.1 dargestellt kennzeichnen die weiche Teilung. Zu jedem dieser Teilbereiche gehört eine Menge von, meist gegenüber

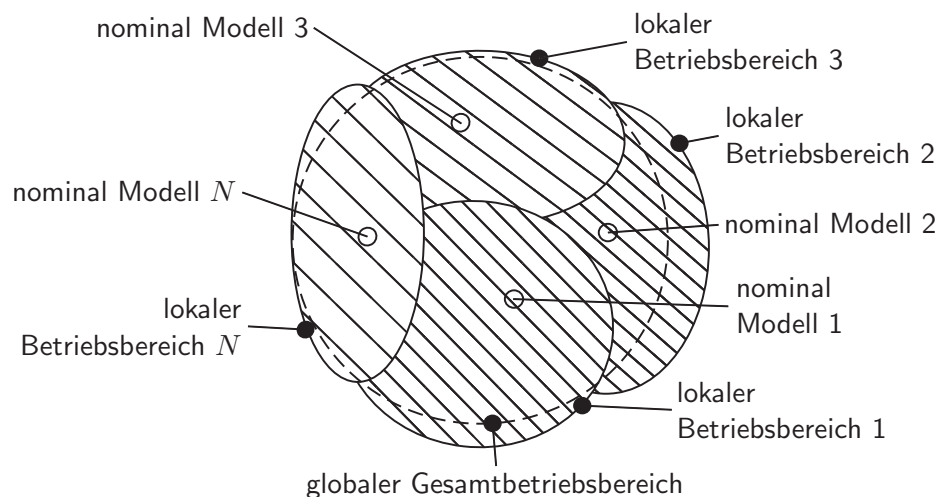


Abbildung 2.1: Schematische Darstellung einer weichen Teilung des globalen Betriebsbereichs
 Alle möglichen Parameterkombinationen im globalen Betriebsbereich eines Systems werden durch die Teilung in N lokale sich überlappende Teilbereiche erfasst. Für jeden lokalen Betriebsbereich wird ein nominales Modell bestimmt.

dem globalen Modell einfacheren, lokalen Modellen der Strecke. Cusumano & Poolla [53] bezeichnen diese Mengen von lokalen Modellen als „kleine Modellfamilien“. Das Gesamtsystem wird dann durch diese lokalen Modelle beschrieben. Sie stellen damit eine Approximation des globalen Modells dar. Je ein Modell jedes Teilbereichs wird als *nominal Modell* definiert und repräsentiert mit dem zugehörigen Parametersatz eine Stützstelle des MMAC. Für jeden lokalen Betriebsbereich beziehungsweise jede lokale Modellmenge wird ein spezialisierter, auf dem entsprechenden nominalen Modell basierender, lokaler Regler off-line entworfen. Jeder dieser lokalen Regler erreicht bei Aufschaltung auf die Strecke eine befriedigende Reglerleistung, falls der Satz der Streckenparameter ein Element des Teilbereichs ist, für den der Regler entworfen wurde. An jedem Betriebspunkt im Betriebsbereich existiert für die Strecke also mindestens ein Regler mit zufriedenstellender Leistung.

¹Nach der Definition von Sastry & Bodson [214, S. 9] benötigen indirekt adaptive Regler zur Adaption der Reglerparameter explizit die Werte der Streckenparameter. In *direkt adaptiven* Entwürfen werden die Reglerparameter hingegen nicht auf Basis der Parameterwerte adaptiert. Im vorliegenden Regelungsansatz werden zwar die Werte der Streckenparameter nicht explizit identifiziert oder geschätzt, aber mittelbar über die Detektion der dem Betriebszustand der Strecke nächstgelegenen Stützstelle bestimmt.

Diese lokalen Regler weisen meist im Vergleich zu einem globalen Regler sowohl in der Synthese als auch in ihrer Struktur eine geringere Komplexität auf. Besitzen die lokalen Modelle oder Regler den gleichen Zustandsraum werden diese *homogen* genannt. Unterscheiden sie sich jedoch in der Struktur handelt es sich um *heterogene Modelle* beziehungsweise *heterogene Regler* (siehe Johansen & Murray-Smith [111]). Im Fall homogener Regler kann ein stoßfreies Umschalten im Gegensatz zu heterogenen Reglern einfacher realisiert werden. Für die Zerlegung des globalen Betriebsbereichs in die Teilbereiche können zwei Konzepte unterschieden werden (siehe Johansen & Foss [110])

1. Aufteilung des globalen Betriebsbereichs anhand unterschiedlicher dominanter physikalischer Erscheinungen. Dieser Ansatz führt meist zu heterogenen Modellen.
2. Aufteilung des globalen Betriebsbereichs in Bereiche mit unterschiedlichen Systemparametern. Damit werden homogene Modelle erzeugt.

Die Parameter nach denen die Aufteilung des globalen Betriebsbereichs erfolgt, werden als die *Dispositionsvariablen* des MMAC bezeichnet. Sie stellen die Parameter dar, denen die Regelung angepasst werden soll und müssen die für die Funktion der Regler relevanten Veränderungen der Regelstrecke ausreichend genau beschreiben. Es ergibt sich im Allgemeinen der Zusammenhang, dass mit der Feinheit der Aufteilung des globalen Modells die Komplexität der lokalen Regler sinkt und deren Reglerleistung steigt. Der Entwurf des MMAC erfordert also einen Kompromiss zwischen Anzahl und Größe der Teilbereiche und damit der Anzahl der zu entwerfenden lokalen Regler, also dem Entwurfsaufwand, sowie der Komplexität dieser Regler und ihrer Leistung. Neben der Anzahl beeinflusst auch die Lage der Stützstellen im Betriebsbereich der Strecke ebenfalls stark die Leistung des MMAC. Abbildung 2.2 zeigt das Funktionsschema eines MMAC. Zur Erzeugung

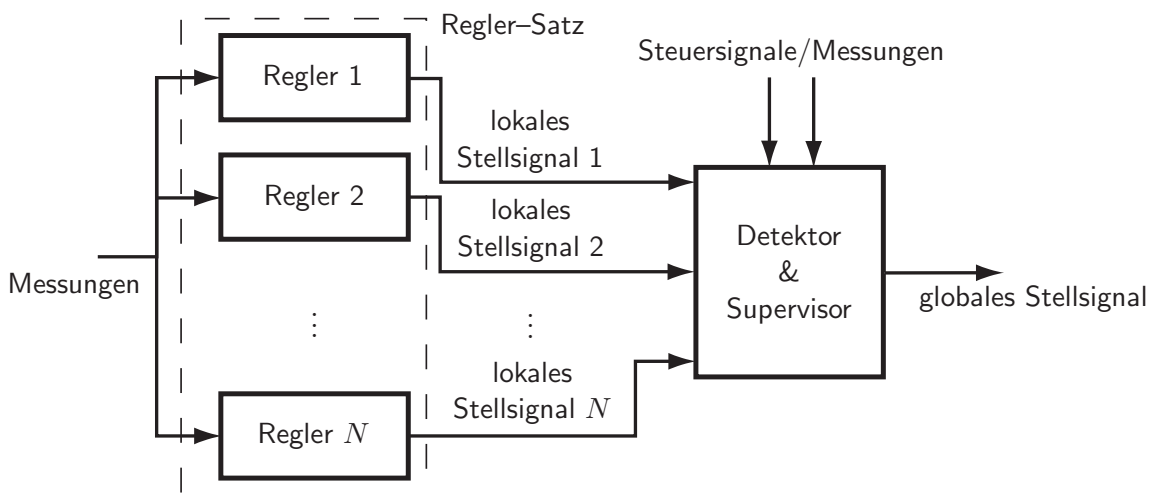


Abbildung 2.2: Schematische Darstellung eines MMAC

Der Regler-Satz umfasst die lokalen Regler. Diese sind für die lokalen Betriebsbereiche spezifisch ausgelegt. Der Detektor und der Supervisor steuern den Eingriff der lokalen Regler auf die Strecke mittels des globalen Stellsignals, das aus den lokalen Stellsignalen gebildet wird. Die Implementierung von Detektor und Supervisor sowie die notwendigen Steuersignale oder Messungen richtet sich nach dem gewählten MMA Regelansatz.

des *globalen Stellsignals* des MMAC ist dann eine vom Betriebszustand der Strecke abhängige Kombination der *lokalen Stellsignale* der lokalen Regler notwendig. Diese wird durch den Detektor und den *Supervisor* bestimmt. Der Supervisor steuert als logische Komponente das Schalten oder Überblenden der lokalen Stellsignale. Der Detektor übernimmt die Auswahl des lokalen, nominalen Modells oder der Kombination von lokalen, nominalen Modellen, die das Verhalten der Strecke bestmöglich repräsentieren. Dies erfolgt meist on-line durch den kontinuierlichen Vergleich von

geeignet definierten und für die einzelnen nominalen Modelle berechneten Signalen. Zur Lösung dieser Detektionsaufgabe wurden in der Literatur bisher folgende Ansätze beschrieben:

- ***Stochastische Detektion:***

Berechnung von Wahrscheinlichkeiten, die anzeigen, welcher Parametersatz eines lokalen Modells am wahrscheinlichsten dem aktuellen Betriebspunkt der Strecke entspricht. In diesem Ansatz können die lokalen Regler entweder auf LQG Methoden (siehe Deshpande et al. [54], Greene & Willsky [92], Griffin & Maybeck [93], Gustafson & Maybeck [94], Schiller & Maybeck [215], Schott & Bequette [217]), PID-Reglern (siehe Chaudhuri et al. [42]) oder höher entwickelten Theorien (siehe Athans et al. [11], Fekri et al. [66, 67]) beruhen.

- ***Supervisor-Ansatz:***

Deterministische Identifikation des der aktuellen Regelstrecke ähnlichsten Modells durch einen Supervisor. Die Adaption erfolgt durch Umschalten zwischen den verschiedenen, auf Teilbetriebsbereiche spezialisierten, Reglern (siehe Anderson [6], Hespanha [100], Morse [165, 166, 167], Narendra & Balakrishnan [181]).

- ***Unfalsified Control:***

Durch eine open-loop Validierung werden diejenigen Regler bestimmt, deren Leistung bei Aufschaltung auf die Strecke nicht einer vorgegebenen Spezifikation entspricht (siehe Corradini et al. [52], Jun & Safonov [113], Safonov & Tsao [212]).

Im Funktionsprinzip ähnliche *Multi-Modell* (MM) Ansätze werden auch als MMA Beobachter zur robusten Zustandsschätzung (siehe Hawkes & Moore [97], Lainiotis [142], Li & Bar-Shalom [143], Magill [150]) sowie zur MM Simulation für komplexe nichtlineare Systeme oder Systeme mit einem großen Wertebereich der Parameter angewendet (siehe Johansen & Foss [110]). Die unterschiedlichen Strategien zur MMA Regelung, in denen die oben genannte Ansätze zur Detektion genutzt werden, lassen sich in Anlehnung an die sehr ausführliche Übersicht in Athans et al. [11], wie folgt einteilen:

Klassische Multi-Modell-Adaptive Regelung (CMMAC)

Integration von Ansätzen des LQG Reglerentwurfs in ein MMA Konzept. Lokale durch *Kalman Filter* (KF) erzeugte Zustandsschätzungen dienen als Grundlage zur Berechnung der Wahrscheinlichkeiten der Übereinstimmung der einzelnen lokalen Betriebszustände mit dem globalen Betriebszustand der Strecke. Die lokalen Zustandsschätzungen werden jeweils mit den zugehörigen Matrizen der linear-quadratischen optimalen Rückführungsverstärkungen multipliziert, um so lokale Stellgrößen zu berechnen. Die globale Stellgröße ergibt sich dann aus der Summe dieser mit den jeweiligen Wahrscheinlichkeiten gewichteten lokalen Stellgrößen.

Auch eine Ausprägung als schaltende Version kann implementiert werden. Die lokale Stellgröße mit der höchsten Wahrscheinlichkeit wird dann als globale Stellgröße verwendet. Die CMMAC Architektur weist keine klare Einteilung in Identifikationssystem und Regelungssystem auf. Anwendungen dieser Strategie sind in Athans et al. [10], Green & Willsky [92], Griffin & Maybeck [93], Schiller & Maybeck [215], Schott & Bequette [217] zu finden.

Überwachende Schaltende Multi-Modell-Adaptive Regelung (SMMAC)

Je ein deterministischer Detektor, zum Beispiel basierend auf *Luenberger-Beobachtern* oder *Modellduplikation*, wird für jeden lokalen Betriebsbereich der Strecke ausgelegt. Aus den Schätzfehlern des Systemausgangs werden mit Hilfe von Integralnormen *Überwachungssignale*

generiert. Der Betrag dieser Überwachungssignale zeigt an, welcher der lokalen Betriebsbereiche den aktuellen Betriebszustand der Regelstrecke am besten repräsentiert. Es wird dann der entsprechende, für diesen lokalen Betriebsbereich speziell ausgelegte, Regler aus dem Regler-Satz aufgeschaltet. Die SMMAC Architektur weist eine vollständige Trennung des Identifikationsprozesses von dem Regelungsprozess auf und ermöglicht somit den Einsatz von komplexeren Reglern als den LQ-Verstärkungen in der CMMAC Architektur.

In einer der ersten Arbeiten zu schaltenden adaptiven Reglern entwickeln Middleton et al. [162] das Prinzip der Hystereseschaltung zur Verhinderung von allzu schnellen, unbegrenzten das Gesamtsystem destabilisierenden Schaltfolgen. In der Arbeit von Morse et al. [168] wird dieses Prinzip weiterentwickelt. Morse [165, 166, 167] entwirft einen SMMAC zur Signalfolgeregelung für ein SISO System mit zeitlich variablen Parameterunsicherheiten und stellt einen Stabilitätsbeweis für diesen Regler auf. Einen Überblick über unterschiedliche Strategien der überwachenden Regelung sind in Morse [164] zu finden. Fu & Barmish [80] entwickeln einen SMMAC, für den sie Lyapunov Stabilität und die Konvergenz der Zustände herleiten. Den Beweis der Stabilität eines SMMAC erbringt ebenfalls Narendra & Balakrishnan [180, 181], Narendra et al. [182], Narendra & Xiang [183], für den Fall, dass jeder lokale Regler an jedem Streckenbetriebspunkt ein stabiles closed-loop System bildet sowie eine bestimmte kritische Zeitspanne zwischen den Schaltungen eingehalten wird. Anderson et al. [6] beschreiben eine Möglichkeit zur Bestimmung der Nominalmodelle und damit der Anzahl und der Parameterkombinationen der Betriebspunkte zur Reglerauslegung für einen MMAC. Dabei wird die ν -gap-Metrik als Maß für die Abstände zwischen den Modellen verwendet. In Hespanha et al. [99, 100] wird diese Technologie zur Auslegung eines beobachterbasierten SMMAC für ein SISO System angewendet. Hier wird auch eine Annahme über den Schätzfehler des Systemausgangs im Fall von nicht modellierter Dynamik also wenn keines der lokalen Modelle mit dem System der Strecke übereinstimmt, getroffen. Die Gesamtsysteme bei Einsatz eines SMMAC sind hybride Systeme. Sie koppeln die diskrete Dynamik des Umschaltens mit der kontinuierlichen Dynamik des übrigen Systems.

Robuste Multi-Modell-Adaptive Regelung (RMMAC)

Wie in der CMMAC Architektur benutzt auch der RMMAC Ansatz einen Satz von KF zur Berechnung der Wahrscheinlichkeiten der Übereinstimmung der einzelnen lokalen Betriebszustände mit dem globalen Betriebszustand der Strecke. Die lokalen Zustandsschätzungen werden jedoch nicht für die Berechnung der lokalen Stellsignale benutzt. Die Auslegung der lokalen KF berücksichtigt explizit das *Baram Proximity Measure*, um für den lokalen Betriebspunkt der dem Betriebspunkt der Strecke nächstgelegen ist, eine Konvergenz der Wahrscheinlichkeit gegen eins zu garantieren während die übrigen Wahrscheinlichkeiten sich null nähern. Ein Satz von lokal robusten Kompensatoren, ausgelegt mit Hilfe der mixed- μ -Synthese, erzeugt je ein lokales Stellsignal. Die lokalen Betriebspunkte des RMMAC werden dabei systematisch für die geforderte Reglerleistung bestimmt. Die Summe der mit den einzelnen Wahrscheinlichkeiten gewichteten lokalen Stellgrößen bildet das globale Stellsignal. Im konvergierten Zustand befindet sich also nur der am zum Streckenbetriebspunkt nächstgelegenen lokalen Betriebspunkt ausgelegte Regler im Eingriff. Damit stellt die RMMAC eine Mischung aus CMMAC und SMMAC dar. Die Technologie des RMMAC wird in Athans et al. [11], Barros et al. [15] sowie Fekri et al. [66, 67] vorgestellt.

Hinsichtlich ihrer Einsatzmöglichkeiten zur robusten, aktiven Strukturdämpfung sind die oben beschriebenen Ansätze der MMA Regelung unterschiedlich gut geeignet.

Beobachterbasierte Detektoren besitzen im allgemeinen die Ordnung der Strecke. Modelle komplexer elastischer oder aeroelastischer Systeme weisen üblicherweise jedoch eine hohe Ordnung auf. Somit ist im Hinblick eines Echtzeitbetriebs bei beschränkten Rechnerressourcen der Einsatz von

beobachterbasierten MMAC, wie zum Beispiel CMMAC oder RMMAC, zur aktiven Strukturregelung problematisch. Die Implementierung der globalen Stellgröße in einem CMMAC oder einem RMMAC als Summe der gewichteten lokalen Stellgrößen erfordert eine gleichzeitige on-line Berechnung aller lokalen Stellsignale. Vor allem für den Einsatz lokaler Regler, deren Ordnung der Streckenordnung entspricht, ist also eine hohe Rechenleistung erforderlich. In Anbetracht der Echtzeitanforderung ist damit der Einsatz von CMMAC und RMMAC in der auszulegenden aktiven Strukturregelung problematisch.

Durch das Umschalten in einem SMMAC kann die Anzahl der gleichzeitig on-line zu berechnenden Stellsignale deutlich reduziert werden. Es muss nur das Stellsignal für den sich im Eingriff befindenden Regler on-line berechnet werden. Auch der Einsatz von Mischformen der Berechnung des globalen Stellsignals sogenannter *Moving Bank Controller*, von Gordon & Maybeck [93] zur aktiven Strukturdämpfung eingesetzt, kann die Berechnung effizienter gestalten. Darüber hinaus erfordert der gleichzeitige Eingriff aller lokalen Regler in einem CMMAC oder einem RMMAC die Stabilität der einzelnen lokalen Regler nicht nur in den jeweils zugehörigen lokalen Teilbetriebsbereichen sondern über die gesamte Betriebsenvelope hinweg. Mit dieser Forderung wird die Entwurfsfreiheit insbesondere die Spezialisierung der Auslegung der lokalen Regler in den jeweils zugehörigen lokalen Betriebsbereichen stark eingeschränkt. Damit sinkt die gegenüber einer global robusten Auslegung durch den Einsatz eines MMAC erzielbare Leistungssteigerung. Zwar zeigen Athans et al. [11], dass sich das Gesamtsystem aus Strecke und RMMAC bei instabilen Regler/Strecken-Kombinationen selbständig stabilisiert. Die dabei aber hervorgerufenen Resonanzspitzen sind jedoch insbesondere für eine aktive Strukturdämpfung mit dem Auslegungsziel der Lastenreduktion nicht akzeptabel. In einem SMMAC hingegen kann innerhalb der Schaltlogik eine instabile Kombination der lokal spezifisch ausgelegten Regler und der Strecke einfach und systematisch verhindert werden. Eine weitere, die erzielbare Leistung reduzierende, Beschränkung der Entwurfsfreiheit resultiert aus der Abhängigkeit der Funktionen der einzelnen Module in einem CMMAC und einem RMMAC. Damit können die in den einzelnen Komponenten eingesetzten Technologien nicht frei gewählt werden, um die lokalen Regelungsaufgaben möglichst optimal zu lösen. Für auf statistischen Methoden basierende MMA Regelansätze wie CMMAC oder RMMAC müssen die ausgewerteten Signale meist bestimmte statistische Eigenschaften besitzen, die aber in technischen Systemen oft nur selten erfüllt sind. Derartige MMA Methoden sind also nicht ohne weiteres allgemein einsetzbar.

MMA Regelungsansätze bieten die Möglichkeit zur autonomen Regelungsrekonfiguration. Sie gewinnen damit im Rahmen des verstärkten Forschungsaufwands auf dem Gebiet der unbemannten luft-, land- und seegestützten Systeme sowie für Raumfahrtanwendungen stetig an Interesse. Die autonome Regelungsrekonfiguration ist für derartige komplexe Systeme, die unter sehr unterschiedlichen Umgebungsbedingungen und hohen Leistungsanforderungen ohne direkte Überwachung des Menschen arbeiten müssen, eine Schlüsseltechnologie. Insbesondere in fehlertoleranten Regelungen werden häufig MMA Technologien eingesetzt (siehe Patton [202]). Viele, vor allem auch frühe, MMA Anwendungen behandeln Flugregelungsaufgaben. Dabei werden als lokale Betriebsbereiche meist unterschiedliche Flugzustände und/oder Fehlerfälle definiert. Insbesondere behandeln mehrere Beiträge MMA fehlertolerante Regelungen zur Erhöhung der Überlebensfähigkeit eines Flugzeugs bei schweren Fehlern in Teilsystemen des Fluggeräts. Athans et al. [10] beschreiben bereits 1977 einen MMAC Ansatz zur Adaption der Starrkörperregelung an unterschiedliche Flugzustände eines F8-C Kampfflugzeugs. Eide & Maybeck [63], präsentieren einen MMAE Ansatz zur Detektion von Aktuator- und Sensorfehlern sowie Stepaniak & Maybeck [236], Stepaniak [237] eine MMAE basierte, gegen Aktuatorfehler tolerante, Regelung für ein F-16 Hochleistungsflugzeug. Maybeck [153, 154], Maybeck & Pogoda [155], Maybeck & Stevens [156] beschreiben die Implementierung eines auf MMA Methoden basierenden Systems zur fehlertoleranten Adaption des Flugreglers von Hochleistungsflugzeugen bei Aktuator- oder Sensorfehlern. Bošković & Mehra [30, 32], entwarfen eine MMA Regelung für ein Hochleistungsflugzeug ohne Seitenleitwerk zur Kompensation von Strukturschäden an der Tragfläche sowie MMA Flugregler zur Kompensation von Aktuatorfehlern in

Bošković et al. [29, 33], Bošković & Mehra [31]. Jung et al. [114] kombinieren in einem fehlertoleranten Flugregler einen MMAC mit einem adaptiven Modellfolgeregler, der innerhalb des detektierten lokalen Betriebsbereichs die Feinadaptation des Reglers übernimmt. In der Literatur finden sich nur äußerst wenige Veröffentlichungen, in denen MMA Ansätze zur Strukturregelung eingesetzt werden. In Gordon & Maybeck [93], Gustafson & Maybeck [94] und Schiller & Maybeck [215] wird eine MMA Regelung zur parameterrobusten, aktiven Dämpfung eines großen elastischen räumlichen Tragwerks angewendet. In diesen Arbeiten kommt allerdings ein statistischer Ansatz zur Detektion des nächstgelegenen lokalen Betriebspunkts zum Einsatz. Tjahyadi et al. [245] wenden eine Supervisor basierte MMA Regelung zur aktiven Dämpfung eines Balkens bei großen Variationen der Balkenmasse an. Die Detektionsaufgabe wird dabei durch die Auswertung der Unterschiede zwischen den on-line geschätzten aktuellen Eigenfrequenzen des Systems und den off-line bestimmten Eigenfrequenzen der lokalen Systemmodelle gelöst. Im Kontext Strukturtechnik steht auch die Arbeit von Alkahe et al. [5] zur SHM von Rotorblättern an einem Helikopter mit Hilfe eines MMAE. In allen diesen Anwendungen von MMA Methoden zur Lösung von strukturdynamischen Aufgaben werden statistische Methoden zur Modelldetektion benutzt.

Die in der vorliegenden Arbeit entwickelte Reglerstruktur ist der Kategorie der SMMAC zuzuordnen. Die Modelldetektion erfolgt mit Hilfe von neuartigen rein deterministischen, robusten Fehlerdetektionsfiltern. Sie weisen im Vergleich zu den meist auf Kalman-Filtern beruhenden Detektoren zur statistischen Detektion eine sehr viel geringere Ordnung auf. Diese Filter werden in der vorliegenden Arbeit erstmalig in einer MMA Regelung eingesetzt. Die meisten in der Literatur beschriebenen MMAC, speziell in fehlertoleranten Entwürfen, werden für einen Betrieb ausgelegt, in dem zu jedem Zeitpunkt der Betriebspunkt der Regelstrecke mit einem der vorbestimmten lokalen Betriebspunkte des MMAC, zum Beispiel mit bestimmten Fehlerfällen, übereinstimmt. In der Menge der lokalen Betriebspunkte ist dann meist auch der nominale Betriebszustand der Regelstrecke, wie etwa der fehlerfreie Fall, enthalten. Der in dieser Arbeit entwickelte MMAC wird hingegen explizit für den Fall entworfen, dass der Betriebszustand der Strecke zu keinem Zeitpunkt mit einer der lokalen Stützstellen übereinstimmt. Athans et al. [11] benutzen das Baram-Proximity-Measure als stochastisches Abstandsmaß. In der vorliegenden Arbeit wird das durch die Fehlerdetektionsfilter erzeugte skalare Residuum explizit als physikalisch interpretierbares Maß für den Unterschied von Betriebszuständen des aktiv zu bedämpfenden elastischen Systems interpretiert. So ermöglicht die Auswertung des Residuums die systematische Bestimmung des nominalen Systems, dessen Betriebszustand den kleinsten Abstand von dem Betriebszustand der Strecke in diesem Maß aufweist.

2.2 Modelle elastischer und aeroelastischer Strukturen

Dieser Abschnitt beschreibt die Modellbildung für elastische und aeroelastische Systeme zu deren aktiver Dämpfung in dieser Arbeit ein MMAC entwickelt wird. Grundlage der Erzeugung dieser Modelle ist die in dem FE-Softwarepaket NASTRAN [175] implementierte Synthese- und Analyseverfahren deren Anwendung in der Industrie weit verbreitet ist. Das Modell wird in diesem Abschnitt in mehreren Schritten bis zum höchsten Detaillierungsgrad hergeleitet. Die Modelle in den unterschiedlichen Detaillierungsgraden werden dann im weiteren Verlauf der Arbeit je nach ihrer optimalen Eignung als Simulationsmodell sowie als Synthesemodell für den modellbasierten Regler und den Detektionsfilter verwendet.

Ausgangspunkt dieser Analyse sind *konzentrierte* Strukturmodelle. Für derartige Modelle werden die Struktureigenschaften Steifigkeit, Dämpfung, Masse sowie interne und externe Lasten auf die diskreten Knoten der Elemente konzentriert angenommen. Die Integration der Aerodynamik in diese Strukturmodelle erfolgt nach der DL Methode im Frequenzbereich. Mit Hilfe einer rationalen Approximation können dann diese Modelle in den Zeitbereich übertragen werden. Die so erzeugten Zeitbereichsmodelle sind sowohl die Grundlage für den Entwurf der modellbasierten Fehlerdetektionsfilter als auch Basis der Synthese der lokalen Regler zur aktiven Strukturdämpfung an den

nominalen, lokalen Betriebspunkten des MMAC.

In diesem Abschnitt wird nach einer knappen Darstellung der Modellbildung in **2.2.1** in Abschnitt **2.2.2** die Interpretation von Veränderungen der physikalischen Parameter als zusätzliche auf die Struktur einwirkende unbekannte Kräfte oder Momente betrachtet. Dabei geht die präsentierte Untersuchung eines aeroelastischen Systems unter Variation der Strukturmasse, Strukturdämpfung und Struktursteifigkeit sowie der aerodynamischen Parameter Staudruck, Strömungsgeschwindigkeit und Machzahl weit über den Rahmen der meisten Arbeiten zur SHM hinaus. In diesen werden üblicherweise rein elastische Systeme betrachtet in denen lediglich die Struktursteifigkeit als variabel angenommen wird. Die Deutung der Parameterunterschiede als Kräfte oder Momente wird in Abschnitt **2.2.3** in einen MM Kontext gesetzt und liefert die Grundlage für die Verwendung des durch lineare Detektionsfilter berechneten Residuums als physikalisch interpretierbares Maß für den Abstand zwischen den nominalen Betriebspunkten und dem Betriebspunkt der Strecke in einem MMAC.

2.2.1 Aeroelastische Modellbildung

Die *Transient-Response-Analysis* (TRA) ist das allgemeinste Verfahren zur Berechnung von erzwungen dynamischen Strukturantworten und ist auch in FE-Softwarepaketen wie zum Beispiel NASTRAN [157] implementiert. Der Zweck dieser Analyse ist die Berechnung des Verhaltens einer Struktur unter zeitlich variierenden Anregungen. Dabei können zwei Methoden unterschieden werden. In der *direkten TRA* wird eine numerische Integration der kompletten, gekoppelten Bewegungsgleichung durchgeführt. Die *modale TRA* nutzt die Eigenformen der Struktur, um die Bewegungsgleichung zu reduzieren und bei bestimmten Annahmen für die Strukturdämpfung auch zu entkoppeln. Die Lösung wird dann durch eine Überlagerung der einzelnen modalen Strukturantworten gebildet. Der modale Ansatz zur Berechnung von Strukturantworten wird in dem Softwarepaket NASTRAN [175] zur Synthese der in dieser Arbeit untersuchten aeroelastischen Systeme genutzt. Im Folgenden wird dieser Syntheseprozess kurz beschrieben und dabei die in dieser Arbeit genutzten Grundlagen der Strukturodynamik eingeführt.

Ausgangspunkt der Analyse ist ein analytisches Strukturmodell. Diese Modelle können nach physikalischen Gesetzen wie den Newton-Euler'schen Bewegungsgesetzen, der Bewegungsgleichung nach Lagrange, dem Prinzip nach D' Alembert, der Rayleigh-Ritz Methode oder dem Prinzip nach Hamilton abgeleitet werden (z. B. Meirovitch [161]). Ebenso können die *Finite-Elemente Methode* (FEM) (z. B. Meirovitch [160]) oder mit Hilfe von Identifikationsmethoden ausgewertete Versuchsdaten Grundlage eines Strukturmodells sein. Je nach Wahl der Methode sind die analytischen Modelle in unterschiedlichen Koordinatensystemen formuliert. Am gebräuchlichsten sind *physikalische Koordinaten* q_g oder *generalisierte Koordinaten* q_h , die auch *nodale* beziehungsweise *modale Koordinaten* (siehe Gawronski [86]) genannt werden. In dieser Arbeit werden mit Hilfe der FEM erzeugte diskretisierte, analytische Modelle einer elastischen Struktur betrachtet. Diese Modelle stellen n_g lineare Differentialgleichung zweiter Ordnung

$$M_{gg} \ddot{q}_g(t) + D_{gg} \dot{q}_g(t) + K_{gg} q_g(t) = f_{u_g}(t) + f_{d_g}(t) \quad (2.1)$$

für ein Modell mit n_g *physikalischen Freiheitsgraden* beziehungsweise physikalischen Koordinaten dar. Sie besitzen den Vektor der Koordinaten $q_g = (q_{g,1}, q_{g,2}, \dots, q_{g,n_g})^T \in \mathbb{R}^{n_g \times 1}$, die *physikalische Massenmatrix* $M_{gg} \in \mathbb{R}^{n_g \times n_g}$, die *physikalische Dämpfungsmatrix* $D_{gg} \in \mathbb{R}^{n_g \times n_g}$, die *physikalische Steifigkeitsmatrix* $K_{gg} \in \mathbb{R}^{n_g \times n_g}$, sowie die Vektoren der in den physikalischen Koordinaten auf das System wirkenden bekannten Kräfte $f_{u_g} = (f_{u_g,1}, f_{u_g,2}, \dots, f_{u_g,n_g})^T \in \mathbb{R}^{n_g \times 1}$ und unbekanntes Kräfte $f_{d_g} = (f_{d_g,1}, f_{d_g,2}, \dots, f_{d_g,n_g})^T \in \mathbb{R}^{n_g \times 1}$. Dabei bezeichnet $f_{u_g,i}$ die bekannte Kraft oder das bekannte Moment und $f_{d_g,i}$ die unbekannte Kraft oder das unbekannte Moment im i -ten physikalischen Freiheitsgrad. Die Koordinaten $q_{g,1}, \dots, q_{g,n_g}$ sind unabhängig und beschreiben die

Bewegung der Struktur zu jeder Zeit. Sie bilden das g -set² aller physikalischen Freiheitsgrade des Systems. Das System (2.1) in physikalischen Koordinaten kann auch als Zustandsraumsystem dargestellt werden. Zur Herleitung der Zustandsraumdarstellung erfolgt die Umformung

$$\ddot{q}_g = -M_{gg}^{-1} D_{gg} \dot{q}_g - M_{gg}^{-1} K_{gg} q_g + M_{gg}^{-1} f_{u_g} + M_{gg}^{-1} f_{d_g} \quad .$$

Eine Umsortierung ergibt mit Einführung des Zustandsvektors

$$x(t) := (\dot{q}_g^T(t), q_g^T(t))^T$$

dann das Zustandsraumsystem

$$\dot{x}(t) = \underbrace{\begin{bmatrix} -M_{gg}^{-1} D_{gg} & -M_{gg}^{-1} K_{gg} \\ \mathbf{I}_{n_g \times n_g} & \mathbf{0}_{n_g \times n_g} \end{bmatrix}}_A x(t) + \underbrace{\begin{bmatrix} M_{gg}^{-1} \\ \mathbf{0}_{n_g \times n_g} \end{bmatrix}}_{B_u} f_{u_g}(t) + \underbrace{\begin{bmatrix} M_{gg}^{-1} \\ \mathbf{0}_{n_g \times n_g} \end{bmatrix}}_{B_d} f_{d_g}(t) \quad (2.2a)$$

$$y(t) = C x(t) + D_u f_{u_g}(t) + D_d f_{d_g}(t) \quad (2.2b)$$

mit dem Zustandsvektor $x \in \mathbb{R}^{2n_g \times 1}$ der Systemmatrix $A \in \mathbb{R}^{2n_g \times 2n_g}$, der Eingangsmatrix der bekannten Kräfte $B_u \in \mathbb{R}^{2n_g \times n_g}$, und der unbekannten Kräfte $B_d \in \mathbb{R}^{2n_g \times n_g}$, der Messmatrix $C \in \mathbb{R}^{m \times 2n_g}$ sowie den Durchgriffsmatrizen $D_u \in \mathbb{R}^{m \times n_g}$ der bekannten Kräfte und $D_d \in \mathbb{R}^{m \times n_g}$ der unbekannten Kräfte zur Beschreibung der elastischen Struktur. Die Messmatrix und die Durchgriffsmatrizen hängen von den benötigten m Systemausgängen ab.

Das *Strukturnetz* des Modells (2.1) besteht aus n_{gP} *Netzpunkten* beziehungsweise Elementen die an den *Knoten* verbunden sind. Ein Netzpunkt besitzt in seiner allgemeinsten Form sechs physikalische Freiheitsgrade. Drei translatorische sowie drei rotatorische Freiheitsgrade. Abbildung 2.3 zeigt als ein Beispiel für ein mögliches Netzelement ein Stabelement mit vier physikalischen Freiheitsgraden. Anhand dieses Beispiels soll der Unterschied zwischen den Massen der Netzpunkte und der *Knotenmassen*, den physikalischen Massen, in einem *konzentrierten System* erläutert werden. Das Stabelement soll nun den i -ten Netzpunkt eines Strukturmodells bilden. Die Massenmatrix

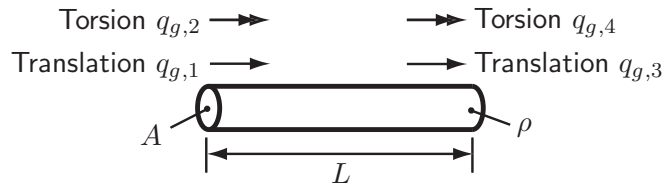


Abbildung 2.3: Stabelement mit vier physikalischen Freiheitsgraden

Die Freiheitsgrade $q_{g,1}$ und $q_{g,3}$ sind translatorische Freiheitsgrade $q_{g,2}$ und $q_{g,4}$ rotatorische Freiheitsgrade. Das Element besitzt die Länge L , den Querschnitt A , die Dichte ρ und das polare Trägheitsmoment I .

des i -ten Netzpunkts (Elementmassenmatrix) ergibt sich als *konzentrierte Massenmatrix* (siehe Meirovitch [161, S. 93], Hurty [105, SS. 285, 321]) zu

$$M_i := \begin{bmatrix} \frac{1}{2} m_i & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{2} m_i & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (2.3)$$

mit der Masse des i -ten Netzpunkts $m_i = \rho_i A_i L_i$. Es ergeben sich damit die Massen in den physikalischen Freiheitsgraden, beziehungsweise die Knotenmassen, $m_{g,i_1} = 1/2 m_i$, $m_{g,i_3} = 1/2 m_i$. Es

²Die Nomenklatur zur Bezeichnung der aeroelastischen und elastischen Strukturmodelle in dieser Arbeit folgt den im Softwarepaket NASTRAN [175] gewählten Bezeichnungen.

wird also eine Konzentration der Masse des Elements in den Knoten angenommen. Wird in einem konzentrierten System eine Veränderung Δm der Masse eines Netzknotens vorausgesetzt, ergibt sich daraus eine Änderung der zu diesem Netzknoten gehörenden Knotenmassen $\Delta m_{g,i}$. Diese Massendarstellung wird auch *inkonsistent* (siehe Meirovitch [160, S. 365]) genannt. Es werden dabei keine rotatorische Massen berücksichtigt. Die Massenmatrix besitzt dann eine diagonale Struktur und ermöglicht so eine besonders effiziente Lösung des Eigenwertproblems diskreter Systeme. Im Gegensatz dazu stehen *konsistente Massenmatrizen*. In einer konsistenten Massendarstellung wird die Massenverteilung innerhalb eines Elements berücksichtigt. Für die nachfolgenden Untersuchungen in der vorliegenden Arbeit wird die konzentrierte Massendarstellung angenommen. Diese Art von Modellen werden als Strukturmodelle in einem NASTRAN Aeroelastikmodell [175] verwendet. Derartige Modelle besitzen von den Koordinaten unabhängige Parameter und bestehen aus einer endlichen Anzahl von verbundenen diskreten Punktmassen. Bei ausreichend feinen Strukturnetzen besteht nur ein kleiner Unterschied zwischen einer konzentrierten und einer konsistenten Darstellung. Vor allem im Bereich niedriger Eigenfrequenzen ergibt sich eine gute Übereinstimmung. Für ein Strukturmodell mit n_{gP} Netzknoten, wobei in einem Modell unterschiedliche Elementtypen auftreten können, ergibt sich dann die konzentrierte *globale Massenmatrix* $M_{gg} \in \mathbb{R}^{n_g \times n_g}$ in physikalischen Koordinaten aus den Massenmatrizen der einzelnen Netzknoten als Diagonalmatrix (siehe Bathe [20, S. 212]). Für eine konsistente Formulierung besitzt die globale Massenmatrix M_{gg} eine Bandstruktur.

Der Vektor der Strukturparameter im g -set der physikalischen Freiheitsgrade kann als

$$\Theta_g := (\Theta_{M_g}^T, \Theta_{D_g}^T, \Theta_{K_g}^T)^T \in \mathbb{R}^{3 \cdot n_g \times 1}$$

definiert werden und ergibt sich aus dem Vektor der Knotenmassen

$$\Theta_{M_g}^T := (m_{g,1}, m_{g,2}, \dots, m_{g,n_g}) \quad ,$$

den physikalischen Dämpfungsparametern

$$\Theta_{D_g}^T := (d_{g,1}, d_{g,2}, \dots, d_{g,n_g})$$

sowie den physikalischen Steifigkeitsparametern

$$\Theta_{K_g}^T := (k_{g,1}, k_{g,2}, \dots, k_{g,n_g}) \quad .$$

Zur Lösung des Systems (2.1) wird in der modalen TRA die Koordinatentransformation

$$q_g := \Phi_{gh} q_h \tag{2.4}$$

durchgeführt. Mit der Modalmatrix $\Phi_{gh} := [\Phi_{gh(1)}, \Phi_{gh(2)}, \dots, \Phi_{gh(n_g)}]$, $\Phi_{gh} \in \mathbb{R}^{n_g \times n_h}$, mit den Eigenvektoren als Spalten $\Phi_{gh(i)} = \phi_i$ ($i = 1, 2, \dots, n_g$). Es gilt dann $\dot{q}_g = \Phi_{gh} \dot{q}_h$ und $\ddot{q}_g = \Phi_{gh} \ddot{q}_h$. Die n_h generalisierten Koordinaten q_h bilden das h -set des Systems. Die Modalmatrix ergibt sich aus der Lösung eines Eigenwertproblems (siehe Hurty [105, S. 112/113]). Nun kann Gleichung (2.1) bei Multiplikation mit Φ_{gh}^T von links als

$$\Phi_{gh}^T M_{gg} \Phi_{gh} \ddot{q}_h + \Phi_{gh}^T D_{gg} \Phi_{gh} \dot{q}_h + \Phi_{gh}^T K_{gg} \Phi_{gh} q_h = \Phi_{gh}^T f_{u_g} + \Phi_{gh}^T f_{d_g}$$

geschrieben werden. Mit der Orthogonalitätsbedingung der Eigenvektoren (siehe Hurty [105, S. 122]) ergeben sich dann die Diagonalmatrizen

$$M_{hh} = \Phi_{gh}^T M_{gg} \Phi_{gh} = \text{diag}(m_{h,1}, m_{h,2}, \dots, m_{h,n_g}) \quad (M_{hh} \in \mathbb{R}^{n_h \times n_h}) \tag{2.5}$$

$$K_{hh} = \Phi_{gh}^T K_{gg} \Phi_{gh} = \text{diag}(\omega_1^2, \omega_2^2, \dots, \omega_{n_g}^2) M_{hh} \quad (K_{hh} \in \mathbb{R}^{n_h \times n_h}) \tag{2.6}$$

als *generalisierte* bzw. *modale Massenmatrix* und *generalisierte* bzw. *modale Steifigkeitsmatrix*. Die generalisierte Dämpfungsmatrix $D_{hh} = \Phi_{gh}^T D_{gg} \Phi_{gh}$ ist ebenfalls eine Diagonalmatrix, wenn die physikalische Dämpfungsmatrix D_{gg} entweder proportional zur physikalischen Massenmatrix

$$D_{gg} = 2\beta M_{gg} \quad (2.7)$$

oder proportional zur physikalischen Steifigkeitsmatrix

$$D_{gg} = \alpha K_{gg}$$

ist. Die Dämpfungsmatrix D_{gg} kann auch als eine Linearkombination der Massenmatrix und der Steifigkeitsmatrix

$$D_{gg} = \beta M_{gg} + \alpha K_{gg}$$

angenommen werden. Die Dämpfungsmatrix ist dann in diesen Fällen eine Matrix der *proportionalen Dämpfung*. Gleichung (2.1) kann nun mit einer massenproportionalen Dämpfung (2.7) und den Vektoren der bekannten Kräfte $f_{u_h} := \Phi_{gh}^T f_{u_g}$, $f_{u_h} \in \mathbb{R}^{n_h \times 1}$, und unbekanntem Kräfte $f_{d_h} := \Phi_{gh}^T f_{d_g}$, $f_{d_h} \in \mathbb{R}^{n_h \times 1}$, in modalen Koordinaten als System von n_g entkoppelten Differentialgleichungen

$$M_{hh} \ddot{q}_h + 2\beta M_{hh} \dot{q}_h + \text{diag}(\omega_1^2, \omega_2^2, \dots, \omega_{n_g}^2) M_{hh} q_h = f_{u_h} + f_{d_h} \quad (2.8)$$

geschrieben werden. Analog zu (2.2) kann das modale System ebenfalls als Zustandsraumsystem angegeben werden. Es wird angenommen, dass sich die dynamischen Verformungen als eine Linearkombination der n_g Eigenschwingungsformen darstellen lassen

$$q_g = \sum_{r=1}^{n_g} \phi_r q_{h,r} \quad .$$

Dieser Ansatz wird als *modale Überlagerung* bezeichnet. Für die Verwendung aller n_g Eigenformen stimmt die Darstellung mit dem physikalischen Modell exakt überein. Der Verformungsvektor lässt sich damit aus n_g , infolge Orthogonalität, unabhängigen Eigenvektoren ausdrücken. Häufig genügt aber die Betrachtung von $n_h \ll n_g$ um eine ausreichend genaue Beschreibung der Verformung zu erhalten. Damit kann das zu lösende Gleichungssystem deutlich reduziert werden. Die Gleichung des r -ten Modes lautet dann

$$m_{h,r} \ddot{q}_{h,r} + 2\beta m_{h,r} \dot{q}_{h,r} + \omega_r^2 q_{h,r} = \phi_r^T f_{u_g,r} + \phi_r^T f_{d_g,r} \quad . \quad (2.9)$$

Mit dem Eigenvektor des r -ten Modes beziehungsweise der r -ten Spalte der Modalmatrix $\phi_r = \Phi_{gh(r)}$ und der zugehörigen Frequenz ω_r sowie der modalen Masse $m_{hr} = M_{hh;r,r}$ des r -ten Modes. Diese Differentialgleichung ist von den übrigen Moden unabhängig. Aus Gleichung (2.9) kann dann zum Beispiel mit Hilfe einer Laplace-Transformation (siehe Hurty [105, S. 291]) die Normalverschiebung $q_{h,r}(t)$ des r -ten Modes unter der Anregung berechnet werden. Sind die Normalverschiebungen für alle n_h berücksichtigten Moden berechnet, kann die physikalische Verschiebung des Systems

$$q_g(t) = \sum_{r=1}^{n_h} \phi_r q_{h,r}(t)$$

als Überlagerung der Normalverschiebungen der n_h berücksichtigten Moden berechnet werden (siehe Hurty [105, S. 278]).

Im Folgenden werden nun aerodynamische Lasten in die Bewegungsgleichung in generalisierten Koordinaten (2.8) zur Modellierung von aeroelastischen Systemen integriert. Hierzu finden aerodynamische Theorien Verwendung, die nahe verwandt mit der Finite-Element-Methode sind, wie

zum Beispiel die DL-Methode. Albano & Rodden [4] entwickelten eine auf der DL-Methode basierende Methode zur Integration der Aerodynamik die in dem Softwarepaket NASTRAN [175] implementiert ist. Die Oberfläche der elastischen Struktur wird darin durch Flächenabschnitte angenähert. Diese Flächenabschnitte, kleine trapezförmige Panels, sind in Spalten parallel zu der freien Anströmung angeordnet. Auf der 1/4-Linie jedes Panels wird eine Verteilung von Dipolen eines Beschleunigungspotentials einheitlicher aber unbekannter Stärke angenommen. Die Amplitude der Dipolstärke des v -ten Liniensegments der Länge l_v ist $\bar{f}_v/(4\pi\rho)\int_{l_v}d\mu$. Die gesamte am i -ten Punkt (x_i, s_i) induzierte Normalgeschwindigkeit ist die Summe der Normalgeschwindigkeiten induziert von allen $v = 1, 2, \dots, n$ Dipollinien. Für die Amplitude der dimensionslosen Normalgeschwindigkeit $w = W/U_\infty$ in einem Punkt x_i, s_i induziert von den n Dipollinien gilt damit

$$\bar{w}(x_i, s_i) = \sum_{v=1}^n \left(\frac{\bar{f}_v}{4\pi\rho U_\infty^2} \right) \int_{l_v} K[x_i, s_i, x_v(\mu), s_v(\mu)] d\mu \quad . \quad (2.10)$$

Mit der Kernfunktion K die nach Försching [69] eine aerodynamische Einflussfunktion zur Beschreibung des Abwinds \bar{w} infolge eines Drucksprungs \bar{p} darstellt, der Dichte ρ und der Geschwindigkeit der freien Strömung U_∞ sowie der Amplitude der Auftriebskraft pro Längeneinheit entlang der Dipollinie eines Panels \bar{f} . Die orthogonalen Koordinaten x, s auf dem Panel sind so gewählt, dass die ungestörte Anströmung in Richtung der x -Koordinate weist. Die Integrationen werden jeweils über die Dipollinien der Länge l_v der einzelnen Panels durchgeführt. Der Index j stellt das aerodynamische Bezugssystem bezüglich des 3/4-Punkts der aerodynamischen Boxen dar. Der Index k bezeichnet das auf die Mittelpunkte der Boxen bezogene aerodynamische Bezugssystem.

Die Kraft auf die Dipollinie wird als Kraft auf die v -te Box angenommen und die Druckdifferenz über die Fläche A_v hinweg wird angenähert durch

$$\bar{p}_v = \frac{\bar{f}_v l_v}{A_v} = \frac{\bar{f}_v}{\Delta x_v \cos(\lambda_v)}$$

mit der mittleren Tiefe Δx_v der v -ten Box und dem Pfeilwinkel λ_v der Potentiallinie. Es gilt also mit dem dimensionslosen Auftriebsdruckbeiwert $c_p = p/\frac{1}{2}\rho U_\infty^2$

$$\frac{\bar{f}_v}{4\pi\rho U_\infty^2} = \frac{1}{8\pi} \bar{c}_{p_v} \Delta x_v \cos(\lambda_v) \quad .$$

Die Kutta-Bedingung ist erfüllt wenn jeder Abwindpunkt auf der 3/4-Linie an der Halbspannweite der Box liegt. Es ergibt sich für den Zusammenhang zwischen Abwind am 3/4-Punkt des v -ten Panels und der Druckdifferenz c_{p_v} an der v -ten Box

$$\bar{w}_{j(v)} = \sum_{z=1}^n A_{jj(vz)} \bar{c}_{p_z}$$

mit

$$A_{jj(vz)} = \left(\frac{1}{8\pi} \right) \Delta x_z \cos(\lambda_z) \int_{l_z} K[x_v, s_v, x_z(\mu), s_z(\mu)] d\mu \quad .$$

Eine Näherungslösung des Integrals in (2.10) im Frequenzbereich ist in Albano [4] zu finden. Diese liefert die Matrix der aerodynamischen Einflusskoeffizienten $A_{jj}(Ma, k)$ als Funktion der Machzahl Ma und der reduzierten Frequenz $k = \omega b/U_\infty$, wobei b die Bezugsflügelteufe und U_∞ die Anströmgeschwindigkeit darstellt. Mit der Inversen der von Machzahl und reduzierter Frequenz abhängigen Matrix A_{jj} ergibt sich die approximierete Lösung der Auftriebsdruckbeiwerte

$$\bar{c}_{p_j} = A_{jj}^{-1}(Ma, k) \bar{w}_j \quad . \quad (2.11)$$

Mit der Matrix A_{jj} der aerodynamischen Einflusskoeffizienten und dem Vektor der Differenzdruckbeiwerte \bar{c}_p . Die Matrix A_{jj} gibt die Beziehung zwischen Abwind und dimensionslosen Druckbeiwert

wieder. Für eine harmonische Schwingung ergibt sich der Zusammenhang zwischen Abwind und Verschiebung der Mittelpunkte der Panels nach [175, S. 11] zu

$$w_j = (D_{jk}^1 + i k D_{jk}^2) q_k \quad . \quad (2.12)$$

Der Realteil D_{jk}^1 und Imaginärteil $k D_{jk}^2$ der Ableitungsmatrix berücksichtigt dabei die Hebelarme zwischen dem 3/4 Punkt als Bezugspunkt des Abwinds w_j und dem Panelmittelpunkt als Bezugsort der Verformung q_k an jeder Box. Eine Integration der Drücke ergibt dann die an dem Mittelpunkt der Panel wirkenden aerodynamische Lasten

$$F_{a_k} = q_\infty S_{kj} \bar{c}_{p_j} \quad . \quad (2.13)$$

Mit den Zusammenhängen (2.11), (2.12) und (2.13) ergibt sich dann

$$F_{a_k} = q_\infty \underbrace{S_{kj} A_{jj}^{-1}(Ma, k) (D_{jk}^1 + i k D_{jk}^2)}_{Q_{kk}(Ma, k)} q_k$$

mit der von Machzahl Ma und reduzierter Frequenz k abhängigen *aerodynamischen Einflussmatrix* $Q_{kk}(Ma, k)$, die eine Beziehung zwischen aerodynamischen Lasten und Verformungen im aerodynamischen k -Netz herstellt. Mit Hilfe einer Spline Matrix G_{kg} (siehe [175, S. 23]) können die Verformungen und Lasten im aerodynamischen k -Netz auf die physikalischen Koordinaten transformiert werden

$$F_{a_g} = q_\infty G_{kg}^T Q_{kk}(Ma, k) G_{kg} q_g \quad .$$

Die Modaltransformation liefert dann den Zusammenhang zwischen den Verformungen in modalen Koordinaten und den aerodynamischen Lasten ebenfalls in modalen Koordinaten

$$F_{a_h} = q_\infty \underbrace{\Phi_{gh}^T G_{kg}^T Q_{kk}(Ma, k) G_{kg} \Phi_{gh}}_{Q_{hh}(Ma, k)} q_h \quad (2.14)$$

mit der generalisierten, instationären, Matrix der aerodynamischen Kraftbeiwerte $Q_{hh}(Ma, k)$.

Nach Karpel et al. [120] und Karpel [124] ergibt sich für die Laplace-transformierte, open-loop, aeroelastische Bewegungsgleichung in generalisierten Koordinaten, bei Anregung durch Steuerflächenausschläge δ_c und atmosphärische Böen w_G mit der Laplace-transformierten modalen Bewegungsgleichung (2.8) der Struktur

$$(M_{hh} s^2 + D_{hh} s + K_{hh} + q_\infty Q_{hh}(s)) q_h(s) = - (M_{hc} s^2 + q_\infty Q_{hc}(s)) \delta_c(s) - \frac{q_\infty}{U_\infty} Q_{hG}(s) w_G(s) \quad (2.15)$$

wobei die Aktuatorkräfte die bekannten auf das System wirkenden Kräfte $f_{uh}(s) = [M_{hc} s^2 + q_\infty Q_{hc}(s)] \delta_c(s)$, und die Böenkräfte $f_{dh}(s) = \frac{q_\infty}{U_\infty} Q_{hG}(s) w_G(s)$ die unbekannt Kräfte darstellen. Die Matrizen der *aerodynamischen Kraftbeiwerte* (AKB), $Q_{hh}(s)$, $Q_{hc}(s)$ und $Q_{hG}(s)$ mit der Ordnung $n_h \times n_h$ liegen meist nicht als explizite Funktion von s vor sondern stellen für unterschiedliche, tabellierte, reduzierte Frequenzen $k = \text{Im}(s b/U_\infty)$ berechnete komplexe Matrizen dar. Zur Darstellung der Gleichung (2.15) im Zustandsraum ist es notwendig die AKB Matrizen als rationale Funktion von s darzustellen. Karpel [122] zeigt, dass jegliche rationale Approximation $\tilde{Q}(p)$ von $Q(s) = [Q_{hh}(s), Q_{hc}(s), Q_{hG}(s)]$ als

$$\tilde{Q}(p) = A_0 + A_1 p + A_2 p^2 + D (\mathbf{I}^{n_a \times n_a} p - R)^{-1} E p$$

ausgedrückt werden kann. Mit der dimensionslosen komplexen Laplace-Variable $p = s b/U_\infty$ und den reellen aerodynamischen Näherungsmatrizen A_0, A_1, A_2, D, R und E . Die A_i und E Matrizen besitzen die Spaltenstruktur

$$A_i = [A_{hh(i)}, A_{hc(i)}, A_{hG(i)}], \quad (i = 0, 1, 2), \quad E = [E_{hh}, E_{hc}, E_{hG}] \quad .$$

Die Matrizen $A_{hh(i)} \in \mathbb{R}^{n_h \times n_h}$, $A_{hc(i)} \in \mathbb{R}^{n_h \times n_c}$ und $A_{hG(i)} \in \mathbb{R}^{n_h \times n_G}$ ($i = 0, 1, 2$) sowie $E_{hh} \in \mathbb{R}^{n_h \times n_h}$, $E_{hc} \in \mathbb{R}^{n_h \times n_c}$ und $E_{hG} \in \mathbb{R}^{n_h \times n_G}$ dienen der rationalen Approximation. Die aerodynamische Polmatrix R stellt die Matrix der Verzögerungszustände dar. Die Bewegungsgleichung (2.15) mit approximierter Aerodynamik ergibt sich dann nach Karpel [119, 124] zu

$$\begin{aligned}
& \underbrace{\begin{bmatrix} \mathbf{I}^{n_h \times n_h} & \mathbf{0}^{n_h \times n_h} & \mathbf{0}^{n_h \times n_a} \\ \mathbf{0}^{n_h \times n_h} & -[M_{hh} + (q_\infty b^2 / U_\infty^2) A_{hh2}] & \mathbf{0}^{n_h \times n_a} \\ \mathbf{0}^{n_a \times n_h} & \mathbf{0}^{n_a \times n_h} & \mathbf{I}^{n_a \times n_a} \end{bmatrix}}_{\tilde{E}} \begin{pmatrix} \dot{q}_h(t) \\ \ddot{q}_h(t) \\ \dot{x}_a(t) \end{pmatrix} = \\
& \underbrace{\begin{bmatrix} \mathbf{0}^{n_h \times n_h} & \mathbf{I}^{n_h \times n_h} & \mathbf{0}^{n_h \times n_a} \\ K_{hh} + q_\infty A_{hh0} & D_{hh} + (q_\infty b / U_\infty) A_{hh1} & q_\infty D_h \\ \mathbf{0}^{n_a \times n_h} & E_h & (U_\infty / b) R \end{bmatrix}}_{\tilde{A}} \begin{pmatrix} q_h(t) \\ \dot{q}_h(t) \\ x_a(t) \end{pmatrix} + \\
& + \underbrace{\begin{bmatrix} \mathbf{0}^{n_h \times n_c} & \mathbf{0}^{n_h \times n_c} & \mathbf{0}^{n_h \times n_c} \\ q_\infty A_{hc0} & (q_\infty b / U_\infty) A_{hc1} & M_{hc} + (q_\infty b^2 / U_\infty^2) A_{hc2} \\ \mathbf{0}^{n_a \times n_c} & E_c & \mathbf{0}^{n_a \times n_c} \end{bmatrix}}_{\tilde{B}_u} \begin{pmatrix} \delta_c(t) \\ \dot{\delta}_c(t) \\ \ddot{\delta}_c(t) \end{pmatrix} + \\
& + \underbrace{\begin{bmatrix} \mathbf{0}^{n_h \times n_G} & \mathbf{0}^{n_h \times n_G} \\ q_\infty A_{hG0} & (q_\infty b / U_\infty) A_{hG1} \\ \mathbf{0}^{n_a \times n_G} & 1 / U_\infty E_G \end{bmatrix}}_{\tilde{B}_d} \begin{pmatrix} \dot{w}_G(t) \\ w_G(t) \end{pmatrix} \quad (2.16)
\end{aligned}$$

mit den n_a aerodynamischen Zuständen x_a und den Ausschlägen δ_c der n_c Steuerflächen, die das c -set des Modells bilden, sowie den n_G Böengeschwindigkeiten w_G die das G -set des Modells bilden. Aus Gleichung (2.16) folgt direkt die Darstellung der aeroelastischen Bewegungsgleichung als Zustandsraummodell

$$\dot{x}(t) = \underbrace{\tilde{E}^{-1} \tilde{A}}_A x(t) + \underbrace{\tilde{E}^{-1} \tilde{B}_u}_{B_u} u(t) + \underbrace{\tilde{E}^{-1} \tilde{B}_d}_{B_d} d(t) \quad (2.17a)$$

$$y(t) = C x(t) + D_u u(t) + D_d d(t) \quad (2.17b)$$

Das System besitzt den Zustandsvektor $x(t) := (q_h(t), \dot{q}_h(t), x_a(t))^T$ den Vektor $u(t) := (\delta_c(t), \dot{\delta}_c(t), \ddot{\delta}_c(t))^T$ der Steuerflächenausschläge sowie deren Geschwindigkeiten und Beschleunigungen als bekannten Systemeingang und den Vektor der Böenbeschleunigungen und Böengeschwindigkeiten $d(t) := (\dot{w}_G(t), w_G(t))^T$ als unbekanntem Systemeingang beziehungsweise Störung. Die Matrix $A \in \mathbb{R}^{(2n_h+n_a) \times (2n_h+n_a)}$ stellt die Systemmatrix

$$A = \begin{bmatrix} \mathbf{0}^{n_h \times n_h} & \mathbf{I}^{n_h \times n_h} & \mathbf{0}^{n_h \times n_a} \\ \tilde{M}_{hh}^{-1} [K_{hh} + q_\infty A_{hh0}] & \tilde{M}_{hh}^{-1} [D_{hh} + (q_\infty b / U_\infty) A_{hh1}] & \tilde{M}_{hh}^{-1} q_\infty D_h \\ \mathbf{0}^{n_a \times n_h} & E_h & (U_\infty / b) R \end{bmatrix} \quad (2.18)$$

des Systems dar wobei $\tilde{M}_{hh} = -[M_{hh} + (q_\infty b^2 / U_\infty^2) A_{hh2}]$ gilt. Die Eingangsmatrix $B_u \in \mathbb{R}^{(2n_h+n_a) \times 2n_c}$ der Steuerflächenausschläge als bekannte Systemeingänge ergibt sich zu

$$B_u = \begin{bmatrix} \mathbf{0}^{n_h \times n_c} & \mathbf{0}^{n_h \times n_c} & \mathbf{0}^{n_h \times n_c} \\ \tilde{M}_{hh}^{-1} [q_\infty A_{hc0}] & \tilde{M}_{hh}^{-1} [(q_\infty b / U_\infty) A_{hc1}] & \tilde{M}_{hh}^{-1} [M_{hc} + (q_\infty b^2 / U_\infty^2) A_{hc2}] \\ \mathbf{0}^{n_a \times n_c} & E_c & \mathbf{0}^{n_a \times n_c} \end{bmatrix} \quad (2.19)$$

Die Eingangsmatrix $B_d \in \mathbb{R}^{(2n_h+n_a) \times 2n_G}$ der unbekanntem Störung ergibt sich zu

$$B_d = \begin{bmatrix} \mathbf{0}^{n_h \times n_G} & \mathbf{0}^{n_h \times n_G} \\ \tilde{M}_{hh}^{-1} [q_\infty A_{hG0}] & \tilde{M}_{hh}^{-1} [(q_\infty b / U_\infty) A_{hG1}] \\ \mathbf{0}^{n_a \times n_G} & 1 / U_\infty E_G \end{bmatrix} \quad (2.20)$$

Der Messvektor $y(t) := (q_g(t), \dot{q}_g(t), \ddot{q}_g(t))^T$ enthält die physikalischen Auslenkungen, Geschwindigkeiten sowie Beschleunigungen des aeroelastischen Systems. Damit ergibt sich die Messmatrix $C \in \mathbb{R}^{3n_g \times (2n_g+n_a)}$ zu

$$C = \begin{bmatrix} \Phi_{gh} & \mathbf{0}^{n_g \times n_h} & \mathbf{0}^{n_g \times n_a} \\ \mathbf{0}^{n_g \times n_h} & \Phi_{gh} & \mathbf{0}^{n_g \times n_a} \\ \Phi_{gh} A_{2,1} & \Phi_{gh} A_{2,2} & \Phi_{gh} A_{2,3} \end{bmatrix}. \quad (2.21)$$

Sowie der Durchgriff $D_u \in \mathbb{R}^{3n_g \times 3n_c}$ des bekannten Systemeingangs zu

$$D_u = \begin{bmatrix} \mathbf{0}^{n_g \times n_c} & \mathbf{0}^{n_g \times n_c} & \mathbf{0}^{n_g \times n_c} \\ \mathbf{0}^{n_g \times n_c} & \mathbf{0}^{n_g \times n_c} & \mathbf{0}^{n_g \times n_c} \\ \Phi_{gh} B_{u;2,1} & \Phi_{gh} B_{u;2,2} & \Phi_{gh} B_{u;2,3} \end{bmatrix} \quad (2.22)$$

und der Durchgriff $D_d \in \mathbb{R}^{m \times 2n_G}$ der Störung zu

$$D_d = \begin{bmatrix} \mathbf{0}^{n_g \times n_c} & \mathbf{0}^{n_g \times n_c} \\ \mathbf{0}^{n_g \times n_c} & \mathbf{0}^{n_g \times n_c} \\ \Phi_{gh} B_{d;2,1} & \Phi_{gh} B_{d;2,2} \end{bmatrix}. \quad (2.23)$$

Die Ordnung des aeroelastischen Systems (2.17) hängt somit von der Anzahl der berücksichtigten Strukturmoden n_h sowie von der Anzahl n_a der zur Approximation der instationären Aerodynamik benötigten Zustände ab. Auf die Einbindung der Aktuatordynamik sowie eines Böenfilters in das Modell (2.16), wie in Karpel [119, 124], gezeigt wird in dieser Arbeit bewusst verzichtet da ausschließlich Parameterveränderungen der aeroelastischen Struktur betrachtet werden sollen.

Aus der Zustandsraumdarstellung (2.17) kann dann die Darstellung als *Matrix von Übertragungsfunktionen* (TFM)

$$y(s) = \underbrace{C \left[\left[s \mathbf{I}^{(2n_h+n_a) \times (2n_h+n_a)} - A \right]^{-1} B_u + D_u \right]}_{G_{u \rightarrow y}(s)} u(s) + \underbrace{C \left[\left[s \mathbf{I}^{(2n_h+n_a) \times (2n_h+n_a)} - A \right]^{-1} B_d + D_d \right]}_{G_{d \rightarrow y}(s)} d(s),$$

gebildet werden. Mit der $3n_g \times 3n_c$ TFM von den bekannten Systemeingängen auf die Messungen und der $3n_g \times 2n_G$ TFM von den unbekanntem Systemeingängen auf die Messungen.

In der Literatur sind unterschiedliche Ansätze zur rationalen Approximation der AKB zu finden. Als Beispiele sollen hier die Matrix–Padé Approximation nach Vepa [253], die Methode nach Roger [208], die Arbeit von Tiffany & Adams Jr. [244], und Karpels Minimum–State Approximation Karpel [119, 121, 122, 124], Karpel & Hoadley [123] erwähnt werden. Einen Vergleich unterschiedlicher Techniken zur Approximation enthält die Arbeit von Smith et al. [234].

2.2.2 Elastische und aeroelastische Modelle mit parametrischen Fehlern

Parametrische Fehler in einem aeroelastischen System (2.16) können als Veränderungen in den Parametern der einzelnen Netzpunkte des Strukturmodells sowie als Veränderungen der Parameter des aerodynamischen Modells auftreten. In der nachfolgenden Untersuchung werden sowohl Abweichungen des Strukturmodells als auch der Aerodynamik angenommen. Als strukturelle Veränderungen werden Abweichungen von den nominalen Massen-, Steifigkeits- und Dämpfungseigenschaften der Struktur betrachtet, die nicht zu Veränderungen der Anzahl der Freiheitsgrade des Systems führen. Die Veränderungen der Parameter der Netzpunkte des Strukturmodells führen in einem kondensierten System zu Änderungen der physikalischen Parameter (siehe (2.3)), die in der vorliegenden

Arbeit als Veränderungen des Strukturmodells betrachtet werden. Als Abweichungen der Aerodynamik werden Veränderungen der Machzahl sowie des Staudrucks und der Fluggeschwindigkeit betrachtet. Die Untersuchungen in dieser Arbeit werden auf Abweichungen beschränkt, die nicht zu einer Veränderung der Anzahl der aerodynamischen Freiheitsgrade des Systems führen. Die aerodynamischen und strukturellen Abweichungen können sowohl *Modellierungsfehler* oder *Modellierungsungenauigkeiten* als auch betriebsbedingte Parameterveränderungen oder Fehlerfälle des aeroelastischen Systems darstellen. Ähnliche Parameterabweichungen in aeroelastischen Systemen untersucht Moulin [174].

Die Variation der physikalischen Strukturparameter im g -set des Modells

$$\Delta\Theta_g^T := \left(\Delta\Theta_{M_g}^T, \Delta\Theta_{D_g}^T, \Delta\Theta_{K_g}^T \right) \quad (2.24)$$

setzt sich aus den Veränderungen der physikalischen Massenparameter

$$\Delta\Theta_{M_g}^T := (\Delta m_{g,1}, \Delta m_{g,2}, \dots, \Delta m_{g,n_g}) \quad ,$$

der physikalischen Dämpfungsparameter

$$\Delta\Theta_{D_g}^T := (\Delta d_{g,1}, \Delta d_{g,2}, \dots, \Delta d_{g,n_g})$$

sowie der physikalischen Steifigkeitsparameter

$$\Delta\Theta_{K_g}^T := (\Delta k_{g,1}, \Delta k_{g,2}, \dots, \Delta k_{g,n_g})$$

zusammen. Diese Variationen gehen mit Veränderungen der modalen Parameter einher. Der Vektor der Veränderungen der Parameter im h -set des Strukturmodells

$$\Delta\Theta_h^T := \left(\Delta\Theta_{M_h}^T, \Delta\Theta_{D_h}^T, \Delta\Theta_{K_h}^T \right)$$

setzt sich aus den Veränderungen der modalen Massenparameter

$$\Delta\Theta_{M_h}^T := (\Delta m_{h,1}, \Delta m_{h,2}, \dots, \Delta m_{h,n_h}) \quad ,$$

der modalen Dämpfungsparameter

$$\Delta\Theta_{D_h}^T := (\Delta d_{h,1}, \Delta d_{h,2}, \dots, \Delta d_{h,n_h})$$

sowie der modalen Steifigkeitsparameter

$$\Delta\Theta_{K_h}^T := (\Delta k_{h,1}, \Delta k_{h,2}, \dots, \Delta k_{h,n_h})$$

zusammen. Die Massenparameter der Steuerflächen in der Matrix M_{hc} (siehe (2.16)) werden als sicher beziehungsweise konstant angenommen. Im aerodynamischen Modell können ebenfalls Veränderungen der zugehörigen Parameter

$$\Delta\Theta_{ae} := (\Delta U_\infty, \Delta q_\infty, \Delta Ma)^T \quad (2.25)$$

auftreten. Die Bezugsflügelteufe b wird als unveränderlich angenommen. Die Bewegungsgleichung eines aeroelastischen Systems mit variablen oder unsicheren modalen Parametern ergibt sich nach

Gleichung (2.16) dann zu

$$\begin{bmatrix} \mathbf{I}^{n_h \times n_h} & \mathbf{0}^{n_h \times n_h} & \mathbf{0}^{n_h \times n_a} \\ \mathbf{0}^{n_h \times n_h} & - \left[M_{hh} + (q_\infty b^2 / U_\infty^2) A_{hh2} + \Delta \tilde{M}_{hh} \right] & \mathbf{0}^{n_h \times n_a} \\ \mathbf{0}^{n_a \times n_h} & \mathbf{0}^{n_a \times n_h} & \mathbf{I}^{n_a \times n_a} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \dot{q}_h(t) \\ \ddot{q}_h(t) \\ \dot{x}_a(t) \end{pmatrix} = \\
\begin{bmatrix} \mathbf{0}^{n_h \times n_h} & \mathbf{I}^{n_h \times n_h} & \mathbf{0}^{n_h \times n_a} \\ K_{hh} + q_\infty A_{hh0} + \Delta \tilde{K}_{hh} & D_{hh} + (q_\infty b / U_\infty) A_{hh1} + \Delta \tilde{D}_{hh} & q_\infty D_h + \Delta a e_{h0} \\ \mathbf{0}^{n_a \times n_h} & E_h + \Delta E_h & (U_\infty / b) R + \Delta a e \end{bmatrix} \begin{pmatrix} q_h(t) \\ \dot{q}_h(t) \\ x_a(t) \end{pmatrix} + \\
\begin{bmatrix} \mathbf{0}^{n_h \times n_c} & \mathbf{0}^{n_h \times n_c} & \mathbf{0}^{n_h \times n_c} \\ q_\infty A_{hc0} + \Delta a e_{hc0} & (q_\infty b / U_\infty) A_{hc1} + \Delta a e_{hc1} & M_{hc} + (q_\infty b^2 / U_\infty^2) A_{hc2} + \Delta a e_{hc2} \\ \mathbf{0}^{n_a \times n_c} & E_c + \Delta E_c & \mathbf{0}^{n_a \times n_c} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \delta_c(t) \\ \dot{\delta}_c(t) \\ \ddot{\delta}_c(t) \end{pmatrix} + \\
\begin{bmatrix} \mathbf{0}^{n_h \times n_G} & \mathbf{0}^{n_h \times n_G} \\ q_\infty A_{hG0} + \Delta a e_{hG0} & (q_\infty b / U_\infty) A_{hG1} + \Delta a e_{hG1} \\ \mathbf{0}^{n_a \times n_G} & 1 / U_\infty E_G + \Delta a e_G \end{bmatrix} \begin{pmatrix} w_G(t) \\ \dot{w}_G(t) \end{pmatrix} . \tag{2.26}$$

Mit der jeweils als additiv angenommenen Änderung der modalen Systemmasse

$$\Delta \tilde{M}_{hh} := \Delta M_{hh} + \Delta a e_{hh2}$$

der modalen Systemsteifigkeit

$$\Delta \tilde{K}_{hh} := \Delta K_{hh} + \Delta a e_{hh0}$$

sowie der modalen Systemdämpfung

$$\Delta \tilde{D}_{hh} := \Delta D_{hh} + \Delta a e_{hh1}$$

des Modells. Die Änderungen der modalen Systemmasse, Systemsteifigkeit und Systemdämpfung des Modells setzt sich damit jeweils aus einer Änderung des Strukturmodells und einer Änderung des Aerodynamikmodells zusammen. Wobei $\Delta M_{hh} \in \mathbb{R}^{n_h \times n_h}$ die Änderung der generalisierten Massen, $\Delta D_{hh} \in \mathbb{R}^{n_h \times n_h}$ die Änderung der generalisierten Dämpfungen und $\Delta K_{hh} \in \mathbb{R}^{n_h \times n_h}$ die Änderung der generalisierten Steifigkeit im Strukturmodell repräsentiert. Die ebenfalls als additiv angenommenen Veränderungen der Aerodynamik werden durch die Matrizen $\Delta a e_{hhi}$, $\Delta a e_{hci}$ ($i = 0, 1, 2$), $\Delta a e_{hGi}$ ($i = 0, 1$) sowie $\Delta a e_{h0}$, ΔE_h , ΔE_c , $\Delta a e$ und $\Delta a e_G$ dargestellt.

Eine Veränderung der Machzahl $\Delta Ma \neq 0$ verursacht eine Änderung der AKB in der Matrix $Q_{hh}(Ma, k)$ (siehe (2.14)). In diesem Fall ist eine komplette neue Approximation sämtlicher AKB-Matrizen in (2.15) notwendig. Die Matrizen der aerodynamischen Veränderungen enthalten dann die Abweichungen der aerodynamischen Approximationsmatrizen.

Wechselt hingegen nur der Staudruck $\Delta q_\infty \neq 0$ und bleibt dabei die Machzahl konstant $\Delta Ma = 0$, ist keine neue Approximation erforderlich. In diesem Fall enthalten die Matrizen der aerodynamischen Veränderungen die mit Δq_∞ , $\Delta q_\infty b / U_\infty$ beziehungsweise $\Delta q_\infty b^2 / U_\infty^2$ skalierten unveränderten aerodynamischen Approximationsmatrizen. Für die Approximation nach Roger [208] ergibt sich $E_h = \mathbf{I}^{n_a \times n_h}$, $E_c = \mathbf{I}^{n_a \times n_c}$ und $E_G = \mathbf{I}^{n_a \times n_G}$ und damit immer auch $\Delta E_h = \mathbf{0}^{n_a \times n_h}$ und $\Delta E_c = \mathbf{0}^{n_a \times n_c}$. Gleichung (2.26) kann nun nach (2.16) und (2.17) als

$$\dot{x}(t) = A x(t) + B_u u(t) + B_d d(t) + B_f f_{f_h}(t) \tag{2.27a}$$

$$y(t) = C x(t) + D_u u(t) + D_d d(t) + D_f f_{f_h}(t) \tag{2.27b}$$

geschrieben werden. Mit der linearen Fehlereingangsmatrix

$$B_f = \tilde{E}^{-1} \quad (B_f \in \mathbb{R}^{(2n_h+n_a) \times (2n_h+n_a)}) \tag{2.28}$$

mit \tilde{E} aus (2.16) und der linearen Durchgriffsmatrix des Fehlers

$$D_f = \begin{bmatrix} \mathbf{0}^{n_g \times n_h} & \mathbf{0}^{n_g \times n_h} & \mathbf{0}^{n_g \times n_a} \\ \mathbf{0}^{n_g \times n_h} & \mathbf{0}^{n_g \times n_h} & \mathbf{0}^{n_g \times n_a} \\ \mathbf{0}^{n_g \times n_h} & \Phi_{gh} \tilde{E}_{2,2}^{-1} & \mathbf{0}^{n_g \times n_a} \end{bmatrix} \tag{2.29}$$

$D_f \in \mathbb{R}^{3n_g \times (2n_h+n_a)}$ sowie dem Vektor $f_{f_h} \in \mathbb{R}^{(2n_h+n_a) \times 1}$ der durch die parametrischen Fehler in den generalisierten Freiheitsgraden hervorgerufenen fiktiven Fehlerkräfte

$$f_{f_h}(t) := f_{f_{st_h}}(t) + f_{f_{ae_h}}(t) + f_{f_{cs_h}}(t) + f_{f_{gu_h}}(t) \quad . \quad (2.30)$$

Mit dem Vektor $f_{f_{st_h}} \in \mathbb{R}^{(2n_h+n_a) \times 1}$ der durch die Veränderungen $\Delta\Theta_g$ der Parameter im Strukturmodell hervorgerufenen generalisierten Fehlerkräfte

$$f_{f_{st_h}}(t) := \begin{bmatrix} \mathbf{0}^{n_h \times n_h} & \mathbf{0}^{n_h \times n_h} & \mathbf{0}^{n_h \times n_h} \\ \Delta M_{hh} & \Delta D_{hh} & \Delta K_{hh} \\ \mathbf{0}^{n_a \times n_h} & \mathbf{0}^{n_a \times n_h} & \mathbf{0}^{n_a \times n_h} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \ddot{q}_h(t) \\ \dot{q}_h(t) \\ q_h(t) \end{pmatrix} \quad (2.31)$$

sowie dem Vektor $f_{f_{ae_h}} \in \mathbb{R}^{(2n_h+n_a) \times 1}$ der durch die Veränderungen der aerodynamischen Parameter $\Delta\Theta_{ae}$ bewirkten generalisierten Fehlerkräfte

$$f_{f_{ae_h}}(t) := \begin{bmatrix} \mathbf{0}^{n_h \times n_h} & \mathbf{0}^{n_h \times n_h} & \mathbf{0}^{n_h \times n_h} & \mathbf{0}^{n_h \times n_a} \\ \Delta ae_{hh2} & \Delta ae_{hh1} & \Delta ae_{hh0} & \Delta ae_{h0} \\ \mathbf{0}^{n_a \times n_h} & \Delta E_h & \mathbf{0}^{n_a \times n_h} & \Delta ae \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \ddot{q}_h(t) \\ \dot{q}_h(t) \\ q_h(t) \\ x_a(t) \end{pmatrix} \quad (2.32)$$

sowie dem Vektor $f_{f_{cs_h}} \in \mathbb{R}^{(2n_h+n_a) \times 1}$ der durch die Veränderungen der aerodynamischen Parameter $\Delta\Theta_{ae}$ hervorgerufenen und von den Steuerflächenausschlägen abhängigen generalisierten Fehlerkräfte

$$f_{f_{cs_h}}(t) := \begin{bmatrix} \mathbf{0}^{n_h \times n_c} & \mathbf{0}^{n_h \times n_c} & \mathbf{0}^{n_h \times n_c} \\ \Delta ae_{hc0} & \Delta ae_{hc1} & \Delta ae_{hc2} \\ \mathbf{0}^{n_a \times n_c} & \Delta E_c & \mathbf{0}^{n_a \times n_c} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \delta_c(t) \\ \dot{\delta}_c(t) \\ \ddot{\delta}_c(t) \end{pmatrix} \quad (2.33)$$

sowie dem Vektor $f_{f_{gu_h}} \in \mathbb{R}^{(2n_h+n_a) \times 1}$ der durch die Veränderungen der aerodynamischen Parameter $\Delta\Theta_{ae}$ hervorgerufenen und von den Böengeschwindigkeiten abhängigen generalisierten Fehlerkräfte

$$f_{f_{gu_h}}(t) := \begin{bmatrix} \mathbf{0}^{n_h \times n_G} & \mathbf{0}^{n_h \times n_G} \\ \Delta ae_{hG0} & \Delta ae_{hG1} \\ \mathbf{0}^{n_a \times n_G} & \Delta ae_G \end{bmatrix} \begin{pmatrix} w_G(t) \\ \dot{w}_G(t) \end{pmatrix} \quad . \quad (2.34)$$

Im Nachfolgenden werden nun die Fehlerkräfte $f_{f_{st_h}}(t)$ (siehe (2.31)) infolge Variation der modalen Strukturparameter näher betrachtet. In Gleichung (2.31) sind die Fehlerkräfte in Abhängigkeit der Veränderungen der modalen Strukturparameter angegeben. In der vorliegenden Arbeit werden Änderungen der Betriebsumgebung des Systems wie zum Beispiel die Veränderung der Betankung eines Flugzeugs, Fehler oder Modellierungsunsicherheiten als Ursache für veränderte strukturelle Parameter angenommen. Im Allgemeinen bewirken diese Ursachen eine Veränderung der Parameter der Netzelemente des Strukturmodells und dadurch eine Veränderung der physikalischen Parameter der betrachteten konzentrierten Modelle. Für das Stabelement in Abbildung 2.3 ergibt sich zum Beispiel bei einer Änderung der Masse dieses Netzpunkts eine Veränderung der entsprechenden physikalischen Knotenmassen nach (2.3). In dieser Arbeit werden ausschließlich additive Änderungen der physikalischen Strukturparameter betrachtet. Die Matrizen der Parameterveränderungen werden mit ΔM_{gg} , ΔD_{gg} und ΔK_{gg} bezeichnet. Die Matrix $\Delta M_{gg} \in \mathbb{R}^{n_g \times n_g}$ stellt dabei die Veränderung der Beziehung zwischen Beschleunigung und Kraft, die Matrix $\Delta D_{gg} \in \mathbb{R}^{n_g \times n_g}$ die Beziehung zwischen Geschwindigkeit und Kraft sowie die Matrix $\Delta K_{gg} \in \mathbb{R}^{n_g \times n_g}$ die Veränderung der Beziehung zwischen Kraft und Verformung in den Elementen der Struktur mit veränderten Parametern dar. Die Matrix der Veränderungen der Massenparameter ΔM_{gg} besitzt für konzentrierte Strukturmodelle eine diagonale Struktur, die Matrizen ΔD_{gg} und ΔK_{gg} besitzen für diese Modellklasse eine symmetrische aber nicht unbedingt diagonale Struktur. Diese Matrizen umfassen das gesamte g -set des Modells und enthalten Nulleinträge an den Positionen, die

Freiheitsgraden entsprechen, deren jeweilige Parameter unverändert bleiben. Abbildung 2.4 zeigt ein konzentriertes Strukturmodell als Nominalsystem mit n_g Netzelementen sowie den physikalischen Freiheitsgraden $q_{g,1}, q_{g,2}, \dots, q_{g,n_g}$. Das Nominalmodell besitzt die physikalischen Massen $m_{g,1}, m_{g,2}, \dots, m_{g,n_g}$, die physikalischen Dämpfungsparameter $d_{g,1}, d_{g,2}, \dots, d_{g,n_g}$, sowie die physikalischen Steifigkeitsparameter $k_{g,1}, k_{g,2}, \dots, k_{g,n_g}$. Es können dann Veränderungen der physikalischen Massen $\Delta m_{g,1}, \Delta m_{g,2}, \dots, \Delta m_{g,n_g}$, der physikalischen Dämpfungen $\Delta d_{g,1}, \Delta d_{g,2}, \dots, \Delta d_{g,n_g}$, und Steifigkeiten $\Delta k_{g,1}, \Delta k_{g,2}, \dots, \Delta k_{g,n_g}$, der einzelnen Netzelemente auftreten. Nach (2.5) und

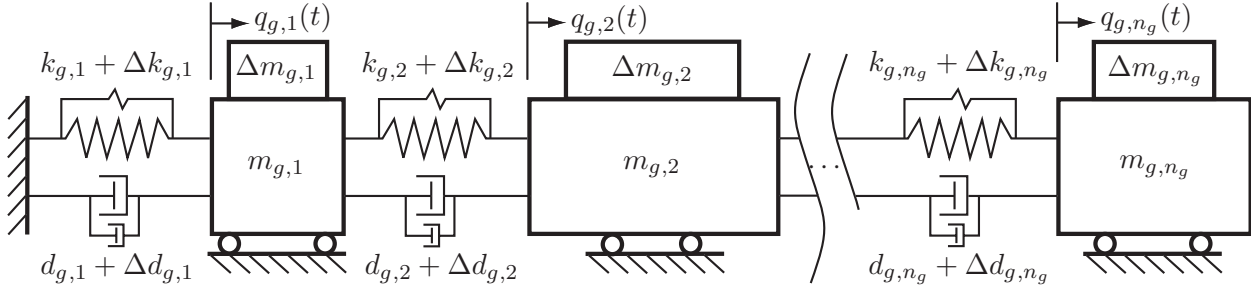


Abbildung 2.4: Parametervariantes konzentriertes Strukturmodell

(2.6) ergibt sich in generalisierten Koordinaten für ein Modell eines Systems mit variablen physikalischen Strukturparametern

$$M_{hh} + \Delta M_{hh} = \Phi_{gh}^T M_{gg} \Phi_{gh} + \Phi_{gh}^T \Delta M_{gg} \Phi_{gh} \quad (2.35)$$

$$D_{hh} + \Delta D_{hh} = \Phi_{gh}^T D_{gg} \Phi_{gh} + \Phi_{gh}^T \Delta D_{gg} \Phi_{gh} \quad (2.36)$$

$$K_{hh} + \Delta K_{hh} = \Phi_{gh}^T K_{gg} \Phi_{gh} + \Phi_{gh}^T \Delta K_{gg} \Phi_{gh} \quad (2.37)$$

Die Matrix Φ_{gh} entspricht dabei der Modalmatrix des Nominalsystems. Somit besitzen M_{hh} und K_{hh} nach (2.5) und (2.6) sowie bei proportionaler Dämpfung auch D_{hh} eine diagonale Struktur. Die transformierten Matrizen der Veränderungen der physikalischen Systemparameter ΔM_{hh} , ΔD_{hh} , ΔK_{hh} besitzen jedoch nicht notwendig ebenfalls eine Diagonalstruktur. Einen Sonderfall stellt die ausschließliche Veränderung der modalen Parameter $m_{h,1}, m_{h,2}, \dots, m_{h,n_h}$, $d_{h,1}, d_{h,2}, \dots, d_{h,n_h}$, $k_{h,1}, k_{h,2}, \dots, k_{h,n_h}$, des Strukturmodells dar. Die Matrizen der modalen Parameterunterschiede ΔM_{hh} , ΔD_{hh} und ΔK_{hh} besitzen dann ebenfalls eine Diagonalstruktur

$$\Delta M_{hh} = \Phi_{gh}^T \Delta M_{gg} \Phi_{gh} = \text{diag}(\Delta m_{h,1}, \Delta m_{h,2}, \dots, \Delta m_{h,n_h})$$

$$\Delta D_{hh} = \Phi_{gh}^T \Delta D_{gg} \Phi_{gh} = \text{diag}(\Delta d_{h,1}, \Delta d_{h,2}, \dots, \Delta d_{h,n_h})$$

$$\Delta K_{hh} = \Phi_{gh}^T \Delta K_{gg} \Phi_{gh} = \text{diag}(\Delta k_{h,1}, \Delta k_{h,2}, \dots, \Delta k_{h,n_h}) \quad .$$

Die Fehlerkräfte $f_{fsth,r}(t) \neq 0$ ($r = 1, 2, \dots, n_h$) zeigen dann die veränderten Moden des Systems an. Meist geht damit, infolge einer voll besetzten Modalmatrix, die Änderung mehrerer entsprechender physikalischer Parameter einher. Die von den Unterschieden modaler Parameter hervorgerufenen Fehlerkräfte sind in diesem Fall bezüglich der einzelnen Moden, aber nicht mehr bezüglich der einzelnen Elemente der elastischen Struktur entkoppelt. Die Änderungen eines physikalischen Parameters in einem speziellen Strukturelement kann die Parameter mehrerer Moden beeinflussen und damit mehrere modale Fehlerkräfte hervorrufen.

Mit (2.35), (2.36) und (2.37) ergibt sich für die Fehlerkräfte infolge struktureller Variation (2.31) in generalisierten Koordinaten

$$f_{fsth}(t) = \begin{bmatrix} \mathbf{0}^{n_h \times n_h} & \mathbf{0}^{n_h \times n_h} & \mathbf{0}^{n_h \times n_h} \\ \Phi_{gh}^T \Delta M_{gg} \Phi_{gh} & \Phi_{gh}^T \Delta D_{gg} \Phi_{gh} & \Phi_{gh}^T \Delta K_{gg} \Phi_{gh} \\ \mathbf{0}^{n_a \times n_h} & \mathbf{0}^{n_a \times n_h} & \mathbf{0}^{n_a \times n_h} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \ddot{q}_h(t) \\ \dot{q}_h(t) \\ q_h(t) \end{pmatrix} \quad .$$

Dieser Zusammenhang kann auch als

$$f_{f\ st_h}(t) = \begin{bmatrix} \mathbf{0}^{n_h \times n_h} & \mathbf{0}^{n_h \times n_g} & \mathbf{0}^{n_h \times n_a} \\ \mathbf{0}^{n_h \times n_h} & \Phi_{gh}^T & \mathbf{0}^{n_h \times n_a} \\ \mathbf{0}^{n_a \times n_h} & \mathbf{0}^{n_a \times n_g} & \mathbf{0}^{n_a \times n_a} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{0}^{n_h \times n_g} & \mathbf{0}^{n_h \times n_g} & \mathbf{0}^{n_h \times n_g} \\ \Delta M_{gg} & \Delta D_{gg} & \Delta K_{gg} \\ \mathbf{0}^{n_a \times n_g} & \mathbf{0}^{n_a \times n_g} & \mathbf{0}^{n_a \times n_g} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Phi_{gh} & \mathbf{0}^{n_g \times n_h} & \mathbf{0}^{n_g \times n_h} \\ \mathbf{0}^{n_g \times n_h} & \Phi_{gh} & \mathbf{0}^{n_g \times n_h} \\ \mathbf{0}^{n_g \times n_h} & \mathbf{0}^{n_g \times n_h} & \Phi_{gh} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \ddot{q}_h(t) \\ \dot{q}_h(t) \\ q_h(t) \end{pmatrix}$$

angeschrieben werden. Mit der modalen Transformation (2.4) ergibt sich dann

$$f_{f\ st_h}(t) = \begin{bmatrix} \mathbf{0}^{n_h \times n_h} & \mathbf{0}^{n_h \times n_g} & \mathbf{0}^{n_h \times n_a} \\ \mathbf{0}^{n_h \times n_h} & \Phi_{gh}^T & \mathbf{0}^{n_h \times n_a} \\ \mathbf{0}^{n_a \times n_h} & \mathbf{0}^{n_a \times n_g} & \mathbf{0}^{n_a \times n_a} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{0}^{n_h \times n_g} & \mathbf{0}^{n_h \times n_g} & \mathbf{0}^{n_h \times n_g} \\ \Delta M_{gg} & \Delta D_{gg} & \Delta K_{gg} \\ \mathbf{0}^{n_a \times n_g} & \mathbf{0}^{n_a \times n_g} & \mathbf{0}^{n_a \times n_g} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \ddot{q}_g(t) \\ \dot{q}_g(t) \\ q_g(t) \end{pmatrix}.$$

Daraus kann

$$f_{f\ st_h}(t) = \begin{bmatrix} \mathbf{0}^{n_h \times n_h} & \mathbf{0}^{n_h \times n_g} & \mathbf{0}^{n_h \times n_a} \\ \mathbf{0}^{n_h \times n_h} & \Phi_{gh}^T & \mathbf{0}^{n_h \times n_a} \\ \mathbf{0}^{n_a \times n_h} & \mathbf{0}^{n_a \times n_g} & \mathbf{0}^{n_a \times n_a} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \mathbf{0}^{n_h \times 1} \\ \Delta M_{gg} \ddot{q}_g(t) + \Delta D_{gg} \dot{q}_g(t) + \Delta K_{gg} q_g(t) \\ \mathbf{0}^{n_a \times 1} \end{pmatrix} \quad (2.38)$$

gebildet werden. Der Vektor der fiktiven Fehlerkräfte infolge struktureller Variation in physikalischen Koordinaten ergibt sich dann zu

$$f_{f\ st_g}(t) = \begin{pmatrix} \mathbf{0}^{n_h \times 1} \\ \Delta M_{gg} \ddot{q}_g(t) + \Delta D_{gg} \dot{q}_g(t) + \Delta K_{gg} q_g(t) \\ \mathbf{0}^{n_a \times 1} \end{pmatrix}. \quad (2.39)$$

Der erste Faktor der Gleichung (2.38) wird dann der Fehlereingangsmatrix (2.28) zugeschlagen. Die Eingangsmatrix für die Strukturfehlerkräfte in physikalischen Koordinaten lautet damit

$$B_{f\ st} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}^{n_h \times n_h} & \mathbf{0}^{n_h \times n_g} & \mathbf{0}^{n_h \times n_a} \\ \mathbf{0}^{n_h \times n_h} & -[M_{hh} + (q_\infty b^2 / U_\infty^2) A_{hh2}]^{-1} \Phi_{gh}^T & \mathbf{0}^{n_h \times n_a} \\ \mathbf{0}^{n_a \times n_h} & \mathbf{0}^{n_a \times n_g} & \mathbf{0}^{n_a \times n_a} \end{bmatrix} \quad (2.40)$$

und die zugehörige Durchgriffsmatrix

$$D_{f\ st} \begin{bmatrix} \mathbf{0}^{n_g \times n_h} & \mathbf{0}^{n_g \times n_h} & \mathbf{0}^{n_g \times n_a} \\ \mathbf{0}^{n_g \times n_h} & \mathbf{0}^{n_g \times n_h} & \mathbf{0}^{n_g \times n_a} \\ \mathbf{0}^{n_g \times n_h} & -\Phi_{gh} [M_{hh} + (q_\infty b^2 / U_\infty^2) A_{hh2}]^{-1} \Phi_{gh}^T & \mathbf{0}^{n_g \times n_a} \end{bmatrix}. \quad (2.41)$$

Die Kräfte oder Momente infolge der Veränderungen der strukturellen Parameter im l -ten physikalischen Freiheitsgrad des Strukturmodells

$$f_{f\ st_g,l}(t) := \Delta M_{gg(l)} \ddot{q}_g(t) + \Delta D_{gg(l)} \dot{q}_g(t) + \Delta K_{gg(l)} q_g(t) \quad l = 1, 2, \dots, n_g \quad (2.42)$$

setzen sich aus der fiktiven Trägheitskraft $\Delta M_{gg(l)} \ddot{q}_g(t)$, der fiktiven Dämpfungskraft $\Delta D_{gg(l)} \dot{q}_g(t)$ und der fiktiven Steifigkeitskraft $\Delta K_{gg(l)} q_g(t)$ zusammen, wobei $\Delta M_{gg(l)}$, $\Delta D_{gg(l)}$ und $\Delta K_{gg(l)}$ die jeweils l -te Zeile des Unterschieds der Matrix des jeweiligen physikalischen Parameters bezeichnen. Kranock & Peterson [139, 140] drücken diese Kräfte als *zusätzliche innere Kräfte* beziehungsweise *innere Momente* infolge der, als Verringerung der Steifigkeit angenommen, Strukturschäden aus. Diese können mit Hilfe einer Konnektivitätsmatrix, welche die Verbindung der einzelnen Strukturelemente berücksichtigt, als, in den physikalischen Freiheitsgraden der Struktur wirkende, externe Kräfte (2.42) dargestellt werden. Die inneren Kräfte und Momente entsprechen dabei physikalisch

den Kräften die innerhalb der beschädigten Struktur von den Elementen mit veränderten physikalischen Parametern auf die Strukturelemente ausgeübt werden. Krajcin & Söffker [137] interpretieren Strukturschäden als *unbekannte externe Kräfte* infolge von Reibungseffekten oder unbekanntem Kontakten die auf die ungestörte mechanische Struktur wirken. Zur SHM einer Struktur ist es notwendig, das Auftreten dieser *unbekannten Fehlerkräfte* zu detektieren. Im Gebiet der Strukturschadensüberwachung werden meist Schadensmodelle benutzt, die eine additive Verringerung der physikalischen Steifigkeiten einzelner Strukturelemente im Bereich einer möglichen Beschädigung einer Struktur annehmen. Der Schaden wird damit als eine Schwächung des Widerstands dieses Elements gegen Verformungen unter Last angesehen.

Für den Fall diagonalen Matrizen der Unterschiede der physikalischen Parameter

$$\Delta M_{gg} = \text{diag}(\Delta m_{g,1}, \Delta m_{g,2}, \dots, \Delta m_{g,n_g}) \quad ,$$

$$\Delta D_{gg} = \text{diag}(\Delta d_{g,1}, \Delta d_{g,2}, \dots, \Delta d_{g,n_g})$$

und

$$\Delta K_{gg} = \text{diag}(\Delta k_{g,1}, \Delta k_{g,2}, \dots, \Delta k_{g,n_g})$$

ergibt sich für (2.42)

$$f_{fst_g,l}(t) := \Delta m_{g,l} \ddot{q}_{g,l} + \Delta d_{g,l} \dot{q}_{g,l} + \Delta k_{g,l} q_{g,l} \quad l = 1, 2, \dots, n_g \quad . \quad (2.43)$$

Die Fehlerkräfte infolge von Unterschieden der Strukturparameter sind für diesen Fall also entkoppelt. Die Fehlerkräfte in den physikalischen Koordinaten werden dann jeweils nur von einem physikalischen Parameter beeinflusst. Fehlerkräfte $f_{fst_g,l}(t) \neq 0$, ($l = 1, 2, \dots, n_g$) zeigen dann Knotenpunkte und damit Netzpunkte mit veränderten Parametern an. Damit ist eine einfache Isolation der Netzelemente mit veränderten Parametern möglich. Sind die Matrizen der additiven Parameterveränderungen jedoch nicht diagonal, werden durch die Veränderung eines physikalischen Parameters Fehlerkräfte in mehreren physikalischen Freiheitsgraden hervorgerufen. Abbildung 2.5 zeigt das konzentrierte System aus Abbildung 2.4 unter Wirkung der durch die Parameterveränderungen hervorgerufenen Fehlerkräfte. Das Modell besteht aus n_g Netzelementen. Es wirken die durch Veränderung der Strukturparameter hervorgerufenen fiktiven Trägheitskräfte $\Delta m_{g,l} \ddot{q}_{g,l}(t)$, ($l = 1, 2, \dots, n_g$), fiktiven Dämpfungskräfte $\Delta D_{gg(l)} \dot{q}_g(t)$, ($l = 1, 2, \dots, n_g$) sowie die fiktiven Steifigkeitskräfte $\Delta K_{gg(l)} q_g(t)$, ($l = 1, 2, \dots, n_g$). Die durch Veränderung der Knotenmassen hervorgerufenen Fehlerkräfte sind für die einzelnen Netzelemente entkoppelt. Für konzentrierte Systeme ist die physikalische Massenmatrix und damit die Matrix ΔM_{gg} der additiven Änderungen der Knotenmassen immer diagonal (Bathe [20, S. 213]) und bei Annahme einer massenproportionalen

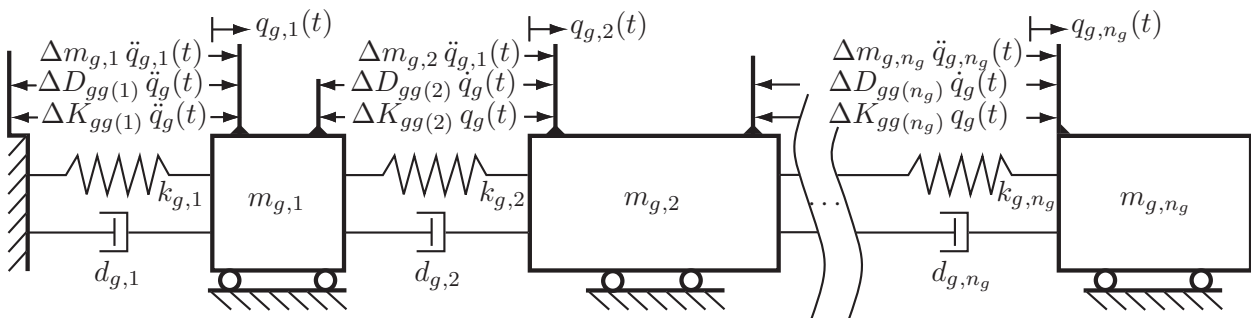


Abbildung 2.5: Konzentriertes Strukturmodell mit Fehlerkräften infolge von Parameterveränderungen

Dämpfung damit auch die Dämpfungsmatrix. Die Steifigkeitsmatrix weist meist keine diagonale Struktur³ auf.

³Kranock & Peterson [139, 140] untersuchen ein auf additiven Änderungen der physikalischen Steifigkeiten basierendes Schadensmodell $K_{gg} + \Delta K_{gg}$ mit

$$\Delta K_{gg} = F \Delta \kappa F^T \quad .$$

Werden die durch geänderte Strukturparameter verursachten Fehlerkräfte $f_{f_{st_h}}$ in generalisierten Koordinaten (2.30) als Fehlereingänge des Zustandsraumsystems (2.27) betrachtet, ergeben sich die lineare Fehlereingangsmatrix (2.28) und die lineare Fehlerdurchgriffsmatrix (2.29), die ebenfalls für die Fehlerkräfte $f_{f_{ae_h}}$, $f_{f_{cs_h}}$ und $f_{f_{gu_h}}$ gelten. Sollen hingegen die Fehlerkräfte $f_{f_{st_g}}$ infolge geänderter Strukturparameter in den physikalischen Koordinaten (2.39) als Fehlereingänge des Systems (2.27) angesehen werden, ergibt sich mit (2.38) und (2.28) beziehungsweise der Matrix \tilde{E}^{-1} aus (2.16) für die Fehlerkräfte infolge von veränderten Strukturparameter die Fehlereingangsmatrix zu

$$\begin{aligned} B_{f_{st}} &= \begin{bmatrix} \mathbf{I}^{n_h \times n_h} & \mathbf{0}^{n_h \times n_h} & \mathbf{0}^{n_h \times n_a} \\ \mathbf{0}^{n_h \times n_h} & [M_{hh} + (q_\infty b^2 / U_\infty^2) A_{hh2}]^{-1} & \mathbf{0}^{n_h \times n_a} \\ \mathbf{0}^{n_a \times n_h} & \mathbf{0}^{n_a \times n_h} & \mathbf{I}^{n_a \times n_a} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{0}^{n_h \times n_h} & \mathbf{0}^{n_h \times n_g} & \mathbf{0}^{n_h \times n_a} \\ \mathbf{0}^{n_h \times n_h} & \Phi_{gh}^T & \mathbf{0}^{n_h \times n_a} \\ \mathbf{0}^{n_a \times n_h} & \mathbf{0}^{n_a \times n_g} & \mathbf{0}^{n_a \times n_a} \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} \mathbf{0}^{n_h \times n_h} & \mathbf{0}^{n_h \times n_g} & \mathbf{0}^{n_h \times n_a} \\ \mathbf{0}^{n_h \times n_h} & [M_{hh} + (q_\infty b^2 / U_\infty^2) A_{hh2}]^{-1} \Phi_{gh}^T & \mathbf{0}^{n_h \times n_a} \\ \mathbf{0}^{n_a \times n_h} & \mathbf{0}^{n_a \times n_g} & \mathbf{0}^{n_a \times n_a} \end{bmatrix}. \end{aligned} \quad (2.44)$$

Die entsprechende Matrix des Fehlerdurchgriffs lautet dann

$$D_{f_{st}} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}^{n_g \times n_h} & \mathbf{0}^{n_g \times n_h} & \mathbf{0}^{n_g \times n_a} \\ \mathbf{0}^{n_g \times n_h} & \mathbf{0}^{n_g \times n_h} & \mathbf{0}^{n_g \times n_a} \\ \mathbf{0}^{n_g \times n_h} & \Phi_{gh} B_{f_{st},2,2} & \mathbf{0}^{n_g \times n_a} \end{bmatrix}. \quad (2.45)$$

Die in dieser Arbeit als parametrische Fehler betrachteten inneren Kräfte infolge der Veränderungen der Strukturparameter sowie der aerodynamischen Parameter wirken in generalisierten Koordinaten durch lineare Fehlereingangsmatrizen (2.28), und lineare Fehlerdurchgriffsmatrizen (2.29) auf das System. Auch die durch Veränderungen der Strukturparameter hervorgerufenen Fehlerkräfte in physikalischen Koordinaten wirken ebenfalls durch eine lineare Fehlerdistributions- (2.44) und Durchgriffsmatrix (2.45) auf das System. Die robuste Detektion, Isolation und Schätzung dieser Kräfte kann damit mit Hilfe von linearen, deterministischen Methoden der Fehlerüberwachung erfolgen. In der vorliegenden Arbeit werden diese Kräfte als Parameterfehler interpretiert. Diese Deutung ermöglicht damit den Einsatz linearer deterministischer Methoden zur Detektion der Parameterfehler. Eine ähnliche Betrachtung allerdings nicht für elastische Strukturen ist bei Ge & Fang [87] zu finden. Die meisten Untersuchungen von Parameterfehlern wie zum Beispiel im Ansatz des *multiplikativen Fehlers* nach García et al. [83, 84], García [85], Seliger & Frank [223] münden in, im Vergleich zu linearen Methoden aufwendigere, nichtlineare Betrachtungen. Es werden dann explizit die Parameterunterschiede als Fehler betrachtet. Dabei ergeben sich nichtlineare Fehlereingangsmatrizen die vom Systemzustand abhängen. Die robuste Detektion, Isolation und Schätzung der Parameterfehler, zum Beispiel innerhalb einer SHM Aufgabe, kann dann nur mit Hilfe nichtlinearer Methoden der Fehlerdetektion, zum Beispiel nach Garcia [85] und Seliger [222], García & Frank [82], oder Klein & Nielsen [127] erfolgen. Der Vektor der fiktiven Fehlerkräfte (2.39) sowie die Fehlereingangsmatrix nach Gleichung (2.44) kann auch mit Hilfe des Ansatzes der multiplikativen Fehler nach García et al. [83, 84] hergeleitet werden. In Abschnitt A.1 wird dies anhand eines *Zweimassensystems* (ZMS) gezeigt.

Die binäre $n_g \times N_\kappa$ Konnektivitätsmatrix F repräsentiert die Verbindungen der einzelnen Elemente innerhalb der Struktur. Die Matrix $\Delta\kappa \in \mathbb{R}^{N_\kappa \times N_\kappa}$ stellt die Veränderung der Beziehung zwischen Last und Verformung in den beschädigten Elementen dar und besitzt für lumped-Strukturmodelle eine Diagonalstruktur $\Delta\kappa = \text{diag}(\Delta k_{g,1}, \Delta k_{g,2}, \dots, \Delta k_{g,n_g})$ mit den Veränderungen der physikalischen Steifigkeitsparameter der einzelnen Strukturelemente auf der Hauptdiagonalen. Die Matrix F entstammt einer Faktorisierung der Steifigkeitsmatrix $K_{gg} = F \kappa F^T$ und ordnet die inneren Kräfte und Momente den äußeren Kräften und Momenten zu, die in den physikalischen Freiheitsgraden des Systems wirken. Sie kann mit der stiffness-method (displacement-method) zur Bestimmung der Strukturverformung bei statischen Lasten berechnet werden (siehe Hurty [105] und Kranock & Peterson [139, 140]). Die Matrix der physikalischen Steifigkeitsparameter κ ist für konzentrierte Strukturmodelle diagonal, für allgemeine Strukturmodelle blockdiagonal. Mit Hilfe dieses Ansatzes kann eine diagonale Struktur auch für die Matrix der Änderungen der physikalischen Steifigkeitsparameter erzwungen werden, um so eine Isolation des Netzelements mit veränderten Steifigkeitseigenschaften zu ermöglichen.

2.2.3 Parametrische Fehler in einer Multi-Modell Formulierung

Die in Abschnitt 2.2.2 untersuchten additiven Veränderungen der Parameter eines aeroelastischen Strukturmodells (2.26) können auch als Parameterunterschiede zwischen N Betriebspunkten mit dem Parametervektor

$$\Theta^{(i)} := \left(\Theta_g^{(i)\top}, \Theta_{ae}^{(i)\top} \right)^\top \quad i = 1, 2, \dots, N \quad (2.46)$$

nach (2.24) und (2.25) sowie einem Betriebspunkt $\Theta^{(i^*)} := \left(\Theta_g^{(i^*)\top}, \Theta_{ae}^{(i^*)\top} \right)^\top$ betrachtet werden. Mit dem Vektor der Strukturparameter jeweils an diesen Betriebspunkten

$$\Theta_g^{(i)\top} = \left(\Theta_{M_g}^{(i)\top}, \Theta_{D_g}^{(i)\top}, \Theta_{K_g}^{(i)\top} \right) \quad i = i^*, 1, 2, \dots, N$$

mit den physikalischen Massen

$$\Theta_{M_g}^{(i)\top} = \left(m_g^{(i),1}, m_g^{(i),2}, \dots, m_g^{(i),n_g} \right) \quad i = i^*, 1, 2, \dots, N \quad ,$$

den physikalischen Dämpfungen

$$\Theta_{D_g}^{(i)\top} = \left(d_g^{(i),1}, d_g^{(i),2}, \dots, d_g^{(i),n_g} \right) \quad i = i^*, 1, 2, \dots, N$$

sowie den physikalischen Steifigkeiten

$$\Theta_{K_g}^{(i)\top} = \left(k_g^{(i),1}, k_g^{(i),2}, \dots, k_g^{(i),n_g} \right) \quad i = i^*, 1, 2, \dots, N \quad .$$

Der Vektor der aerodynamischen Parameter am i -ten Betriebspunkt ergibt sich zu $\Theta_{ae}^{(i)} = \left(U_\infty^{(i)}, q_\infty^{(i)}, Ma^{(i)} \right)^\top$, ($i = i^*, 1, 2, \dots, N$). Die Bezugsflügelteiefe b wird als betriebspunktunabhängig angenommen. Nach (2.26) ergibt sich das aeroelastische System (2.16) am i^* -Betriebspunkt aus Sicht des i -ten Betriebspunkts zu

$$\begin{bmatrix} \mathbf{I}^{n_h \times n_h} & \mathbf{0}^{n_h \times n_h} & \mathbf{0}^{n_h \times n_a} \\ \mathbf{0}^{n_h \times n_h} & - \left[M_{hh}^{(i)} + \left(q_\infty^{(i)} b^2 / U_\infty^{(i)2} \right) A_{hh2}^{(i)} + \Delta_{M_{hh}}^{(i,i^*)} \right] & \mathbf{0}^{n_h \times n_a} \\ \mathbf{0}^{n_a \times n_h} & \mathbf{0}^{n_a \times n_h} & \mathbf{I}^{n_a \times n_a} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \dot{q}_h(t) \\ \ddot{q}_h(t) \\ \dot{x}_a(t) \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}^{n_h \times n_h} & \mathbf{I}^{n_h \times n_h} & \mathbf{0}^{n_h \times n_a} \\ K_{hh}^{(i)} + q_\infty^{(i)} A_{hh0}^{(i)} + \Delta_{K_{hh}}^{(i,i^*)} & D_{hh}^{(i)} + \left(q_\infty^{(i)} b / U_\infty^{(i)} \right) A_{hh1}^{(i)} + \Delta_{D_{hh}}^{(i,i^*)} & q_\infty^{(i)} D_h^{(i)} + \Delta_{\Delta_{ae_{h0}}}^{(i,i^*)} \\ \mathbf{0}^{n_a \times n_h} & E_h^{(i)} + \Delta_{E_h}^{(i,i^*)} & \left(U_\infty^{(i)} / b \right) R^{(i)} + \Delta_{\Delta_{ae}}^{(i,i^*)} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} q_h(t) \\ \dot{q}_h(t) \\ x_a(t) \end{pmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{0}^{n_h \times n_c} & \mathbf{0}^{n_h \times n_c} & \mathbf{0}^{n_h \times n_c} \\ q_\infty^{(i)} A_{hc0}^{(i)} + \Delta_{\Delta_{ae_{hc0}}}^{(i,i^*)} & \left(q_\infty^{(i)} b / U_\infty^{(i)} \right) A_{hc1}^{(i)} + \Delta_{\Delta_{ae_{hc1}}}^{(i,i^*)} & M_{hc}^{(i)} + \left(q_\infty^{(i)} b^2 / U_\infty^{(i)2} \right) A_{hc2}^{(i)} + \Delta_{\Delta_{ae_{hc2}}}^{(i,i^*)} \\ \mathbf{0}^{n_a \times n_c} & E_c^{(i)} + \Delta_{E_c}^{(i,i^*)} & \mathbf{0}^{n_a \times n_c} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \delta_c(t) \\ \dot{\delta}_c(t) \\ \ddot{\delta}_c(t) \end{pmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{0}^{n_h \times n_G} & \mathbf{0}^{n_h \times n_G} \\ q_\infty^{(i)} A_{hG0}^{(i)} + \Delta_{\Delta_{ae_{hG0}}}^{(i,i^*)} & \left(q_\infty^{(i)} b / U_\infty^{(i)} \right) A_{hG1}^{(i)} + \Delta_{\Delta_{ae_{hG1}}}^{(i,i^*)} \\ \mathbf{0}^{n_a \times n_G} & 1 / U_\infty^{(i)} E_G^{(i)} + \Delta_{\Delta_{ae_G}}^{(i,i^*)} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} w_G(t) \\ \dot{w}_G(t) \end{pmatrix} \quad i = 1, 2, \dots, N \quad . \quad (2.47)$$

Mit dem Unterschied der modalen Systemmasse

$$\Delta_{M_{hh}}^{(i,i^*)} := \Delta_{M_{hh}}^{(i,i^*)} + \Delta_{\Delta_{ae_{hh2}}}^{(i,i^*)} \quad (2.48)$$

der modalen Systemdämpfung

$$\Delta_{D_{hh}}^{(i,i^*)} := \Delta_{D_{hh}}^{(i,i^*)} + \Delta_{\Delta_{ae_{hh1}}}^{(i,i^*)} \quad (2.49)$$

und der modalen Systemsteifigkeit

$$\Delta_{\tilde{K}_{hh}}^{(i,i^*)} := \Delta_{K_{hh}}^{(i,i^*)} + \Delta_{ae_{hh0}}^{(i,i^*)} \quad (2.50)$$

zwischen dem i -ten Nominalbetriebspunkt und dem i^* -ten unbekanntem Betriebspunkt. Der Unterschied der modalen Systemmasse (2.48) setzt sich aus dem Unterschied der generalisierten Massenmatrix $\Delta_{M_{hh}}^{(i,i^*)} = M_{hh}^{(i^*)} - M_{hh}^{(i)}$ im Strukturmodell sowie dem Unterschied des Aerodynamikmodells $\Delta_{ae_{hh2}}^{(i,i^*)}$ zusammen. Ebenso besitzt der Unterschied der modalen Dämpfung (2.49) einen strukturellen Anteil $\Delta_{D_{hh}}^{(i,i^*)} = D_{hh}^{(i^*)} - D_{hh}^{(i)}$ sowie einen aerodynamischen Anteil $\Delta_{ae_{hh1}}^{(i,i^*)}$. Analog besteht der Unterschied der modalen Steifigkeit (2.50) aus dem Unterschied der Dämpfungsparameter des Strukturmodells $\Delta_{K_{hh}}^{(i,i^*)} = K_{hh}^{(i^*)} - K_{hh}^{(i)}$ und dem Unterschied der aerodynamischen Dämpfung $\Delta_{ae_{hh0}}^{(i,i^*)}$. Die Matrizen $\Delta_{ae_{hc0}}^{(i,i^*)}$, $\Delta_{E_h}^{(i,i^*)}$, $\Delta_{E_c}^{(i,i^*)}$, $\Delta_{ae}^{(i,i^*)}$, $\Delta_{ae_G}^{(i,i^*)}$ bezeichnen den Unterschied der Aerodynamik zwischen den Betriebspunkten.

Die Modelle an den $i = 1, 2, \dots, N$ Betriebspunkten stellen in einem MM-Kontext die Nominalmodelle des aeroelastischen Systems (2.16) dar. Das mit i^* gekennzeichnete Modell entspricht dem aeroelastischen System an einem unbekanntem Betriebspunkt. Nach den Betrachtungen in Abschnitt 2.2.2 können die Parameterunterschiede zwischen den Betriebspunkten als fiktive innere Kräfte auf die Nominalsysteme interpretiert werden. Das System an einem unbekanntem Betriebspunkt i^* kann nun nach (2.27) in einer Zustandsraumformulierung aus Sicht des i -ten Nominalmodells als

$$\dot{x}(t) = A^{(i)} x(t) + B_u^{(i)} u(t) + B_d^{(i)} d(t) + B_f^{(i)} f_{fh}^{(i,i^*)}(t) \quad (2.51a)$$

$$y(t) = C^{(i)} x(t) + D_u^{(i)} u(t) + D_d^{(i)} d(t) + D_f^{(i)} f_{fh}^{(i,i^*)}(t) \quad i = 1, 2, \dots, N \quad (2.51b)$$

mit der Systemmatrix nach (2.18) am i -ten Betriebspunkt

$$A^{(i)} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}^{n_h \times n_h} & \mathbf{I}^{n_h \times n_h} & \mathbf{0}^{n_h \times n_a} \\ \tilde{M}_{hh}^{(i)-1} \left[K_{hh}^{(i)} + q_\infty^{(i)} A_{hh0}^{(i)} \right] & \tilde{M}_{hh}^{(i)-1} \left[D_{hh}^{(i)} + \left(q_\infty^{(i)} b / U_\infty^{(i)} \right) A_{hh1}^{(i)} \right] & \tilde{M}_{hh}^{(i)-1} q_\infty^{(i)} D_h^{(i)} \\ \mathbf{0}^{n_a \times n_h} & E_h^{(i)} & \left(U_\infty^{(i)} / b \right) R^{(i)} \end{bmatrix}$$

wobei $\tilde{M}_{hh}^{(i)} = -[M_{hh}^{(i)} + (q_\infty^{(i)} b^2 / U_\infty^{(i)2}) A_{hh2}^{(i)}]$ gilt. Die Eingangsmatrix des bekannten Systemeingangs nach (2.19) am i -ten Betriebspunkt lautet

$$B_u^{(i)} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}^{n_h \times n_c} & \mathbf{0}^{n_h \times n_c} & \mathbf{0}^{n_h \times n_c} \\ \tilde{M}_{hh}^{(i)-1} \left[q_\infty^{(i)} A_{hc0}^{(i)} \right] & \tilde{M}_{hh}^{(i)-1} \left[\left(q_\infty^{(i)} b / U_\infty^{(i)} \right) A_{hc1}^{(i)} \right] & \tilde{M}_{hh}^{(i)-1} \left[M_{hc}^{(i)} + \left(q_\infty^{(i)} b^2 / U_\infty^{(i)2} \right) A_{hc2}^{(i)} \right] \\ \mathbf{0}^{n_a \times n_c} & E_c^{(i)} & \mathbf{0}^{n_a \times n_c} \end{bmatrix}.$$

Die Eingangsmatrix der unbekanntem Störung nach (2.20) kann am i -ten Betriebspunkt als

$$B_d^{(i)} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}^{n_h \times n_G} & \mathbf{0}^{n_h \times n_G} \\ \tilde{M}_{hh}^{(i)-1} \left[q_\infty^{(i)} A_{hG0}^{(i)} \right] & \tilde{M}_{hh}^{(i)-1} \left[\left(q_\infty^{(i)} b / U_\infty^{(i)} \right) A_{hG1}^{(i)} \right] \\ \mathbf{0}^{n_a \times n_G} & 1 / U_\infty^{(i)} E_G^{(i)} \end{bmatrix}$$

angeschrieben werden. Die Messmatrix nach (2.21) des i -ten Nominalmodells ergibt sich zu

$$C^{(i)} = \begin{bmatrix} \Phi_{gh}^{(i)} & \mathbf{0}^{n_g \times n_h} & \mathbf{0}^{n_g \times n_a} \\ \mathbf{0}^{n_g \times n_h} & \Phi_{gh}^{(i)} & \mathbf{0}^{n_g \times n_a} \\ \Phi_{gh}^{(i)} A_{2,1}^{(i)} & \Phi_{gh}^{(i)} A_{2,2}^{(i)} & \Phi_{gh}^{(i)} A_{2,3}^{(i)} \end{bmatrix}$$

sowie der Durchgriff der bekannten Systemeingänge nach (2.22) am i -ten Betriebspunkt zu

$$D_u^{(i)} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}^{n_g \times n_c} & \mathbf{0}^{n_g \times n_c} & \mathbf{0}^{n_g \times n_c} \\ \mathbf{0}^{n_g \times n_c} & \mathbf{0}^{n_g \times n_c} & \mathbf{0}^{n_g \times n_c} \\ \Phi_{gh}^{(i)} B_u^{(i)} ; 2,1 & \Phi_{gh}^{(i)} B_u^{(i)} ; 2,2 & \Phi_{gh}^{(i)} B_u^{(i)} ; 2,3 \end{bmatrix}$$

und der Durchgriff der Störung am i -ten Betriebspunkt nach (2.23) zu

$$D_d^{(i)} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}^{n_g \times n_c} & \mathbf{0}^{n_g \times n_c} \\ \mathbf{0}^{n_g \times n_c} & \mathbf{0}^{n_g \times n_c} \\ \Phi_{gh}^{(i)} B_d^{(i)} ; 2,1 & \Phi_{gh}^{(i)} B_d^{(i)} ; 2,2 \end{bmatrix}.$$

Die Eingangsmatrix der Fehlerkräfte in generalisierten Koordinaten ergibt sich nach (2.28) mit der Matrix $\tilde{E}^{(i)}$ nach (2.16) am i -ten Betriebspunkt zu

$$B_f^{(i)} = \tilde{E}^{(i)-1} = \begin{bmatrix} \mathbf{I}^{n_h \times n_h} & \mathbf{0}^{n_h \times n_h} & \mathbf{0}^{n_h \times n_a} \\ \mathbf{0}^{n_h \times n_h} & - \left[M_{hh}^{(i)} + \left(q_\infty^{(i)} b^2 / U_\infty^{(i)2} \right) A_{hh2}^{(i)} \right] & \mathbf{0}^{n_h \times n_a} \\ \mathbf{0}^{n_a \times n_h} & \mathbf{0}^{n_a \times n_h} & \mathbf{I}^{n_a \times n_a} \end{bmatrix}^{-1}$$

sowie die Durchgriffsmatrix der Fehlerkräfte am i -ten Betriebspunkt nach (2.29) zu

$$D_f^{(i)} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}^{n_g \times n_h} & \mathbf{0}^{n_g \times n_h} & \mathbf{0}^{n_g \times n_a} \\ \mathbf{0}^{n_g \times n_h} & \mathbf{0}^{n_g \times n_h} & \mathbf{0}^{n_g \times n_a} \\ \mathbf{0}^{n_g \times n_h} & \Phi_{gh} \tilde{E}_{2,2}^{(i)-1} & \mathbf{0}^{n_g \times n_a} \end{bmatrix}. \quad (2.52)$$

Die fiktiven Fehlerkräfte

$$f_{f_h}^{(i,i^*)}(t) = f_{f_{sth}}^{(i,i^*)}(t) + f_{f_{aeh}}^{(i,i^*)}(t) + f_{f_{csh}}^{(i,i^*)}(t) + f_{f_{guh}}^{(i,i^*)}(t) \quad (2.53)$$

in (2.51) werden dann als Parameterfehler zwischen den Nominalmodellen und dem System am unbekanntem i^* -ten Betriebspunkt interpretiert. Die durch die Unterschiede $\Delta_{\Theta_g}^{(i,i^*)}$ der Parameter der Strukturmodelle an den Betriebspunkten $i = 1, 2, \dots, N$ und dem i^* -ten Betriebspunkt hervorgerufenen generalisierten Fehlerkräfte nach (2.31) ergeben sich zu

$$f_{f_{sth}}^{(i,i^*)}(t) := \begin{bmatrix} \mathbf{0}^{n_h \times n_h} & \mathbf{0}^{n_h \times n_h} & \mathbf{0}^{n_h \times n_h} \\ \Delta_{M_{hh}}^{(i,i^*)} & \Delta_{D_{hh}}^{(i,i^*)} & \Delta_{K_{hh}}^{(i,i^*)} \\ \mathbf{0}^{n_a \times n_h} & \mathbf{0}^{n_a \times n_h} & \mathbf{0}^{n_a \times n_h} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \ddot{q}_h(t) \\ \dot{q}_h(t) \\ q_h(t) \end{pmatrix}. \quad (2.54)$$

Der Vektor der durch die Veränderungen der aerodynamischen Parameter $\Delta_{\Theta_{ae}}^{(i,i^*)}$ bewirkten generalisierten Fehlerkräfte nach (2.32) kann als

$$f_{f_{aeh}}^{(i,i^*)}(t) := \begin{bmatrix} \mathbf{0}^{n_h \times n_h} & \mathbf{0}^{n_h \times n_h} & \mathbf{0}^{n_h \times n_h} & \mathbf{0}^{n_h \times n_c} \\ \Delta_{ae_{hh2}}^{(i,i^*)} & \Delta_{ae_{hh1}}^{(i,i^*)} & \Delta_{ae_{hh0}}^{(i,i^*)} & \Delta_{ae_{h0}}^{(i,i^*)} \\ \mathbf{0}^{n_a \times n_h} & \Delta_{E_h}^{(i,i^*)} & \mathbf{0}^{n_a \times n_h} & \Delta_{ae}^{(i,i^*)} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \ddot{q}_h(t) \\ \dot{q}_h(t) \\ q_h(t) \\ x_a(t) \end{pmatrix} \quad (2.55)$$

angegeben werden. Die durch Unterschiede der aerodynamischen Parameter $\Delta_{\Theta_{ae}}^{(i,i^*)}$ hervorgerufenen und von den Steuerflächenausschlägen abhängigen generalisierten Fehlerkräfte nach (2.33) ergeben sich als

$$f_{f_{csh}}^{(i,i^*)}(t) := \begin{bmatrix} \mathbf{0}^{n_h \times n_c} & \mathbf{0}^{n_h \times n_c} & \mathbf{0}^{n_h \times n_c} \\ \Delta_{ae_{hc0}}^{(i,i^*)} & \Delta_{ae_{hc1}}^{(i,i^*)} & \Delta_{ae_{hc2}}^{(i,i^*)} \\ \mathbf{0}^{n_a \times n_c} & \Delta_{E_c}^{(i,i^*)} & \mathbf{0}^{n_a \times n_c} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \delta_c(t) \\ \dot{\delta}_c(t) \\ \ddot{\delta}_c(t) \end{pmatrix} = \Delta_{ae_c}^{(i,i^*)} u(t) \quad (2.56)$$

und die ebenfalls durch Veränderungen der aerodynamischen Parameter $\Delta_{\Theta_{ae}}^{(i,i^*)}$ hervorgerufenen jedoch von den Böengeschwindigkeiten abhängigen generalisierten Fehlerkräfte ergeben sich nach (2.34) zu

$$f_{fgh}^{(i,i^*)}(t) := \begin{bmatrix} \mathbf{0}^{n_h \times n_G} & \mathbf{0}^{n_h \times n_G} \\ \Delta_{ae_{hg0}}^{(i,i^*)} & \Delta_{ae_{hg1}}^{(i,i^*)} \\ \mathbf{0}^{n_a \times n_G} & \Delta_{ae_G}^{(i,i^*)} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} w_G(t) \\ \dot{w}_G(t) \end{pmatrix} = \Delta_{\tilde{ae}_G}^{(i,i^*)} d(t) \quad . \quad (2.57)$$

Aus der Zustandsraumdarstellung (2.51) kann mit

$$\begin{aligned} y(s) &= \underbrace{\left[C^{(i)} \left[s \mathbf{I}^{(2n_h+n_a) \times (2n_h+n_a)} - A^{(i)} \right]^{-1} B_u^{(i)} + D_u^{(i)} \right]}_{G_{u \rightarrow y}^{(i)}(s)} u(s) + \\ &+ \underbrace{\left[C^{(i)} \left[s \mathbf{I}^{(2n_h+n_a) \times (2n_h+n_a)} - A^{(i)} \right]^{-1} B_f^{(i)} + D_f^{(i)} \right]}_{G_{f \rightarrow y}^{(i)}(s)} f_{f_h}^{(i,i^*)}(s) + \\ &+ \underbrace{\left[C^{(i)} \left[s \mathbf{I}^{(2n_h+n_a) \times (2n_h+n_a)} - A^{(i)} \right]^{-1} B_d^{(i)} + D_d^{(i)} \right]}_{G_{d \rightarrow y}^{(i)}(s)} d(s) \quad i = 1, 2, \dots, N \quad , \end{aligned}$$

die $3n_g \times (3n_c + 2n_G + n_g)$ Matrix von Übertragungsfunktionen (TFM) für die Bewegungsgleichung (2.47) am i^* -ten Betriebspunkt aus Sicht des jeweils i -ten Nominalmodells

$$y(s) = \begin{bmatrix} G_{u \rightarrow y}^{(i)}(s) & G_{d \rightarrow y}^{(i)}(s) & G_{f \rightarrow y}^{(i)}(s) \end{bmatrix} \begin{pmatrix} u(s) \\ d(s) \\ f_{f_h}^{(i,i^*)}(s) \end{pmatrix} \quad i = 1, 2, \dots, N \quad , \quad (2.58)$$

angegeben werden. Wobei $G_{u \rightarrow y}^{(i)}(s)$ die $3n_g \times 3n_c$ TFM von den bekannten Steuerflächenausschlägen sowie deren erster und zweiter zeitlicher Ableitung auf die Messungen y , $G_{f \rightarrow y}^{(i)}(s)$ die $3n_g \times n_h$ TFM von den Fehlerkräften $f_{f_h}^{(i,i^*)}$ auf die Messungen y und $G_{d \rightarrow y}^{(i)}(s)$ die $3n_g \times 2n_G$ TFM der unbekanntenen Böengeschwindigkeiten und Böenbeschleunigungen auf die Messungen y jeweils am i -ten Nominalbetriebspunkt bezeichnet.

Mit der Laplace-Transformation von (2.30) sowie (2.54)–(2.57) ergibt sich

$$f_{f_h}^{(i,i^*)}(s) = \begin{bmatrix} \mathbf{0}^{n_h \times n_h} & \mathbf{0}^{n_h \times n_a} \\ s^2 \left[\Delta_{M_{hh}}^{(i,i^*)} + \Delta_{ae_{hh2}}^{(i,i^*)} \right] + s \left[\Delta_{D_{hh}}^{(i,i^*)} + \Delta_{ae_{hh1}}^{(i,i^*)} \right] + \Delta_{K_{hh}}^{(i,i^*)} + \Delta_{ae_{hh0}}^{(i,i^*)} & \Delta_{ae_{h0}}^{(i,i^*)} \\ s \Delta_{E_h}^{(i,i^*)} & \Delta_{ae}^{(i,i^*)} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{0}^{n_h \times 3n_c} & \mathbf{0}^{n_h \times 2n_G} \\ \Delta_{\tilde{ae}_c}^{(i,i^*)} & \Delta_{\tilde{ae}_G}^{(i,i^*)} \\ \mathbf{0}^{n_a \times 3n_c} & \mathbf{0}^{n_a \times 2n_G} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} q_h(s) \\ x_a(s) \\ u(s) \\ d(s) \end{pmatrix} \quad ,$$

und mit dem Unterschied der Systemmasse (2.48), der Systemdämpfung (2.49) und der Systemsteifigkeit (2.50)

$$f_{f_h}^{(i,i^*)}(s) = \begin{bmatrix} \mathbf{0}^{n_h \times n_h} & \mathbf{0}^{n_h \times n_a} & \mathbf{0}^{n_h \times 3n_c} & \mathbf{0}^{n_h \times 2n_G} \\ s^2 \Delta_{M_{hh}}^{(i,i^*)} + s \Delta_{\tilde{D}_{hh}}^{(i,i^*)} + \Delta_{\tilde{K}_{hh}}^{(i,i^*)} & \Delta_{ae_{h0}}^{(i,i^*)} & \Delta_{\tilde{ae}_c}^{(i,i^*)} & \Delta_{\tilde{ae}_G}^{(i,i^*)} \\ s \Delta_{E_h}^{(i,i^*)} & \Delta_{ae}^{(i,i^*)} & \mathbf{0}^{n_a \times 3n_c} & \mathbf{0}^{n_a \times 2n_G} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} q_h(s) \\ x_a(s) \\ u(s) \\ d(s) \end{pmatrix} \quad . \quad (2.59)$$

Die für eine MMA aktive Dämpfung eines aeroelastischen Systems mit dem unbekanntenen Betriebspunkt $\Theta^{(i^*)}$ notwendige Überwachung der Nominalmodelle an den Betriebspunkten $\Theta^{(i)}$,

($i = 1, 2, \dots, N$) hinsichtlich der als Parameterfehler angenommenen fiktiven Fehlerkräfte erfolgt in dieser Arbeit mit Methoden der linearen Fehlerdetektion. Die Grundlagen dieser Technologie werden im folgenden Abschnitt 2.3 erläutert.

2.3 Fehlerüberwachung technischer Systeme

Die zum Betrieb des MMAC zu lösende Detektionsaufgabe besteht nach den Betrachtungen in Abschnitt 2.2.3 in der Überwachung des aeroelastischen Systems an den nominalen Betriebspunkten hinsichtlich der durch Parameterunterschiede hervorgerufenen fiktiven Fehlerkräfte. Die Interpretation der parametrischen Fehler beziehungsweise Unterschiede als Kräfte wie in den Abschnitten 2.2.2 und 2.2.3 dargestellt ermöglicht es, die Detektion, Isolation und Schätzung dieser Fehler mit Hilfe von linearen, deterministischen, modellbasierten Methoden der Fehlerüberwachung durchzuführen. Dabei ist kein a priori Wissen über den zeitlichen Verlauf der Fehler erforderlich. Diese Aufgabe entspricht einer SHM dieses Systems wobei in der klassischen SHM zumeist nur Änderungen der Struktursteifigkeit als parametrische Fehler betrachtet werden.

Nachfolgend werden die Grundlagen der linearen, deterministischen, modellbasierten FD zusammen gefasst und diese Technologie in den Kontext einer MMA Anwendung gesetzt. Abschnitt 2.3.1 erläutert kurz die bisher in der Literatur dokumentierten typischen Hauptanwendungsgebiete dieser Technologie und motiviert den Einsatz einer neuartigen Filtertechnologie zur Überwachung komplexer aeroelastischer Strukturen. Den Schwerpunkt bildet die SHM als Spezialgebiet der Fehlerüberwachung. Abschnitt 2.3.2 enthält eine knappe Einführung in die Technologie der modellbasierten, gegenüber Störungen robusten Fehlerüberwachung. Dabei wird auch die Terminologie des Fachgebiets der Fehlerdetektion eingeführt und damit in den Kontext einer MMA-Regelung gestellt. Insbesondere werden in diesem Abschnitt die in dieser Arbeit eingesetzten neuartigen Detektoren erläutert. Abschnitt 2.3.3 fasst dann die speziellen Anforderungen an ein Fehlerüberwachungssystem für den Einsatz als Detektormodul des in dieser Arbeit entwickelten MMAC zusammen.

2.3.1 Bewertung von Technologien zur Überwachung aeroelastischer Strukturen

Infolge ansteigender Komplexität von sicherheitsrelevanten technischen Systemen und begünstigt durch ständig steigende Rechenleistung werden die immer leistungsfähigeren mathematischen Methoden in der Regelungstechnik mehr und mehr auch zur Fehlerüberwachung eingesetzt. Aufgabe der Fehlerüberwachung ist es, einen sicheren, wirtschaftlichen und umweltverträglichen Betrieb der überwachten Anlagen sicherzustellen. Sie stellen möglicherweise auftretende Fehler fest und ermöglichen so eine automatische oder manuelle Reaktion durch den Menschen auf die Fehlersituation. Insbesondere werden häufig Komponenten von Regelungs- oder Steuerungssystemen wie Aktuatoren oder Sensoren auf möglicherweise auftretende Fehler überwacht, um so eine *fehlerintolerante* Leistung dieser Systeme zu garantieren.

Technologien zur Fehlerüberwachung finden dabei in nahezu allen Bereichen technischer Systeme Anwendung. Hauptanwendungsgebiete sind zum Beispiel Fahrzeugtechnik, Luftfahrttechnik sowie Kraftwerkstechnik. Die Ursprünge der Fehlerüberwachung liegen im Bereich der Verfahrenstechnik. Ein spezielles Gebiet der Fehlerüberwachung stellen Aufgaben der SHM dar. Das Problem der SHM in Echtzeit ist dem in dieser Arbeit zu lösendem Detektionsproblem ähnlich. Trotz der im Vorangehenden dargestellten vielseitigen Anwendungsgebiete modellbasierter FD finden sich auf dem Gebiet der SHM nur sehr wenige Veröffentlichungen zur Nutzung von deterministischen Ansätzen. Hauptsächlich finden stochastische Algorithmen Anwendung wie sie zum Beispiel in Basseville & Nikiforov [16], Basseville [17] und Basseville et al. [19] dargestellt werden. Einige

Techniken und Formulierungen der SHM finden in der vorliegenden Arbeit im Entwurf des MMAC zur aktiven Strukturdämpfung Verwendung.

Die Detektion von Schäden ist ein wichtiges Mittel zur Erhöhung der Sicherheit und Zuverlässigkeit von Strukturen und Bauteilen. Durch ein frühzeitiges Erkennen von Schäden können Betriebskosten reduziert und Wartungsintervalle verlängert sowie die Betriebssicherheit erhöht werden. Eine besondere Bedeutung kommt dabei der Inspektion von unzugänglichen Strukturen zu.

Für Struktursysteme ergeben sich eine Vielzahl von Schadensfällen (siehe Kahl & Sirkis [115]). So können in Verbundwerkstoffen Querschnittsveränderungen, Matrixbrüche, Faserbrüche oder Ablösungen an der Oberfläche auftreten. Bei Aluminiumstrukturen können Querschnittsverringerungen, Korrosion, Ermüdungsbrüche, Sprödbrüche sowie plastisches Versagen auftreten. Diese Schäden können durch eine Vielzahl von Belastungen wie Stöße, Vibrationen, Ermüdung, Überlastung sowie durch thermische Einflüsse und Umwelteinflüsse verursacht werden. Jeder dieser Fehler bewirkt eine Veränderung der Geometrie und/oder Materialeigenschaften und kann daher als Veränderung der Parameter eines Strukturmodells betrachtet werden.

Die Arbeiten von Doebling et al. [57], Parloo et al. [200] sowie Verboven et al. [254] bieten einen umfassenden Überblick zum Stand der Technik auf dem Gebiet der SHM.

Choe & Baruh [47], Schmidt [216], Waller & Schmidt [259] setzen auf *Zustandsbeobachtern* basierende Detektionsfilter zur Schadenserkenkung an Strukturen ein. Spezielle *Luenberger Beobachter* verwenden Kranock & Peterson [139, 140] zur Schadensüberwachung elastischer Systeme. Liberatore et al. [144] setzen einen in White & Speyer [266] und Douglas & Speyer [58, 59] beschriebenen Detektionsfilter zur experimentellen Detektion von Einschnitten an einem Balken aus Aluminium ein. Kaiser [117] nutzt einen modellbasierten MX-Filter zur Schadensüberwachung von Faserverbundstrukturen. Krajcin & Söffker [137, 138], Söffker et al. [225], Söffker [226] setzen einen Proportional-Integral-Beobachter zur experimentellen Überwachung von elastischen Strukturen wie Platten und Balken ein. Die beobachterbasierte Schadensdetektion in rotierenden Strukturen beschreibt Söffker et al. [224].

Allen diesen Methoden insbesondere den beobachterbasierten Methoden gemeinsam ist, dass die Ordnung der eingesetzten Detektionsfilter der meist hohen Ordnung der Modelle der zu überwachenden Strukturen entspricht. Damit verbunden sind in der Regel Schwierigkeiten beim Filterentwurf, Probleme in der Echtzeitrealisierung und Stabilitätsprobleme infolge numerischer Ungenauigkeiten. Ebenso ist in den aufgeführten Ansätzen meist eine Entkopplung nicht messbarer Störungen die auf das zu überwachende System wirken unmöglich und wird in den genannten Arbeiten auch nicht diskutiert. Choe & Baruh [47] sowie Waller & Schmidt [259] erreichen durch modale Beobachter einer Kombination von Beobachtertheorie und Modalanalyse eine Reduktion der Ordnung der Detektionsfilter. Die so gebildeten Beobachter überwachen nur noch bestimmte Moden eines elastischen Systems.

Die in der vorliegenden Arbeit erstmals zur Überwachung komplexer elastischer Strukturen eingesetzten neuartigen Detektionsfilter weisen dank einer systematisch in den Syntheseprozess integrierten Ordnungsreduktion nur eine geringe Ordnung sowie die Möglichkeit zur exakten Entkopplung von nichtmessbaren Systemeingängen auf. Sie bieten damit ein hohes Potential für den Zeiteinsatz. Mit der in dieser Arbeit erstmalig vorgestellten Anwendung der Technologie der FD zur Schadensüberwachung aeroelastischer Systeme wird diese in einem Kontext präsentiert, der sich stark von den im Vorherigen angeführten und bereits erprobten Anwendungsgebieten unterscheidet. Die Integration einer deterministischen Strukturschadensüberwachung in einen MMAC zur aktiven Strukturdämpfung ist einer der Kernbeiträge dieser Arbeit.

2.3.2 Neuartige modellbasierte Filter zur robusten Fehlerüberwachung

Ein Fehler wird nach Frank [72], Blanke et al. [22] und Chen et al. [45] wie folgt definiert:

Definition 2.1 (Fehler) *Fault is understood as any kind of undesired and unexpected malfunction*

in the actual dynamic system, the plant, that leads to an unacceptable anomaly in the overall system performance and so does not longer satisfy its purpose.

In einigen Veröffentlichungen (zum Beispiel Willsky [269]) wird der Begriff *failure* an Stelle von *fault* verwendet. In den meisten Arbeiten vor allem in den Veröffentlichungen neueren Datums wird ein Fehler nur mit dem Begriff *fault* bezeichnet. Chen & Patton [43], Chen et al. [45] verwenden den Begriff *fault* für eine tolerierbare Störung des Systems, während *failure* einen kompletten Ausfall einer oder mehrerer Systemkomponenten (Katastrophe) bezeichnen. Eine tolerierbare Störung kann dabei einen Totalausfall ankündigen und in diesen übergehen. Auf dem Gebiet der Strukturschäden wird meist der Begriff *Schaden* (Doebbling et al. [57]) in der Bedeutung des Fehlers benutzt. Isermann & Ballé [106], Niemann et al. [185] erwähnen auch den Begriff *Fehlfunktion* für einen zeitlich nicht konstant auftretenden Fehler. In dieser Arbeit wird nur der Begriff Fehler verwendet und keine weitere Unterscheidung getroffen. Nach dem Bereich des Auftretens teilt Gertler [90, S. 2] die Fehler in drei Kategorien ein:

1. *Sensorfehler* (siehe Frank [72] und Clark [50, 51])
2. *Aktuatorfehler*
3. *Komponentenfehler*

Die Komponentenfehler können nach ihrer Wirkungsweise weiter in

1. *Additive Komponentenfehler*: Ein oder mehrere unbekannte Eingänge wirken auf das System, die im fehlerfreien Fall null sind. Diese Signale verursachen eine Veränderung des Systemausgangs sobald sie ungleich null werden. Diese Veränderungen sind unabhängig von den bekannten Systemeingängen. In diese Kategorie von Fehlern fallen zum Beispiel Leckagen.
2. *Multiplikative Komponentenfehler*: Plötzliche oder allmähliche Veränderungen der Systemparameter. Sie bewirken Änderungen der Systemausgänge, die auch von der Amplitude der bekannten Systemeingänge abhängig sind. Beispiele für derartige Fehler sind Verschleiß, Blockagen, Veränderung von physikalischen Systemparametern elastischer Strukturen wie Masse, Dämpfung oder Steifigkeit.

unterteilt werden. Nach dem zeitlichen Verhalten können nach Frank [72] zwei Fehlerarten unterschieden werden:

1. *Plötzliche Fehler* treten plötzlich, zum Beispiel sprunghaft, auf. Sie stehen meist im Zusammenhang mit sicherheitsrelevanten Fehlerüberwachungen.
2. *Schleichende Fehler* wie zum Beispiel Abnutzung, Ermüdung oder Messdrift. Langsame, schleichende Fehler werden meist in Verbindung mit Diagnosesystemen zur Unterstützung der Wartung technischer Systeme betrachtet.

Neben den bereits erwähnten Fehlern treten in Modellen technischer Systeme häufig auch Störungen, Rauschen und Modellierungsfehler auf. Dabei stellen Störungen ebenfalls unbekannt Systemeingänge dar und wirken wie additive Fehler. Als Fehler werden dann diejenigen unbekannt Systemeingänge bezeichnet, deren Auftreten überwacht und erkannt werden soll, während Störungen als nicht zu überwachende Signale betrachtet werden. Sowohl für die Störungen als auch für additive Fehler wird kein bestimmtes zeitliches Verhalten angenommen. Rauschen ist ebenfalls ein additives Störsignal, für das aber ein zufälliges zeitliches Verhalten angenommen wird. Modellierungsfehler, also Unterschiede zwischen realem System und dem Systemmodell infolge unsicherer Modellparameter, können als multiplikative Störungen betrachtet werden und sind in ihrer Wirkung mit den multiplikativen Fehlern identisch. Die Fehlerüberwachung technischer Systeme wird nach Willsky [269] in drei Disziplinen unterteilt:

1. *Fehlerdetektion*:
Binäre Entscheidung ob in dem überwachten System ein Fehler aufgetreten ist oder nicht. Willsky [269] nennt diese Aufgabe auch *Alarm*.
2. *Fehlerisolation*:
Bestimmung der Fehlerquelle.
3. *Fehlerschätzung* (siehe Chen & Speyer [46]):
Bestimmung des quantitativen Ausmaßes des Fehlers.

Die Aufzählung gibt dabei auch die logische Abfolge der Teilaufgaben der Fehlerüberwachung wieder. Unterschiedliche Techniken zur Fehlerschätzung können bei Chen et al. [44], Chen & Speyer [46], Friedland & Grabousky [75], Stoorvogel et al. [238], Stoustrup & Niemann [239] und Willsky & Jones [270] gefunden werden. Die Fehlerschätzung ist notwendig, um zum Beispiel festzustellen, wieviel von der Wirkung eines fehlerhaften Aktuators noch vorhanden ist, um noch eine notwendige Regelaufgabe wie zum Beispiel eine Notlandung eines Flugzeugs, zu bewältigen. In Veröffentlichungen wird meist jegliche Fehlerüberwachung technischer Systeme mit *FDI* (*Fault Detection and Isolation*) bezeichnet. Die Kombination aus Fehlerdetektion und Fehlerschätzung wird auch als *Fehlerdiagnose* (Blanke et.al. [22, S. 3]) bezeichnet. Auf dem Gebiet der FDI gibt es eine Vielzahl von Veröffentlichungen. Neben vier neueren Büchern von Blanke et.al. [22], Chen & Patton [43], Gertler [90] und Patton et.al. [203] gibt es eine große Anzahl von Übersichtsarbeiten zum Beispiel von Basseville [17], Chen et al. [45], Frank & Ding [71], Frank [72, 73, 74], Gertler [88, 89], Isermann [107], Isermann & Ballé [106, 108], Patton [202], Saberi et al. [211] und Venkatasubramanian et al. [250, 251, 252].

Ein grundlegender Gedanke der Fehlerüberwachung ist das Prinzip der *Redundanz*. Es wird zwischen *Geräteredundanz* (siehe Frank [72]) und *analytischer Redundanz* (siehe Clark [51]) unterschieden.

Zur Fehlerüberwachung mittels analytischer Redundanz werden die Ausgänge des zu überwachten Systems mit denen eines mathematischen Modells dieses Systems verglichen. Es handelt sich also um einen *modellbasierten* Ansatz zur Fehlerüberwachung, dessen Grundlage ein *quantitatives Modell* ist. Dieses beinhaltet die physikalischen Zusammenhänge des zu überwachten Systems in Form von mathematischen, funktionalen Beziehungen zwischen den Systemeingängen und Systemausgängen. Analytische Redundanz kommt im Gegensatz zur Geräteredundanz ohne zusätzliche Instrumente aus. Die analytische Redundanz kann sowohl zur Erkennung von Sensorfehlern als auch zur Überwachung von Systemen bezüglich Prozessfehlern und Aktuatorfehlern genutzt werden. Die modellbasierte Fehlerüberwachung kann auch in deterministische und statistische Methoden unterschieden werden. Einen Überblick über Methoden der statistischen Fehlerüberwachung ist in Basseville & Nikiforov [16], Basseville [17] zu finden. Modellbasierte Methoden der Fehlerüberwachung, erfordern eine genaue Kenntniss der Zusammenhänge des überwachten Systems in Form von quantitativen oder qualitativen Modellen.

In dieser Arbeit werden deterministische Methoden der analytischen Redundanz basierend auf quantitativen Modellen zur Detektion von Parameteränderungen beziehungsweise multiplikativen Komponentenfehlern näher betrachtet. In den meisten Veröffentlichungen, die Anwendungen dieser FD Technologie behandeln, wird die Überwachung von Systemen hinsichtlich Aktuator- oder Sensorfehlern beschrieben. Es finden sich nur sehr wenige Veröffentlichungen wie Garcia et al. [84], Garcia [85], Seliger [222] die sich mit der modellbasierten, deterministischen Detektion von multiplikativ wirkenden Komponentenfehlern beziehungsweise Parameterfehlern beschäftigen (siehe Isermann & Ballé [106]).

Grundsätzlich werden an modellbasierte Systeme zur Fehlerüberwachung folgende Anforderungen gestellt:

- Möglichst wenige versäumte Detektionen
- Geringe Fehlalarmrate
- Möglichst frühzeitige Detektion der Fehler
- Hohe Sensitivität für schleichende Fehler
- Robustheit der Detektion gegenüber unbekanntem, nicht messbaren, Systemeingängen und Modellierungsungenauigkeiten

Modellbasierte Fehlerdetektionssysteme gliedern sich meist in zwei Teile (siehe Frank [72]):

1. Erzeugung von *Residuen*
2. Auswertung dieser Residuen

Als Residuen werden skalare oder vektorielle Signale bezeichnet, die von den Fehlern beeinflusst werden (siehe Frank [72]). Abbildung 2.6 zeigt die schematische Darstellung eines modellbasierten Systems zur Fehlerüberwachung nach Frank [72] und Isermann [107]. Das System liefert, je nach den in dem Auswertungsmodul implementierten Funktionen der Fehlerüberwachung, Informationen über das Auftreten von Fehlern $f(t)$ (Fehlerdetektion), die fehlerhafte Komponente (Fehlerisolation) sowie die Größe des Fehlers (Fehlerschätzung) in dem zu überwachenden System. Ziel ist es Residuen

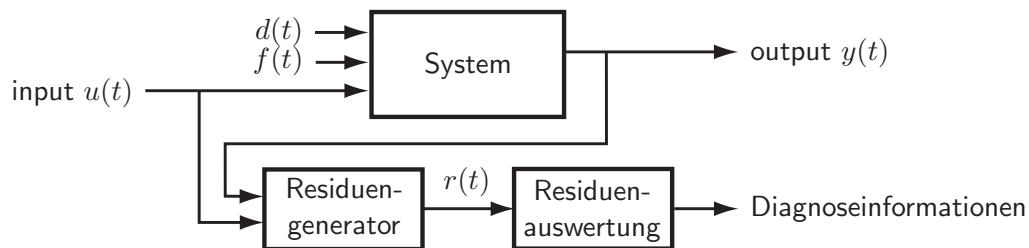


Abbildung 2.6: Schematische Darstellung eines modellbasierten Systems zu Fehlerüberwachung

Auf das zu überwachende System wirken die Fehler $f(t)$, die Störungen $d(t)$ sowie die bekannten Systemeingänge $u(t)$ ein. Der Residuengenerator bildet aus den Eingängen $u(t)$ und den Messungen $y(t)$ ein Residuum $r(t)$. Die Auswertung des Residuums liefert Informationen hinsichtlich des Fehlerzustands des Systems.

$r(t)$ zu erzeugen, so dass möglichst die ideale Detektionsbedingung (zum Beispiel Chen & Patton [43, S. 216])

$$r(t) = 0 \Leftrightarrow f(t) = 0 \quad (2.60a)$$

$$r(t) \neq 0 \Leftrightarrow f(t) \neq 0 \quad (2.60b)$$

erfüllt ist. Die Residuen sind also die Indikatoren für die Abweichung des überwachten Systems von seinem nominalen, fehlerfreien Verhalten und werden durch sogenannte *Residuengeneratoren* (siehe Abbildung 2.6), die auch *Fehlerdetektionsfilter* genannt werden, berechnet. Diese Generatoren basieren auf dem Ansatz der analytischen Redundanz eines mathematischen Modells des zu überwachenden Systems. Zur reinen Fehlerdetektion ist in der Regel nur ein einziges Residuum ausreichend. Zur Isolation eines Fehlers hingegen werden im Allgemeinen mehrere Residuen r_i , ($i = 1, 2, \dots, l$), ein *Satz von Residuen*, benötigt. Zur Erzeugung eines Residuensatzes werden meist auch mehrere Residuengeneratoren, ein *Satz von Generatoren*, benötigt. Nach Gertler [89] heißt ein Satz von Residuen *strukturiert* genau dann, wenn für jeden möglichen Fehler f_k , ($k = 1, 2, \dots, g$)

eine spezifische, eindeutige Teilmenge der Residuen r_{i_k} , ($k = 1, 2, \dots, g$) ungleich null ist. Es müssen also die Bedingungen

$$\begin{aligned} r_{i_k}(t) \neq 0 &\Leftrightarrow f_k(t) \neq 0 \quad i_k \subset \{1, 2, \dots, l\} \\ r_j(t) = 0 &\Leftrightarrow f_k(t) \neq 0 \quad j = \{j \in \{1, 2, \dots, l\} \mid j \notin i_k\} \end{aligned}$$

erfüllt sein. Einen Sonderfall eines Satzes strukturierter Residuen beschreibt Chen & Patton [43, S. 216]. Dabei besitzt der Residuenvektor die Dimension $l = g$ der Anzahl der Fehler und jedes Residuum wird nur von einem einzigen Fehler f_i ($i = 1, 2, \dots, g$) beeinflusst. Also gilt

$$r_i(t) = 0 \Leftrightarrow f_i(t) = 0 \quad (2.61a)$$

$$r_i(t) \neq 0 \Leftrightarrow f_i(t) \neq 0 \quad i = 1, 2, \dots, g \quad (2.61b)$$

Für den notwendigen Satz von Residuen r_i , ($i = 1, 2, \dots, l$) kann

$$r_i(t) = f(f_i(t)) \quad i = 1, 2, \dots, l \quad (2.62)$$

gelten. Hierbei stellt $f(\square)$ eine funktionale Beziehung dar (siehe Chen & Patton [43, S. 32]). Eine derartige Menge von Residuen wird *geordneter Residuensatz* genannt und geht auf die Arbeit von Clark [50] zurück. Detektionsbedingung (2.60) berücksichtigt keine Störungen. Jedoch sind Modellierungsungenauigkeiten sowie Störungen $d(t)$, also nicht messbare Systemeingänge, in komplexen technischen Systemen unvermeidlich. Deshalb sind zur Erzeugung robuster Fehlerüberwachungssysteme Residuengeneratoren zur Berechnung von *robusten Residuen* notwendig. Ein robustes Residuum ist unempfindlich gegen Modellierungsungenauigkeiten und Störungen und dabei gleichzeitig in hohem Maße sensitiv gegenüber Fehlern. Für die ideale, störungsrobuste Fehlerdetektionsbedingung gilt also

$$r(t) = 0 \Leftrightarrow f(t) = 0 \quad \text{für } d(t) = 0 \quad \wedge \quad d(t) \neq 0 \quad (2.63a)$$

$$r(t) \neq 0 \Leftrightarrow f(t) \neq 0 \quad \text{für } d(t) = 0 \quad \wedge \quad d(t) \neq 0 \quad (2.63b)$$

Die Störungsentkopplung der Residuen muss in dem gesamten Betriebsbereich des zu überwachenden Systems gültig sein. Durch Methoden der robusten Fehlerüberwachung können Residuen darüber hinaus auch von nicht zu überwachenden Fehlern entkoppelt werden. Diese werden dann in der Auslegung des Generators als Störungen betrachtet. So können strukturierte Residuensätze zur Fehlerisolation erzeugt werden.

Die Entwurfsanforderungen an eine robuste modellbasierte Fehlerüberwachung sind:

1. Maximale Detektionsleistung, indem Fehler möglichst schnell und sicher, also mit minimaler Verzögerung und Fehlalarmrate, detektiert werden
2. Minimale Sensitivität der Detektionsleistung gegen Modellierungsfehler, Parameterunsicherheiten und Störungen

Die Entkopplung der Residuen von Modellunsicherheiten infolge von unsicherer Modellierung oder Modellreduktion kann durch mehrere Ansätze erfolgen. Eine Möglichkeit ist die Anwendung von *Detektionsschwellen* $T = \text{const.}$ in der Detektionslogik (siehe Walker & Gai [257]). Die Schwelle ist dabei ein Maß für den Betrag des Residuums bei maximaler Modellunsicherheit und fehlerlosem Betrieb des zu überwachenden Systems. Die Detektionsbedingung für einen Fehler lautet dann

$$\begin{aligned} r(t) \leq T &\Leftrightarrow f(t) = 0 \\ r(t) > T &\Leftrightarrow f(t) \neq 0 \quad . \end{aligned}$$

Eine derartige Entkopplung wird als *passive Robustheit* (siehe Chen & Patton [43, Kap. 2.11]) bezeichnet. Es können dabei auch mit Hilfe eines *Schwellengenerators* zeitlich variable Schwellen $T(t)$ adaptiv zum Betriebszustand des zu überwachenden Systems berechnet werden (siehe Emami-Naeini et al. [64], Horak [101] und Rambeaux et al. [207],). Damit kann die Effizienz und Sensitivität der Fehlerdetektion erhöht werden. Für die Detektionsbedingung bei Anwendung von *adaptiven Detektionsschwellen* ergibt sich dann nach Chen & Patton [43, S. 216]

$$\begin{aligned} r(t) \leq T(t) &\Leftrightarrow f(t) = 0 \\ r(t) > T(t) &\Leftrightarrow f(t) \neq 0 \quad . \end{aligned}$$

Die zweite Möglichkeit zur Entkopplung der Residuen von Modellierungsungenauigkeiten wird als *aktive Robustheit* bezeichnet. Dabei werden ungefähre Modelle der Unsicherheiten verwendet, um die Modellierungsfehler als Störungen anzunähern von denen das Residuum dann entkoppelt wird oder vorhandene Redundanzen in von Modellierungsunsicherheiten stark beeinflusste und weniger stark beeinflusste einzuteilen. Zur Erzeugung der Residuen werden dann nur die weniger stark beeinträchtigten Redundanzen herangezogen (siehe Chow & Willsky [49]).

Grundlage der modellbasierten Fehlerüberwachung nach dem Prinzip der zeitlichen, analytischen Redundanz ist ein mathematisches Modell des zu überwachenden, fehlerfreien Systems. Das Modell muss alle zu überwachenden Systemkomponenten und alle Quellen der zu überwachenden Fehler berücksichtigen. Je besser die dabei verwendeten Modelle das dynamische Verhalten des überwachten Systems beschreiben umso höher ist die Zuverlässigkeit und Güte der Fehlerdetektion.

In dieser Arbeit werden Methoden der linearen Fehlerüberwachung als Detektorkomponente einer MMA-Regelung parametervarianter, elastischer Systeme angewendet. Als Modelle der zu überwachenden Systeme, die als Grundlage des Entwurfs der modellbasierten Residuengeneratoren dienen, werden lineare Systeme

$$\dot{x}(t) = Ax(t) + B_u u(t) + B_d d(t) + B_f f(t) \quad (2.64a)$$

$$y(t) = Cx(t) + D_u u(t) + D_d d(t) + D_f f(t) \quad (2.64b)$$

verwendet. Das System besitzt den Zustandsvektor $x \in \mathbb{R}^{n \times 1}$, den Vektor der bekannten Systemeingänge $u \in \mathbb{R}^{r_u \times 1}$, den Vektor der unbekannt Systemeingänge $d \in \mathbb{R}^{r_d \times 1}$, den Messvektor $y \in \mathbb{R}^{m \times 1}$ und den Vektor der, als additiv wirkend, angenommenen Fehler $f \in \mathbb{R}^{h \times 1}$. Die Matrix $A \in \mathbb{R}^{n \times n}$ bezeichnet die Systemmatrix, die Matrix $B_u \in \mathbb{R}^{n \times r_u}$ beschreibt die Wirkung der bekannten Eingänge auf das System, $B_d \in \mathbb{R}^{n \times r_d}$ ist die Eingangsmatrix der unbekannt Systemeingänge und $B_f \in \mathbb{R}^{n \times g}$ die Eingangsmatrix der Fehler (siehe Hou & Müller [103]). Die Spalten $B_{f(i)}$, ($i = 1, 2, \dots, g$) der Fehlereingangsmatrix werden als *Fehlereingangsvektoren* (siehe Douglas & Speyer [58]) bezeichnet. Die Matrix $C \in \mathbb{R}^{m \times n}$ stellt die Messmatrix dar und die Matrizen $D_u \in \mathbb{R}^{m \times r_u}$, $D_d \in \mathbb{R}^{m \times r_d}$ und $D_f \in \mathbb{R}^{m \times g}$ die direkten Durchgriffe der bekannten und unbekannt Systemeingänge u bzw. d sowie der Fehler f . Es wird bewusst ein System mit direktem Durchgriff der Eingänge auf den Systemausgang untersucht, da diese Systemklasse den Modellen (2.27) und (2.51) für elastische Strukturen mit der Messung von Beschleunigungen entspricht (siehe Abschnitt 2.2), für die in dieser Arbeit eine MMA-Regelung entworfen werden soll. Das System (2.64) entspricht in seiner Struktur dem Modell (2.51) eines aeroelastischen Systems an einem unbekannt Betriebspunkt aus Sicht eines ausgewählten nominalen Betriebspunkts. Die Fehler f entsprechen dann den durch die Parameterunterschiede zwischen diesen Betriebspunkten hervorgerufenen Fehlerkräften. Diese Fehlerkräfte werden in der vorliegenden Arbeit als Parameterfehler interpretiert. Ein modellbasierter, nach Prinzipien der analytischen Redundanz, für das System (2.64) entworfener Residuengenerator beziehungsweise Detektionsfilter Q kann in der allgemeinsten Form in der Zustandsraumdarstellung (siehe Abbildung 2.7) als

$$\dot{z}(t) = A_Q z(t) + B_{Q_y} y(t) + B_{Q_u} u(t) \quad (2.65a)$$

$$r(t) = C_Q z(t) + D_{Q_y} y(t) + D_{Q_u} u(t) \quad (2.65b)$$

angegeben werden. Mit dem Zustandsvektor $z \in \mathbb{R}^{n_Q \times 1}$ und dem Vektor der Residuen $r \in \mathbb{R}^{l \times 1}$ sowie der Dynamikmatrix $A_Q \in \mathbb{R}^{n_Q \times n_Q}$, den Eingangsmatrizen $B_{Q_y} \in \mathbb{R}^{n_Q \times m}$, $D_{Q_y} \in \mathbb{R}^{l \times m}$ der Messungen und den Eingangsmatrizen $B_{Q_u} \in \mathbb{R}^{n_Q \times r_u}$, $D_{Q_u} \in \mathbb{R}^{l \times r_u}$ der bekannten Eingänge des zu überwachenden Systems. Abbildung 2.7 zeigt das Blockschaltbild eines modellbasierten Residuengenerators, aufgeschaltet auf ein zu überwachendes System. Im Frequenzbereich ergibt

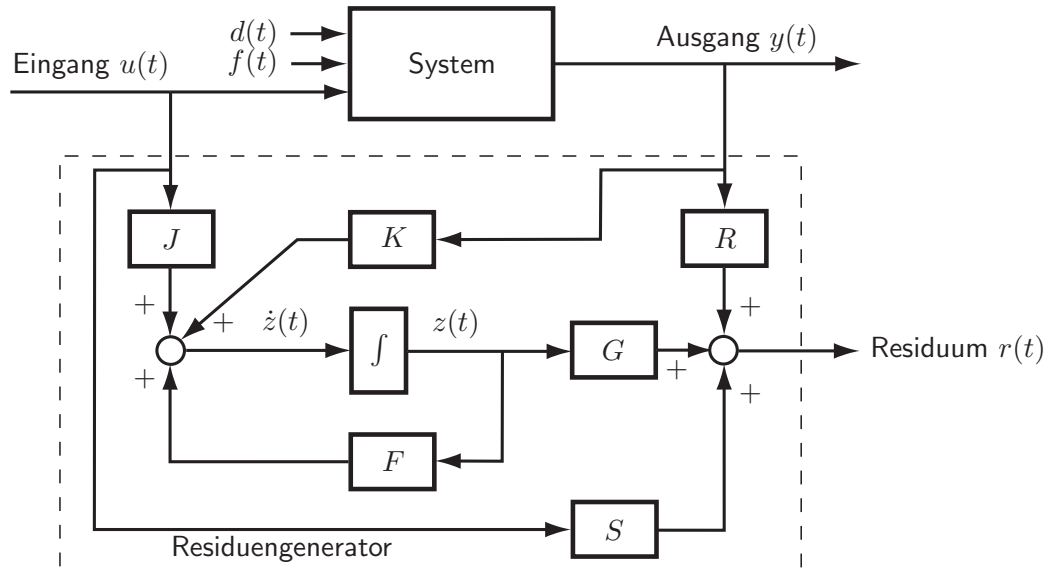


Abbildung 2.7: Blockschaltbild eines modellbasierten Residuengenerators (siehe Chen & Patton [43] (Abb. 2.17)) aufgeschaltet auf das zu überwachende System

Auf das System wirken neben den bekannten Eingängen $u(t)$ die Fehler $f(t)$ sowie unbekannte Eingänge und Störungen $d(t)$ ein.

sich für den Filter

$$r(s) = Q(s) \begin{pmatrix} y(s) \\ u(s) \end{pmatrix} = G_{Q_{u \rightarrow r}}(s) u(s) + G_{Q_{y \rightarrow r}}(s) y(s) \quad , \quad (2.66)$$

mit der $l \times r_u$ TFM $G_{Q_{u \rightarrow r}}(s)$ von den bekannten Eingängen u des zu überwachenden Systems (2.64) auf die Residuen r und der $l \times m$ TFM $G_{Q_{y \rightarrow r}}(s)$ von den Messungen y des zu überwachenden Systems (2.64) auf die Residuen r . Eine Übertragung des zu überwachenden Systems (2.64) in den Frequenzbereich ergibt die Formulierung

$$y(s) = G_{u \rightarrow y}(s) u(s) + G_{d \rightarrow y}(s) d(s) + G_{f \rightarrow y}(s) f(s) \quad (2.67)$$

mit der $m \times r_u$ TFM

$$G_{u \rightarrow y}(s) := C [s \mathbf{I}^{n \times n} - A]^{-1} B_u + D_u$$

von den bekannten Systemeingängen u auf die Messungen y , der $m \times r_d$ TFM

$$G_{d \rightarrow y}(s) := C [s \mathbf{I}^{n \times n} - A]^{-1} B_d + D_d$$

von den Störungen d auf die Messungen y und der $m \times g$ TFM

$$G_{f \rightarrow y}(s) := C [s \mathbf{I}^{n \times n} - A]^{-1} B_f + D_f$$

von den Fehlern f auf die Messungen y . Bei Aufschaltung des Filters (2.65) auf das System (2.64) beziehungsweise (2.67) ergibt sich mit (2.66) und (2.67) für des Residuum

$$r(s) = [G_{Q_{y \rightarrow r}}(s), G_{Q_{u \rightarrow r}}(s)] \begin{bmatrix} G_{u \rightarrow y}(s) & G_{d \rightarrow y}(s) & G_{f \rightarrow y}(s) \\ \mathbf{I}^{r_u \times r_u} & \mathbf{0}^{r_u \times r_d} & \mathbf{0}^{r_u \times h} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} u(s) \\ d(s) \\ f(s) \end{pmatrix} . \quad (2.68)$$

Um die Bedingung zur robusten Fehlerüberwachung (2.63) zu erfüllen, muss in (2.68)

$$[G_{Q_{y \rightarrow r}}(s), G_{Q_{u \rightarrow r}}(s)] \begin{bmatrix} G_{u \rightarrow y}(s) & G_{d \rightarrow y}(s) \\ \mathbf{I}^{r_u \times r_u} & \mathbf{0}^{r_u \times m} \end{bmatrix} = \mathbf{0}^{l \times (r_u + r_d)} \quad (2.69)$$

erreicht werden. Die TFM des Detektionsfilters liegt damit im linken Nullraum $\mathcal{N}_L(H(s))$ von

$$H(s) := \begin{bmatrix} G_{u \rightarrow y}(s) & G_{d \rightarrow y}(s) \\ \mathbf{I}^{r_u \times r_u} & \mathbf{0}^{r_u \times r_d} \end{bmatrix}. \quad (2.70)$$

Die Dimension des Nullraums ergibt sich nach Blanke et al. [22, S. 179] zu

$$\dim(\mathcal{N}_L(H(s))) = r_u + m - \text{rank}(H(s)) = r_u + m - (r_u + r_d) = m - r_d, \quad ,$$

mit der Annahme, dass $G_{d \rightarrow y}(s)$ vollen Spaltenrang besitzt. Um einen $\mathcal{N}_L(H(s)) \neq \mathbf{0}^{(m+r_u) \times (r_u+r_d)}$ zu erhalten, muss also die Anzahl der Messungen größer als die Anzahl der Störungen,

$$m > r_d, \quad (2.71)$$

sein.

Zur Detektierbarkeit des i -ten Fehlers muss nach Blanke et al. [22, S. 184] zudem

$$G_{Q_{y \rightarrow r}}(s) G_{f_i \rightarrow y}(s) \neq \mathbf{0}^{l \times 1}$$

erfüllt sein. Mit der Übertragungsfunktion $G_{f_i \rightarrow y}(s)$ des i -ten Fehlers f_i auf die Messungen, beziehungsweise der i -ten Spalte der TFM $G_{f \rightarrow y}(s)$. Nach (2.69) muss ebenfalls

$$G_{Q_{y \rightarrow r}}(s) G_{d \rightarrow y}(s) = \mathbf{0}^{l \times r_d}$$

erfüllt sein. $G_{f_i \rightarrow y}(s)$ darf damit nicht eine Linearkombination der Spalten der TFM $G_{d \rightarrow y}(s)$ darstellen. Diese Bedingung ist erfüllt, wenn

$$\text{rank}[G_{d \rightarrow y}(s), G_{f_i \rightarrow y}(s)] > \text{rank}(G_{d \rightarrow y}(s))$$

gilt. Nach der *Detektierbarkeit* werden Fehler in

1. Schwach detektierbar

Definition nach Blanke et al. [22, S. 178; Def. 6.1]:

Definition 2.2 (Schwache Detektierbarkeit) Der i -te Fehler ($f_i(t) \neq 0$ für alle $t \geq 0$) ist schwach detektierbar wenn ein stabiler Residuengenerator existiert, so dass $r(t)$ von $f_i(t)$ beeinflusst wird.

2. Stark detektierbar

Definition Blanke et al. [22, S. 178; Def. 6.2]:

Definition 2.3 (Starke Detektierbarkeit) Ein Fehler f_i ist stark detektierbar wenn ein stabiler Residuengenerator existiert, so dass $r(t)$ im stationären Zustand einen Wert ungleich von Null annimmt bei einem Fehlersignal das einen begrenzten Endwert ungleich Null besitzt.

eingeteilt. Starke Detektierbarkeit ist vor allem bei zeitlich konstanten oder sich langsam ändernden Fehlern⁴ entscheidend. Tritt ein Fehler abrupt zum Beispiel als Sprung auf, ist der Effekt auf das Residuum nur ein kurzer Puls. Sind derartige Fehler nicht stark detektierbar, haben sie nur eine

⁴Solche Fehler werden in der Literatur (Chen & Patton [43, S. 6]) häufig mit *incipient faults* bezeichnet.

geringe Wirkung auf das Residuum und sind damit nur schwer festzustellen.

Häufig wird zur eigentlichen Detektionsentscheidung in der Residuenauswertung ein aus den Residuen berechnetes *verbessertes Residuum* (Basseville [18], Basseville et al. [19])⁵ herangezogen. Das verbesserte Residuum wird auch *Fehlerdetektionssignal* (siehe Shields et al. [231]), Entscheidungsfunktion (Frank [70, 73]) oder Auswertungsfunktion (Frank [71]) genannt.

Zur Auslegung des Generators (2.65) mit den im Vorangehenden geforderten Eigenschaften sind eine Vielzahl von Ansätzen in der Literatur zu finden. Die einfachste Möglichkeit zur modellbasierten Erzeugung von Residuen mit Hilfe von Methoden der analytischen Redundanz ist die Systemduplikation, bei der ein mathematisches Modell des zu überwachenden Systems parallel zu dem zu überwachenden System geschaltet wird (siehe zum Beispiel Médar et al. [159]). Als Residuum dient dann der Fehler zwischen dem Ausgang des zu überwachenden Systems und dem Ausgang des Modells dieses Systems.

Eine geringe Abweichung vom Prinzip der Systemduplikation stellen *beobachterbasierte Methoden* zur Residuenerzeugung dar. Dabei wird aus Gründen der Stabilität, Konvergenz im Hinblick auf unterschiedliche Anfangsbedingungen sowie, um eine größere Entwurfsfreiheit, zum Beispiel zur Entkopplung von Störungen, zu erlangen, der Schätzfehler in das Modell zurückgeführt (siehe Frank [73]). Diese Möglichkeit zur Realisierung modellbasierter, analytischer Redundanz ist wohl die am häufigsten gewählte Methode zur Erzeugung von Residuen. Die zur Lösung der Regelungsaufgabe in dieser Arbeit zu überwachenden Systeme (2.64) beziehungsweise (2.51) weisen einen direkten Durchgriff der Störung auf den Systemausgang auf. Für derartige Systeme kann jedoch für die mit Hilfe eines Beobachters erzeugten Residuen im Allgemeinen keine vollständige Entkopplung der Residuen von den Störungen erreicht werden. Die Residuen sind damit nicht robust.

Ebenso besitzen die auf einem Beobachter basierenden Detektionsfilter zumeist die Ordnung des zu überwachenden Systems und sind aus diesen beiden Gründen zur Lösung des strukturmechanischen Detektionsproblems dieser Arbeit eher ungeeignet. Ding & Frank [55, 56] beschreiben eine Methode zur Erzeugung eines auf einem *Luenberger-Beobachter* basierenden Detektionsfilters mit vollständiger Entkopplung der Störung bei direktem Durchgriff sowie der Möglichkeit, die Ordnung des Filters zu reduzieren. Der Algorithmus zeigt jedoch numerische Schwierigkeiten insbesondere bei der Anwendung auf Systeme mit einer ähnlich hohen Ordnung wie sie die in dieser Arbeit betrachteten aeroelastischen Modelle aufweisen.

Die Berechnung des Filters $Q(s)$ (2.66), so dass (2.69) erfüllt ist, lässt sich nach Blanke et al. [22, S. 179] als eine Berechnung der *irreduziblen Polynomialbasis*⁶ des rationalen Vektorraums $\mathcal{N}_L(H(s))$ interpretieren. Zur Berechnung der Basis des *Nullraums* $\mathcal{N}_L(H(s))$ präsentieren Frisk [76, 77], Frisk & Nyberg [78, 79], Nyberg & Frisk [192] und Nyberg & Nielsen [193] ein Verfahren das auf der Manipulation von Polynomen beruht. Douglas & Speyer [58, 59], White & Speyer [266] bestimmen den linken Nullraum in einer beobachterbasierten Auslegung mit Hilfe einer Eigenvektorzuzuweisung.

Varga [246, 247, 249] präsentiert einen Ansatz zur Berechnung des Filters $Q(s)$ mit Hilfe von Operationen auf rationalen Matrizen. Dieser bietet, wie in Varga [247] dargelegt eine, im Gegensatz zu den Polynomialansätzen, numerisch stabile sowie numerisch zuverlässige Möglichkeit zur Berechnung einer Basis eines rationalen Nullraums der rationalen Matrix $H(s)$. Für die effiziente Nutzung der Detektionsfilter insbesondere zur Überwachung von elastischen oder aeroelastischen Strukturen, deren Modelle üblicherweise eine hohe Ordnung besitzen, ist es entscheidend Filter mit möglichst geringer Ordnung zu berechnen. Der Algorithmus aus Varga [247] ist in der Lage eine Basis $\mathcal{N}_L(s)$ des Nullraums $\mathcal{N}_L(H(s))$ und damit einen Generator $Q(s)$ geringster Ordnung zu bestimmen. Dabei werden nach Varga [247] folgende Schritte ausgeführt:

⁵Im Kontext von MMA Regelungen wird ein verbessertes Residuum auch als *Überwachungssignal*, *Gütesignal* (Morse [166]) oder Modellgültigkeitsfunktion (Banerjee et al. [12], Johansen & Foss [110]) bezeichnet.

⁶Eine *irreduziblere* (engl. irreducible) Polynomialmatrix besitzt vollen Rang für alle s (siehe Kailath [116, S. 378]).

1. Berechnung einer Basis $N_L(s)$ des linken Nullraums von $H(s)$ (siehe (2.70)) mit minimalem *McMillan-Grad*⁷.

Ausgangspunkt der Berechnung ist der Zusammenhang, dass $N_R(s)$ eine Basis des rechten Nullraums von $H(s)$ mit der Deskriptordarstellung $H(s) := C_H [s E_H - A_H]^{-1} B_H + D_H$ darstellt wenn $[M(s), N_R(s)]^T$ eine Basis des rechten Nullraums der Systemmatrix

$$S_H(s) = \begin{bmatrix} A_H - s E_H & B_H \\ C_H & D_H \end{bmatrix}$$

ist. So kann zur Berechnung von $N_R(s)$ eine Nullraumbasis $Y(s)$ für $S_H(s)$ berechnet werden, aus der sich $N_R(s)$ zu $N_R(s) = [\mathbf{0}^{n \times n}, \mathbf{I}^{m \times m}] Y(s)$ ergibt. Damit kann $N_R(s)$ durch die Anwendung von linearen Pencil-Reduktionsalgorithmen basierend auf orthogonalen Transformationen berechnet werden. Die Basis des linken Nullraums $N_L(s)$ kann durch Anwendung des Algorithmus auf $H^T(s)$ bestimmt werden. Stabile Basen können dann mit Hilfe einer stabilen, rechten Koprimefaktorisation $N(s) = \tilde{N}(s) \tilde{M}^{-1}(s)$ erzeugt werden. Die Matrix $\tilde{N}(s)$ wird dann als Nullraumbasis angenommen.

Die Berechnung liefert die Nullraumbasis mit dem geringsten *McMillan-Grad* in einer Deskriptordarstellung und kann ausschließlich durch die Manipulation von Zustandsraummatrizen erfolgen.

2. Zerlegung von $N_L(s)$ als

$$N_L(s) = \begin{bmatrix} N_{L,1}(s) \\ N_{L,2}(s) \end{bmatrix}$$

so dass

$$N_{L,1}(s) \begin{bmatrix} G_{f_i \rightarrow y}(s) \\ \mathbf{0}^{r_u \times h} \end{bmatrix} \neq \mathbf{0}^{(m+r_u) \times 1} \quad i = 1, 2, \dots, l \quad .$$

3. Bestimmung einer rationalen Matrix $X(s)$, so dass

$$\tilde{Q}(s) := N_{L,1}(s) + X(s) N_{L,2}(s)$$

den geringst möglichen *McMillan-Grad* besitzt.

Für $N_1(s) := N_{L,1}^T(s)$ and $N_2(s) := N_{L,2}^T(s)$ muss dann entsprechend die rationale Matrix $X(s)$ bestimmt werden, so dass $N_1(s) + N_2(s) X(s)$ minimalen *McMillan-Grad* besitzt. Die Menge der Lösungen des Problems ist dann

$$\mathcal{S}(s) = \{ N_1(s) + N_2(s) X(s) \mid \text{for all } X(s) \} \quad .$$

Jede Lösung $Z(s) \in \mathcal{S}(s)$ erfüllt die Bedingung $H^T(s) Z(s) = 0$. Um eine Lösung des Problems der Auslegung des Residuengenerators zu sein, muss $Z(s)$ auch $[G_{f_i \rightarrow y}(s), \mathbf{0}^{r_u \times h}]^T Z(s) \neq \mathbf{0}^{(m+r_u) \times 1}$ erfüllen.

Durch eine Pol-Nullstellen Kürzung werden möglichst viele Eigenwerte des Generators unkontrollierbar gemacht.

4. Der Generator $Q(s)$ wird als der Zählerfaktor der stabilen, linken Ko-Primfaktorisation $\tilde{Q}(s) = M^{-1}(s) R(s)$ definiert.

Der Filter $Q(s)$ entspricht in seinen Fähigkeiten, bei $G_{f \rightarrow r}(s) = 1$ für $h = 1$, einem Beobachter minimaler Ordnung zur Schätzung des auf ein System wirkenden unbekanntem Eingangs f , des Fehlers, bei vollständiger Entkopplung dieser Schätzung von den Störungen d . Die Algorithmen sind in einer MATLAB FDI-Toolbox verfügbar (siehe Varga [248]).

⁷Nach Kailath [116, S. 466] ist der *McMillan-Grad* einer properen rationalen Matrix definiert als die Summe der Ordnungen der Nennerpolynome in der Smith-McMillan Darstellung.

Der folgende Abschnitt 2.3.3 fasst die Anforderungen an eine Fehlerdetektion für den Einsatz in einer fehlerdetektionsbasierten MMA aktiven Regelung aeroelastischer Strukturen zusammen und setzt die in diesem Abschnitt erläuterte Technologie der linearen modellbasierten Fehlerüberwachung in den Kontext einer MMA Anwendung.

2.3.3 Anforderungen an die Fehlerüberwachung in der modelladaptiven Regelung

Zur Auslegung einer MMA aktiven Regelung für eine elastische oder aeroelastische Struktur mit veränderlichen oder unsicheren Parametern wird eine Menge von Nominalbetriebspunkten des Systems spezifiziert. Das in Abschnitt 2.1 dargestellte Kernproblem einer MMA aktiven Dämpfung ist es, aus der Menge dieser Nominalbetriebspunkte denjenigen zu detektieren, der dem aktuellen Betriebszustand der Regelstrecke im Sinne des Parameterabstands nächstgelegenen ist. Dazu sind die Detektion sowie die Schätzung der multiplikativ wirkenden Komponentenfehler, die den Unterschied zwischen den Nominalbetriebspunkten und dem unbekanntem Betriebspunkt der Regelstrecke darstellen, notwendig. Nach Abschnitt 2.2.3 können derartige Parameterunterschiede oder Parameterveränderungen wie in Abschnitt 2.2.2 ausgeführt als fiktive Kräfte interpretiert werden. Die Kraftinterpretation der Fehler ermöglicht es, die Überwachung der Nominalmodelle hinsichtlich der Parameterfehler mit den in Abschnitt 2.3 vorgestellten vielseitigen Methoden der linearen Fehlerüberwachung durchzuführen. Methoden der linearen Fehlerüberwachung werden innerhalb des in dieser Arbeit entwickelten MMAC zur Detektion und (qualitativen) Identifikation sowie Isolation der Fehlerkräfte verwendet. Ein Problem dieser Überwachungsaufgabe stellt die infolge der unendlichen Anzahl von Betriebspunkten in einer spezifizierten Envelope der Regelstrecke unendlich hohe Anzahl der zu überwachenden Parameterfehler dar. Für die Fehler ist damit kein a priori Wissen vorhanden. Derartige Fehler werden auch *unerwartete Fehler* Yen & Ho [274] genannt. Die Nominalbetriebspunkte des MMAC stellen in der vorgestellten Detektionsmethode die *erwarteten Fehler* dar. Die Überwachung der Nominalmodelle hinsichtlich der in dieser Arbeit als Parameterfehler interpretierten fiktiven Fehlerkräfte ist eng verwandt mit der SHM elastischer Strukturen. Eine SHM hat freilich meist die Detektion von Kräften zum Ziel, die insbesondere durch reduzierte Steifigkeit infolge von Rissen oder Brüchen hervorgerufen werden. In dieser Arbeit werden in einem auf analytischer Redundanz beruhenden modellbasierten Ansatz neuartige Detektionsfilter zur Fehlerüberwachung der Nominalmodelle eingesetzt. Bisher sind in der Literatur nur wenige Untersuchungen zur Anwendung eines in diese Klasse gehörenden Ansatzes für die robuste Schadensüberwachung von Strukturen zu finden.

In der vorliegenden Arbeit wird an jedem Nominalbetriebspunkt mit Hilfe der Filter nach Varga [247] je ein skalares Residuum $r^{(i)}$, ($i = 1, 2, \dots, N$) zur Detektion berechnet. Für den Einsatz in einer MMA aktiven Dämpfung muss das Residuum die rein binäre Fehlerdetektion ausgedrückt in der Bedingung (2.63) für die ideale, robuste Fehlerdetektion erfüllen. Das Residuum ist dann in der Lage, eine exakte Übereinstimmung des Nominalbetriebspunkts für den es berechnet wird mit dem Betriebspunkt der Strecke anzuzeigen. Aus der Detektionsbedingung (2.63) ergibt sich dann der Zusammenhang

$$\begin{aligned}
 \text{Kein Fehler: } \quad & \|r^{(i)}(t)\|_f = 0 \Leftrightarrow f_{f_h}^{(i,i^*)}(t) = \mathbf{0}^{(2n_h+n_a) \times 1} \quad \text{für } d(t) = \mathbf{0}^{r_d \times 1} \wedge d(t) \neq \mathbf{0}^{r_d \times 1} \\
 \text{Fehler:} \quad & \|r^{(i)}(t)\|_f \neq 0 \Leftrightarrow f_{f_h}^{(i,i^*)}(t) \neq \mathbf{0}^{(2n_h+n_a) \times 1} \quad \text{für } d(t) = \mathbf{0}^{r_d \times 1} \wedge d(t) \neq \mathbf{0}^{r_d \times 1} \\
 & i = 1, 2, \dots, N \quad .
 \end{aligned} \tag{2.72}$$

Mit einem in Abschnitt 3 näher erläuterten Leistungsindex $\|r^{(i)}(t)\|_f$ als verbessertem Residuum sowie dem Vektor der als Parameterfehler interpretierten fiktiven Fehlerkräfte $f_{f_h}^{(i,i^*)}(t)$ aus (2.51) am i -ten Nominalbetriebspunkt. Solange der Wert des i -ten verbesserten Residuums Null

beträgt, wirken keine fiktiven Fehlerkräfte auf das i -te Nominalsystem. Der i -te Nominalbetriebspunkt stimmt dann mit dem Betriebspunkt der Strecke überein. Wird ein verbessertes Residuum $\|r^{(i)}(t)\|_f$ ungleich Null, zeigt dieses an, dass fiktive Fehlerkräfte auf das zugehörige i -te Nominalsystem wirken. Ursache dieser Fehlerkräfte sind Parameterunterschiede der Regelstrecke bezüglich dieses Nominalbetriebspunkts. Andere Ursachen für eine Abweichung des verbesserten Residuums von Null wie zum Beispiel Sensorfehler, Aktuatorfehler oder nicht modellierte Dynamik werden im Rahmen dieser Arbeit nicht weiter untersucht.

Im Allgemeinen wird eine exakte Übereinstimmung des Betriebspunkts der Strecke mit einem der Nominalbetriebspunkte nie oder nur selten eintreten. In diesem Fall muss die Bewertung des Modellabstands durch das skalare verbesserte Residuum möglich sein. Über die klassische Fehlerdetektion nach (2.72) hinaus müssen für den Betrieb des MMAC die Fehler also anhand der an den Nominalbetriebspunkten berechneten Residuen zumindest qualitativ vergleichbar sein. Dafür ist die Schätzung der Fehlerkräfte notwendig. Dies kann einerseits durch eine *quantitative Fehlerschätzung* und andererseits durch eine *qualitative Fehlerschätzung* realisiert werden. Für die quantitative Fehlerschätzung ist es notwendig, dass

$$r_s^{(i)}(t) = f_{f_h}^{(i,i^*)},s(t) \quad s = 1, 2, \dots, n_h \quad i = 1, 2, \dots, N \quad (2.73)$$

gilt. Es werden dann an jedem Nominalbetriebspunkt n_h skalare Residuen erzeugt. Das s -te Residuum am i -ten Nominalbetriebspunkt entspricht dann direkt der Fehlerkraft im s -ten generalisierten Freiheitsgrad der Struktur. Diese Realisierung erfordert die Isolation der Fehlerkräfte in den einzelnen Strukturfreiheitsgraden, die mit linearen Methoden möglich ist. Die qualitative Schätzung setzt voraus, dass der kleinste Leistungsindex zur kleinsten Fehlerkraft im s -ten generalisierten Freiheitsgrad gehört

$$\|r_s^{(i_{det})}(t)\|_f = \min_{i=1,2,\dots,N} \|r_s^{(i)}(t)\|_f \Leftrightarrow \|f_{f_h}^{(i_{det},i^*)},s(t)\|_f = \min_{i=1,2,\dots,N} \|f_{f_h}^{(i,i^*)},s(t)\|_f \quad (2.74)$$

oder auch in einer schärferen Version

$$\|r_s^{(1)}(t)\|_f < \|r_s^{(2)}(t)\|_f < \dots < \|r_s^{(N)}(t)\|_f \Leftrightarrow \|f_{f_h}^{(1,i^*)},s(t)\|_f < \|f_{f_h}^{(2,i^*)},s(t)\|_f < \dots < \|f_{f_h}^{(N,i^*)},s(t)\|_f \quad (2.75)$$

Damit muss also für den Betrieb des MMAC neben der klassischen Fehlerdetektion ein quantitatives mindestens jedoch ein qualitatives Fehlerschätzungsproblem gelöst werden. Die Abhängigkeit (2.74) ist die Minimalanforderung an das Residuum für die Funktionsfähigkeit des MMAC. Die Lösung dieses Problems mit Hilfe der in Abschnitt 2.3.2 beschriebenen neuartigen Detektoren ist eines der Kernprobleme des in dieser Arbeit präsentierten Entwurfs eines MMAC zur aktiven Strukturdämpfung. Die fiktiven Fehlerkräfte bilden in diesem Entwurf ein Maß zur Bewertung der Abstände von Systemen. Der Zusammenhang zwischen der Fehlerkraft und dem Parameterabstand der Systeme wird in Abschnitt 3 hergestellt. Die Notwendigkeit zur Entkopplung der Fehlerkräfte in den einzelnen Freiheitsgraden der Struktur sowie die Interaktion zwischen lokalen Reglern und den Detektionsfiltern wird ebenfalls in Abschnitt 3 erläutert.

Über die Anforderungen der Detektion (2.72) und der Vergleichbarkeit der Residuen entweder realisiert in einer quantitativen Schätzung (2.73) oder über eine qualitative Schätzung (2.74), (2.75) hinaus muss der Fehlerdetektionsansatz, für den Einsatz in dem in dieser Arbeit entwickelten MMAC auch noch folgende Anforderungen erfüllen

1. Die Anzahl der für die Erzeugung des robusten Residuums notwendigen linear unabhängigen Messungen darf nicht zu hoch sein, um die Anzahl der Sensoren und somit den Aufwand und die Fehleranfälligkeit des Systems gering zu halten.

2. Die Detektion muss robust am besten aktiv robust, also von nicht messbaren Störungen wie zum Beispiel Böeneinwirkungen entkoppelt, sein.
3. Modelle aeroelastischer Systeme besitzen üblicherweise sehr hohe Ordnungen. Zur Sicherstellung der Echtzeitfähigkeit des MMAC müssen die modellbasierten Detektionsfilter die kleinstmögliche Ordnung besitzen.

Die in dieser Arbeit eingesetzten Detektionsfilter nach Varga [247] (siehe Abschnitt 2.3.2) erfüllen alle im Vorangehenden dargestellten Anforderungen. Insbesondere zeichnen sie sich durch die Möglichkeit der exakten Störungsentkopplung bei gleichzeitiger minimaler Ordnung aus.

Neben den Fehlerdetektionsfiltern werden im Entwurf des MMAC für die Nominalbetriebspunkte des Systems lokale Regler ausgelegt. Die dabei zum Einsatz kommende Technologie wird im folgenden Abschnitt 2.4 beschrieben.

2.4 Reglerentwurf zur aktiven Dämpfung aeroelastischer Strukturen

In der Literatur sind zahlreiche Arbeiten zum Entwurf von Regelungen zur aktiven Dämpfung elastischer Strukturen bei großen Parameterunsicherheiten oder für große Wertebereiche der Strukturparameter zu finden. Die Veröffentlichungen decken nahezu alle technischen Anwendungsbereiche ab. In diesen Arbeiten wird eine Vielzahl von Methoden zur robusten Auslegung von Reglern zur aktiven Strukturdämpfung diskutiert. Die im Kontext aeroelastischer Anwendungen meist angewendeten Methoden sind in Abschnitt 1.2 genannt.

Die Reglerauslegung speziell zur aktiven Dämpfung aeroelastischer Strukturen von Großverkehrsflugzeugen stellt mehrere Herausforderungen. Die Streckenmodelle weisen meist eine sehr hohe Ordnung auf. Zur effizienten Berechnung des Rückführungssignals hingegen sind Reglersysteme mit möglichst geringer Ordnung notwendig. Beim Entwurf der Rückführung ist daher die Anwendung von Methoden zur Ordnungsreduktion häufig unverzichtbar. Eine Messung des vollständigen Zustandsvektors ist in den allermeisten Fällen nicht möglich. Darüber hinaus muss die Auslegung die Robustheit der Regelung hinsichtlich Performance und Stabilität für den großen Parameterwertebereich der gesamten Flugenvelope garantieren. Oft dürfen auch nur ganz bestimmte elastische Moden, die hohe Strukturlasten verursachen, bedämpft werden, um eine Erhöhung der Lasten durch die Beeinflussung von anderen Moden zu verhindern. Ebenfalls müssen unbekannte Systemeingänge berücksichtigt werden, da atmosphärische Störungen wie zum Beispiel Böen und Turbulenzen nur sehr schwer oder gar nicht gemessen werden können. Im Entwurf eines Reglers zur aktiven Lastenreduktion sind meist eine große Anzahl von Entwurfskriterien zu berücksichtigen und Anforderungen einzuhalten. So muss sichergestellt werden, dass durch die aktive Lastabsenkung in einem Strukturbereich an einer anderen Stelle die Lasten nicht erhöht werden. Dies kann durch die Berücksichtigung der Strukturlasten im Reglerentwurf an einer Vielzahl, über die gesamte elastische Struktur verteilten, Monitoringpunkten erfolgen. An jedem Punkt muss dann eine bestimmte Grenze für die Strukturlast exakt eingehalten werden.

Die Klasse der *linear quadratic Gaussian Regler* (LQG-Regler), deren Grundlagen hinsichtlich der Anwendung zur aktiven Strukturregelung in Fuller et al. [81, S. 216], Gawronski [86, S. 250] oder Meirovitch [161, S. 193ff., 240ff.] erläutert werden, finden in Aufgaben der Strukturregelung eine breite Anwendung. Ein LQG Reglerentwurf stellt eine Ausgangsrückführung dar, in der ein *linearer, quadratischer Regulator* (LQR) als eine vollständige Zustandsrückführung und ein *Kalman-Filter* (KF) als Zustandsschätzer verwendet werden. Abbildung 2.8 zeigt das Blockschaltbild eines LQG-Reglers zur aktiven Dämpfung elastischer Strukturen. Der Regler wirkt mit der Stellgröße $u_C(t)$ additiv zur Führungsgröße $u_F(t)$ im bekannten, messbaren Eingang $u(t)$ auf die Strecke. Ein Kalman-Filter (KF), ausgelegt am Modell der Strecke, wird zur Berechnung des geschätzten

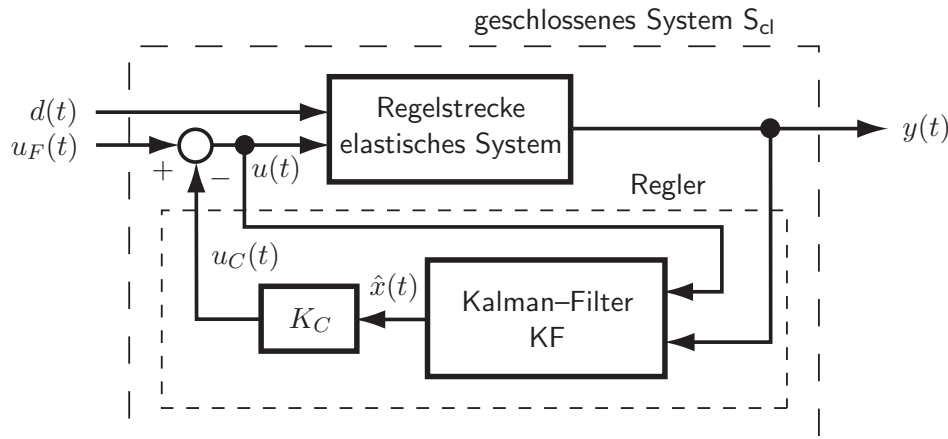


Abbildung 2.8: Schaltbild des geschlossenen Systems S_{cl} mit einem elastischen System als Regelstrecke und dem LQG-Regler

Systemzustands $\hat{x}(t)$ verwendet. Die Schätzung basiert auf dem Vektor der Messungen $y(t)$ und erfolgt unter Einwirkung der unbekanntenen Störung $d(t)$.

Es wurde im Rahmen eines Projekts des DLR mit der Firma AIRBUS in Simulationen gezeigt (siehe Kordt & Ballauf [135, 136]), dass mit Hilfe eines derartigen Reglers mit *vollständiger Zustandsrückführung* und einem KF zur Schätzung des Systemzustands, die Dämpfung eines speziellen Modes für ein aeroelastisches Modell eines Großverkehrsflugzeugs signifikant erhöht werden kann. Diese Erhöhung der Dämpfung bewirkt eine starke Reduktion der durch diese Eigenform verursachten Strukturbelastung. Für diese Regelung konnte in einer optimierungsbasierten Auslegung globale Robustheit hinsichtlich Stabilität und Leistung gegenüber der Variationen der Streckenparameter Masse, Beladung sowie Flughöhe und Fluggeschwindigkeit über die gesamte Flugenvolpe hinweg erzielt werden. In diesen Untersuchungen dienen Messungen $y(t)$ der Beschleunigungen an unterschiedlichen Punkten auf der elastischen Struktur als Grundlage der Schätzung der Systemzustände durch den KF. Beschleunigungsmessungen stellen die direkteste Information über Schwingungen elastischer Systeme dar. Sie weisen die minimal mögliche Phasenverzögerung auf. Der verwendete KF basiert auf einem stark ordnungsreduzierten System der Regelstrecke als Synthesemodell, welches im Frequenzbereich der zu bedämpfenden Moden eine sehr gute Übereinstimmung mit dem System voller Ordnung aufweist. Die Auslegung der freien Reglerparameter erfolgt mit Hilfe einer mehrzieligen Optimierung, die eine sehr hohe Anzahl von Kriterien berücksichtigen kann. Die angewendete optimierungsbasierte Reglerauslegung ist darüber hinaus in der Lage, in einem systematischen Prozess die Regelstrecke an einer Vielzahl von Entwurfspunkten mit unterschiedlichen Kombinationen der Systemparameter zu berücksichtigen und ermöglicht damit eine parameterrobuste Auslegung des Reglers.

In diesem Abschnitt soll ein derartiger Regler sowie die beschriebene Auslegung als eine Möglichkeit unter vielen zum Reglerentwurf für eine aktive Strukturdämpfung näher betrachtet werden. Auf die Robustheit gegenüber den Variationen der Streckenparameter wird zunächst nicht eingegangen. Die in einem global robusten Ansatz erprobte optimierungsbasierte Auslegung dient dann dazu, die bewährte Reglerstruktur in den MMA Reglerentwurf zu integrieren (siehe Abschnitt 3.2). Der in dieser Arbeit entwickelte MMAC ist jedoch nicht an diese bestimmte Reglertechnologie oder Auslegungsstrategie gebunden.

Als Synthesemodell für den Regler dient ein System

$$\dot{x}(t) = Ax(t) + B_u u(t) + B_d d(t) \quad (2.76a)$$

$$y(t) = Cx(t) + D_u u(t) + D_d d(t) \quad (2.76b)$$

nach (2.64). Dieses entspricht den Modellen aeroelastischer Strukturen (2.27) und (2.51), für die ein

MMAC in dieser Arbeit entworfen werden soll. Eine Laplace–Transformation liefert die zugehörigen Übertragungsfunktionen

$$y(s) = \underbrace{\left[C \left[s \mathbf{I}^{n \times n} - A \right]^{-1} B_u + D_u \right]}_{G_{u \rightarrow y}(s)} u(s) + \quad (2.77a)$$

$$\underbrace{\left[C \left[s \mathbf{I}^{n \times n} - A \right]^{-1} B_d + D_d \right]}_{G_{d \rightarrow y}(s)} d(s) . \quad (2.77b)$$

Die Auslegung der Rückführungsverstärkungen K_C erfolgt mittels einer Polvorgabe. Hierzu werden die n_p aktiv zu bedämpfenden, konjugiert komplexen Pole

$$p_{h1,2} = -\zeta_h \omega_h \pm j \omega_h \sqrt{1 - \zeta_h^2} \quad h = 1, 2, \dots, n_p$$

der Regelstrecke unter Beibehaltung der Frequenzen ω_h zu höheren Dämpfungen hin $\tilde{\zeta}_h = \zeta_h d_h$ verschoben (siehe Kordt & Ballauf [135]). Abbildung 2.9 zeigt die Verschiebung zweier Pole auf einem Kreis um den Ursprung in der komplexen Zahlenebene. Die Erhöhung der Dämpfung der Pole erfolgt damit infolge gleichbleibender Frequenz mit minimalem Stellaufwand. Für die Pole $\tilde{p}_{h1,2}$ mit der geforderten erhöhten Dämpfung $\tilde{\zeta}_h$ gilt dann

$$\tilde{p}_{h1,2} = -\tilde{\zeta}_{h1,2} \omega_h \pm i \omega_h \sqrt{1 - \left(\tilde{\zeta}_{h1,2} \right)^2} \quad h = 1, 2, \dots, n_p . \quad (2.78)$$

Die Verstärkung K_C der Zustandsrückführung kann mittels Vorgabe der Pole $\tilde{p}_{h1,2}$ für das Synthesystem (2.76) nach Kautsky et al. [125] berechnet werden. Dabei stellen die Faktoren d_h , ($h = 1, 2, \dots, n_p$) frei wählbare Reglerparameter dar. Bei hohen geforderten Dämpfungsverstärkungen d_h ist das Polpaar $\tilde{p}_{h1,2}$ nicht mehr konjugiert komplex. Für den Imaginärteil $\text{Im}(\tilde{p}_h) = \omega_h \sqrt{1 - \tilde{\zeta}_h^2}$, ($h = 1, 2, \dots, n_p$) ergibt sich in diesem Fall eine komplexe Lösung. Die Pole wandern dann auf der Imaginärachse in Richtung 0 und $-\infty$ (siehe Abbildung 2.9).

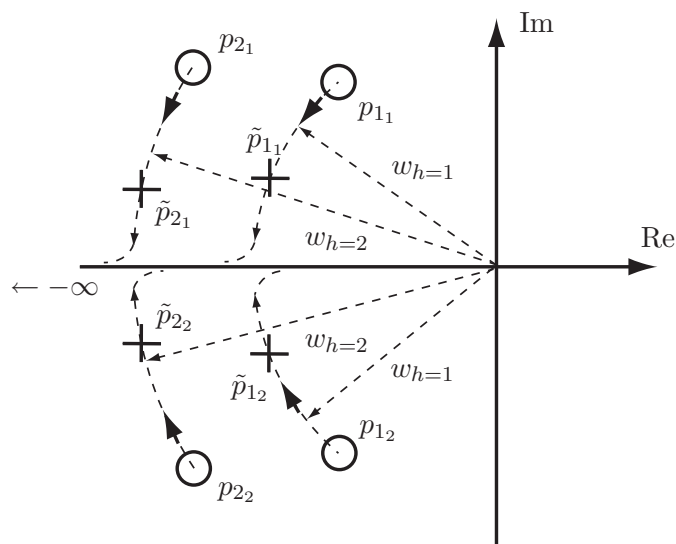


Abbildung 2.9: Erhöhung der Dämpfung für zwei Moden eines aeroelastischen Systems

Zwei konjugiert komplexe Pole $p_{h1,2}$, ($h = 1, 2$), gekennzeichnet mit \circ , des offenen Regelkreises mit den Frequenzen ω_h , ($h = 1, 2, \dots, n_p$) werden, bei konstanter Frequenz, in der komplexen Zahlenebene, zu höheren Dämpfungen hin, nach $\tilde{p}_{h1,2}$, ($h = 1, 2$), gekennzeichnet mit $(+)$, verschoben.

Ein um ein Systemrauschen $w(t)$ sowie um ein Messrauschen $v(t)$ erweitertes, ordnungsreduziertes Modell der Regelstrecke (2.76) dient als Grundlage zur Auslegung des Kalman–Bucy–Filters.

Dieses Synthesemodell enthält keinen Störeingang mehr. Der unbekannt Systemeingang $d(t)$ wird im Reglerentwurf durch das Systemrauschen $w(t)$ sowie das Messrauschen $v(t)$ repräsentiert. Voraussetzung für den erfolgreichen Reglerentwurf ist eine sehr gute Übereinstimmung des ordnungsreduzierten Modells mit dem Modell voller Ordnung der Regelstrecke im Frequenzbereich der zu bedämpfenden Moden. Für das Synthesemodell des Kalman–Bucy–Filters ergibt sich dann

$$\dot{x}(t) = A_r x(t) + B_{u_r} u(t) + G w(t) \quad (2.79a)$$

$$y(t) = C_r x(t) + D_u u(t) + H w(t) + v(t) \quad (2.79b)$$

mit der ordnungsreduzierten Systemmatrix der Regelstrecke $A_r \in \mathbb{R}^{n_r \times n_r}$, der reduzierten Eingangsmatrix der bekannten Systemeingänge $B_{u_r} \in \mathbb{R}^{n_r \times r_u}$ der reduzierten Messmatrix $C_r \in \mathbb{R}^{m \times n_r}$ sowie der Durchgriffsmatrix der bekannten Systemeingänge $D_u \in \mathbb{R}^{m \times r_u}$, wobei insbesondere für aeroelastische Systeme sehr hoher Ordnung $n_r \ll n$ möglich ist. Die Matrix G stellt die Gewichtungsmatrix des Systemrauschens und H die Gewichtungsmatrix des Messrauschens dar. Dabei werden das Systemrauschen $w(t)$ und das Messrauschen $v(t)$ als Gauss–Prozesse mit den Erwartungswerten

$$E(v) = \bar{v} = 0, \quad E(w) = \bar{w} = 0$$

(mittelwertfreies Rauschen) und der Kovarianz

$$\begin{aligned} E [w(t) - \bar{w}(t)] [w(t) - \bar{w}(t)]^T &= Q(t) \delta(t - \tau) \\ E [v(t) - \bar{v}(t)] [v(t) - \bar{v}(t)]^T &= R(t) \delta(t - \tau) \end{aligned} .$$

nach Bryson & Ho [37, S. 332] mit der Dirac–Delta Funktion

$$\int_{t_1}^{t_2} \delta(t - \tau) d\tau = \begin{cases} 1, & t_1 < t < t_2 \\ 0, & t_1 > t \text{ oder } t > t_2 \end{cases}$$

angenommen. Es werden v und w als unabhängig angenommen. Nach Bryson & Ho [37, S. 365] gilt für den Kalman–Bucy–Filter zur Schätzung des Zustands des kontinuierlichen, linearen dynamischen Systems (2.79)

$$\dot{\hat{x}} = A_r \hat{x} + G \bar{w} + P C_r^T R^{-1} (y - C_r \hat{x}), \quad \hat{x}(0) = 0 \quad (2.80a)$$

$$\dot{P} = A_r P + P A_r^T + G Q G^T - P C_r^T R^{-1} C_r P, \quad (2.80b)$$

wobei \hat{x} den Wert von x darstellt, welcher

$$J := \frac{1}{2} [(x - \bar{x})^T M^{-1} (x - \bar{x}) + (y - C x)^T R^{-1} (y - C x)]$$

mit $M := E [(x - \bar{x})(x - \bar{x})^T]$ und $R := E [(y - C x)(y - C x)^T]$ minimiert und damit eine gewichtete Least–Squares Schätzung also die Minimum–Varianz–Schätzung von x darstellt (Bryson & Ho [37, S. 349]).

Die Lösung der Gleichung (2.80b) für die Kovarianz P des geschätzten Zustands \hat{x} ist eine Riccati–Gleichung.

Es wird $G = \mathbf{I}^{n_r \times n_r}$ und $H = \mathbf{0}^{m \times n_r}$ angenommen. Über die statistischen Eigenschaften der Störung gibt es im vorliegenden Fall keine genauen Erkenntnisse. Der Gauss–Markov–Prozess kann nur als ideale Approximation angesehen werden. Die Elemente der Kovarianzmatrizen des Systemrauschens und des Messrauschens

$$Q = \text{diag}(q_1, q_2, \dots, q_{n_r}), \quad R = \text{diag}(r_1, r_2, \dots, r_m)$$

werden daher als freie Parameter zur Auslegung des KF nicht im Sinne einer optimalen Zustandsschätzung vielmehr hinsichtlich einer günstigen Wirkung des gesamten Reglers auf die elastische Struktur angesehen.

Für den gesamten Regler aus Rückführung K_C und KF ergibt sich damit der $(n_p + n_r + m) \times 1$ Vektor der freien Parameter des Reglers

$$\Theta_C = (d_1, d_2, \dots, d_{n_p}, q_1, q_2, \dots, q_{n_r}, r_1, r_2, \dots, r_m)^T \quad . \quad (2.81)$$

Ist die Kovarianz P bestimmt, kann die Verstärkung des Beobachters $K_E = P C_r^T R^{-1}$ berechnet werden.

Für das Zustandsraummodell des Reglers (siehe Abbildung 2.8) ergibt sich dann

$$\begin{aligned} \dot{\hat{x}}(t) &= \underbrace{[A_r - K_E C_r - B_{u_r} K_C + K_E D_u K_C]}_{A_C} \hat{x}(t) + [B_{u_r} - K_E D_u] u_F(t) + \\ &\quad + K_E y(t) + K_E D_d d(t) \end{aligned} \quad (2.82a)$$

$$u_C(t) = K_C \hat{x}(t) \quad (2.82b)$$

mit der Systemmatrix $A_C \in \mathbb{R}^{n_r \times n_r}$ des Reglers. Dieser weist damit gegenüber der Ordnung des Streckenmodells die geringere Ordnung des reduzierten Systems auf. Die Auslegung der freien Reglerparameter Θ_C (siehe 2.81) erfolgt durch eine Optimierung des Reglers mit dem Tool MOPS (siehe Joos et al. [112]). Die Reglerparameter werden dabei unter Berücksichtigung von Kriterien zur Beurteilung der Wirksamkeit des Reglers im Hinblick auf die spezifizierten Anforderungen optimierungsbasiert eingestellt.

In der Optimierung wird durch Aufschaltung des an dem reduzierten System (2.79) synthetisierten Reglers (2.82) auf das Streckenmodell voller Ordnung (2.76) das geschlossene System S_{cl} (siehe Abbildung 2.8) gebildet. Es ergibt sich dann für die Systemgleichung des Reglers (2.82a) mit der Ausgangsgleichung (2.76b) des nicht reduzierten Modells

$$\dot{\hat{x}}(t) = [A_r - K_E C_r - B_{u_r} K_C] \hat{x}(t) + B_{u_r} u_F(t) + K_E C x(t) \quad . \quad (2.83)$$

Für die Systemgleichung des nicht reduzierten Modells (2.76a) ergibt sich mit der additiven Stellgröße u_C und der Ausgangsgleichung des Reglers (2.82b)

$$\dot{x}(t) = A x(t) - B_u K_C \hat{x}(t) + B_u u_F(t) + B_d d(t) \quad . \quad (2.84)$$

Aus den Gleichungen (2.83) und (2.84) kann nun das closed-loop Zustandsraumsystem S_{cl} für die Aufschaltung des an einem reduzierten Modell der Strecke synthetisierten Reglers auf das Streckenmodell voller Ordnung

$$\begin{pmatrix} \dot{x}(t) \\ \dot{\hat{x}}(t) \end{pmatrix} = \underbrace{\begin{bmatrix} A & -B_u K_C \\ K_E C & A_r - K_E C_r - B_{u_r} K_C \end{bmatrix}}_{\bar{A}} \begin{pmatrix} x(t) \\ \hat{x}(t) \end{pmatrix} + \underbrace{\begin{bmatrix} B_u \\ B_{u_r} \end{bmatrix}}_{\bar{B}_u} u_F(t) + \underbrace{\begin{bmatrix} B_d \\ \mathbf{0}_{n_r \times r_d} \end{bmatrix}}_{\bar{B}_d} d(t) \quad (2.85a)$$

$$y(t) = \underbrace{\begin{bmatrix} C & -D_u K_C \end{bmatrix}}_{\bar{C}} \begin{pmatrix} x(t) \\ \hat{x}(t) \end{pmatrix} + D_u u_F(t) + D_d d(t) \quad (2.85b)$$

formuliert werden. Mit dem Zustandsvektor $\bar{x} := (x^T(t), \hat{x}^T(t))^T \in \mathbb{R}^{(n+n_r) \times 1}$ der Systemmatrix $\bar{A} \in \mathbb{R}^{(n+n_r) \times (n+n_r)}$, der Eingangsmatrix der bekannten Systemeingänge $\bar{B}_u \in \mathbb{R}^{(n+n_r) \times r_u}$ der Ausgangsmatrix $\bar{C} \in \mathbb{R}^{m \times (n+n_r)}$ sowie der Durchgriffmatrix $D_d \in \mathbb{R}^{m \times r_d}$ der unbekanntenen und $D_u \in \mathbb{R}^{m \times r_u}$ der bekannten Systemeingänge. Nach einer Laplacetransformation ergibt sich

$$y(s) = \underbrace{\left[\bar{C} \left[s \mathbf{I}^{(n+n_r) \times (n+n_r)} - \bar{A} \right]^{-1} \bar{B}_u + D_u \right]}_{\bar{G}_{u \rightarrow y}(s)} u_F(s) + \quad (2.86a)$$

$$\underbrace{\left[\bar{C} \left[s \mathbf{I}^{(n+n_r) \times (n+n_r)} - \bar{A} \right]^{-1} \bar{B}_d + D_d \right]}_{\bar{G}_{d \rightarrow y}(s)} d(s) \quad (2.86b)$$

mit der $m \times r_u$ TFM $\bar{G}_{u \rightarrow y}(s)$ von den bekannten und der $m \times r_d$ TFM $\bar{G}_{d \rightarrow y}(s)$ von den unbekannt Systemeingängen auf die Messungen des aktiv bedämpften, elastischen Systems.

In jedem Optimierungsschritt werden an dem geschlossenen System (2.85) beziehungsweise (2.86) sowie an dem System ohne aktive Dämpfung (2.76) beziehungsweise (2.77) folgende Kriterien berechnet und ausgewertet:

1. Resonanzkriterien:

Der maximale Betrag der zu bedämpfenden Resonanzspitzen bei ω_h , ($h = 1, 2, \dots, n_p$), in den Übertragungsfunktionen (2.86) des geschlossenen Systems bezogen auf den jeweiligen Wert des ungedämpften Systems (2.77) dient als Kriteriumswert. Es gilt für die skalaren Kriterien

$$MAG_u := \max_{h=1,2,\dots,n_p} \left(\frac{\max_{\omega} (|\bar{G}_{u \rightarrow y}(s)|)}{\max_{\omega} (|G_{u \rightarrow y}(s)|)} \quad \forall \omega \in [\omega_h - \omega_E < \omega < \omega_h + \omega_E] \right) \quad (2.87)$$

und

$$MAG_d := \max_{h=1,2,\dots,n_p} \left(\frac{\max_{\omega} (|\bar{G}_{d \rightarrow y}(s)|)}{\max_{\omega} (|G_{d \rightarrow y}(s)|)} \quad \forall \omega \in [\omega_h - \omega_E < \omega < \omega_h + \omega_E] \right). \quad (2.88)$$

Dabei spezifiziert ω_E ein Frequenzband jeweils um die Resonanzfrequenzen ω_h , ($h = 1, 2, \dots, n_p$) des open-loop Systems deren Dämpfung aktiv erhöht werden soll. In diesem Frequenzband weist das reduzierte Reglersynthesemodell (2.79) eine sehr gute Übereinstimmung mit dem vollständigen Modell der Regelstrecke auf. Die Kriterien werden als Nebenbedingung der Optimierung deklariert, wobei $MAG_u < 1$, $MAG_d < 1$ gefordert wird. Sie bemessen sowohl die Unterdrückung der Wirkung der Störung d als auch die Unterdrückung der Wirkung der bekannten Systemeingänge u auf die Messgrößen y in dem spezifizierten aktiv zu bedämpfenden Frequenzintervall.

2. Eigenwertstabilitätskriterium Regler:

Kriterienwert ist der maximale Realteil der Eigenwerte des Reglers zur Beurteilung der Reglerstabilität. Aus dem Vektor der Eigenwerte $\epsilon_C = \text{eig}(A_C)$ der Systemmatrix A_C (2.82a) des Reglers ergibt sich der Vektor $\alpha_C = \text{Re}(\epsilon_C)$, der Realteile dieser Eigenwerte. Das skalare Kriterium wird damit als

$$STAB_C := \max(\alpha_C) \quad (2.89)$$

formuliert und als Hauptbedingung mit der Forderung $STAB_C < 0$ definiert.

Die Berücksichtigung dieses Kriteriums ist notwendig, um die Stabilität des Reglers zu garantieren. Dafür reicht eine Überprüfung der Stabilität des geschlossenen Systems (2.85) allein nicht aus. Das Separationsprinzip⁸ garantiert für das geschlossene System (siehe Kailath [116, S. 271]) Stabilität bei einer stabilen Zustandsrückführung und einem stabilen Beobachter. In einer Regulatorimplementierung des Reglers (2.82) hingegen muss die Summe der Eigenwerte Stabilität aufweisen. Dies ist auch bei Rückführungsstabilität und Beobachterstabilität nicht unbedingt garantiert.⁹

3. Eigenwertstabilitätskriterium geschlossenes System:

Maximaler Realteil der Eigenwerte des geschlossenen Systems (2.85). Es gilt für den Vektor der Eigenwerte des geschlossenen Systems

$$\epsilon = \text{eig}(\bar{A}) \quad (2.90)$$

⁸Das charakteristische Polynom des geschlossenen Systems entspricht dem Produkt aus dem charakteristischen Polynom des Beobachters und dem charakteristischen Polynom des geregelten Systems.

⁹Eine ausreichend hohe Stabilität ist für die Initialisierung der lokalen Regler in dem Umschaltvorgang der lokalen Stellensignale (siehe Abschnitt 3.3.2) notwendig, da hierbei die Regler zeitweise in einer open-loop Konfiguration betrieben werden.

sowie für den Vektor der Realteile dieser Eigenwerte

$$\alpha = \operatorname{Re}(\epsilon) \quad . \quad (2.91)$$

Das skalare Kriterium zur Bewertung der Stabilität des geschlossenen Systems ergibt sich dann zu

$$STAB_S := \max(\alpha) \quad . \quad (2.92)$$

Das Kriterium wird als Hauptbedingung mit der Forderung $STAB_S < 0$ definiert.

4. Sprungantwortkriterium:

Maxima der Antwort der Messgrößen y auf einen Einheitssprung auf den bekannten Systemeingang u zum Zeitpunkt $t = 0$ s für das System mit geschlossenem Regelkreis (2.86). Die closed-loop Werte werden auf das Maximum der Sprungantwort des Systems mit geöffneter Rückführung (2.77) bezogen. Das Kriterium wird nach

$$STEP := \frac{\max\left(\mathcal{L}^{-1}\left(\frac{\bar{G}_{u \rightarrow y}(s)}{s}\right)\right)}{\max\left(\mathcal{L}^{-1}\left(\frac{G_{u \rightarrow y}(s)}{s}\right)\right)} \quad (2.93)$$

berechnet und als Nebenbedingung mit der Forderung $STEP < 1$ definiert.

5. Eigenwertdämpfungskriterium:

Die normierte, minimale, modale Dämpfung des geschlossenen Systems dient als Optimierungskriterium. Mit dem Vektor der closed-loop Eigenwerte (2.90), sowie dem Vektor der zugehörigen Realteile (2.91), ergeben sich die modalen Dämpfungen $\zeta_z = -\alpha_z/|\epsilon_z|$ des z -ten Modes des geschlossenen Systems. Das skalare Kriterium wird damit nach

$$DAMP := \max_{z=1,2,\dots,n} \left(\frac{\min(\zeta_z) - g_l}{b_l - g_l}, 0 \right) \quad (2.94)$$

berechnet. Die Größen b_l, g_l ($g_l > b_l$) dienen der Normierung des Kriteriums im Sinne einer bad-good Transformation (siehe Joos et al. [112]). Das Kriterium wird als Nebenbedingung mit der Forderung $DAMP < 1$ definiert.

Zur Auslegung von Reglern zur aktiven Lastenreduktion für aeroelastische Systeme müssen zusätzlich Kriterien zur Bewertung der Strukturlasten in die Optimierung aufgenommen werden. Es ist notwendig die Lasten über die gesamte Struktur hinweg, also auch an den für den open-loop Fall nicht kritischen Punkten, zu berücksichtigen. So kann ein Ansteigen der Lasten durch die aktive Dämpfung über ein eventuell zulässiges Mass hinaus verhindert werden. Die entsprechenden Kriterienvektoren können dabei mehrere hundert Elemente besitzen.

Der Optimierer versucht die freien Reglerparameter Θ_C (2.81) zur Auslegung des Reglers so zu wählen, dass

1. die Hauptbedingungen erfüllt werden, und
2. für die Minimierung der Hauptbedingungen und der Nebenbedingungen ein möglichst günstiger Kompromiss gefunden wird.

2.5 Zusammenfassung

Dieses Kapitel führt das Prinzip der modellbasierten linearen Fehlerdetektion als Grundlage einer MMA Regelung zur aktiven Dämpfung parametervarianter aeroelastischer Strukturen ein.

Die Auslegung des MMAC erfordert die Spezifikation einer Menge von Nominalbetriebspunkten innerhalb des globalen Betriebsbereichs der Regelstrecke. Ein Kernproblem der MMA Regelung ist die Detektion des Nominalbetriebspunkts aus dieser Menge, der dem unbekanntem Betriebspunkt der Regelstrecke im Sinne des Parameterabstands nächstgelegen ist. Diese Detektionsaufgabe stellt ein Problem der Überwachung der Nominalmodelle hinsichtlich unerwarteter, multiplikativ wirkender Komponentenfehler dar und kann in die Teilaufgaben Fehlerdetektion, Fehlerisolation sowie qualitative Fehlerschätzung gegliedert werden. Die Interpretation der Parameterunterschiede zwischen den Nominalbetriebspunkten sowie dem unbekanntem Streckenbetriebspunkt als fiktive, jeweils auf die Nominalmodelle wirkende Fehlerkräfte, ermöglicht den Einsatz linearer Methoden der deterministischen, modellbasierten Fehlerüberwachung zur Lösung dieses Problems. In der vorliegenden Arbeit werden zur Überwachung der Nominalmodelle der aktiv zu bedämpfenden Struktur hinsichtlich der fiktiven Fehlerkräfte neuartige modellbasierte, deterministische Detektionsfilter eingesetzt. Diese Filter besitzen die Möglichkeit bei ordnungsreduzierter Auslegung robuste Residuen zu erzeugen. Sie eignen sich damit besonders für den Einsatz in dem im Rahmen dieser Arbeit behandelten Anwendungsszenario einer aktiven Strukturdämpfung an einem Großverkehrsflugzeug.

Die bereits in einer global robusten Auslegung eines Lastabminderungsreglers bewährte LQG-Reglertechnologie, die zur Auslegung der lokalen Regler des MMAC herangezogen wird, stellt ein Beispiel für eine mögliche Reglervariante dar, die in das Konzept des fehlerdetektionsbasierten MMAC integriert werden kann.

Während dieses Kapitel die Technologien, die dem Reglermodul sowie dem Detektor des MMAC zugrundeliegen, jeweils separat darstellt, erläutert das folgende Kapitel die Integration der einzelnen Komponenten zu dem kompletten funktionsfähigen modelladaptiven Regler. Für die Aufschaltung des MMAC auf ein parametervariantes aeroelastisches System wird die Interaktion zwischen den unterschiedlichen Modulen des MMAC insbesondere die Detektion des zum Streckenbetriebszustand nächstgelegenen Nominalbetriebspunkts theoretisch untersucht.

Kapitel 3

Konzeption und Bereitstellung einer Methode zur modelladaptiven aktiven Regelung aeroelastischer Strukturen

DER MMAC UMFASST das Reglermodul und den Supervisor. Zur Bildung des Supervisors wird der Detektor um eine Schaltlogik ergänzt. Der Supervisor stellt sicher, dass nur das lokale Stellsignal auf die Regelstrecke wirkt, das für den Nominalbetriebspunkt berechnet wird, der den geringsten Parameterabstand zu dem Betriebspunkt der Regelstrecke aufweist. Auf Basis der Betriebspunkt detektion führt der Supervisor also die in Abschnitt 2.4 vorgestellten an den Nominalbetriebspunkten lokal robust ausgelegten Regler dem Betriebspunkt der Strecke nach. Die physikalischen Parameter der aeroelastischen Struktur werden als *DispositionsvARIABLEN* der Regelung betrachtet.

Abschnitt 3.1 dieses Kapitels geht auf die Wahl der Nominalbetriebspunkte als Synthesepunkte der lokalen Regler sowie die Wahl der lokalen Entwurfsbereiche ein. Die optimierungsbasierte Auslegung der lokal robusten Regler beschreibt Abschnitt 3.2. Der damit erzeugte Satz lokal robuster Regler bildet das Reglermodul des MMAC. Der Supervisor als Kerntechnologie des fehlerdetektionsbasierten MMAC wird in Abschnitt 3.3 detailliert erläutert. Abschnitt 3.3.1 analysiert den Entwurf der Detektionsfilter zur Berechnung der Residuen sowie die residuengestützte Detektion des dem Streckenbetriebspunkt nächstgelegenen Nominalbetriebspunkts. Zur Lösung dieser Detektionsaufgabe ist, wie in der theoretischen Betrachtung in diesem Kapitel dargestellt, die Entkopplung der Wirkung der in den einzelnen Freiheitsgraden auf die Struktur wirkenden Fehlerkräfte auf die Residuen notwendig. Abschnitt 3.3.2 beschreibt die auf der Betriebspunkt detektion basierende Adaption der lokalen Regler an den Streckenbetriebspunkt. Am Ende dieses Kapitels steht in Abschnitt 3.4 eine Zusammenfassung.

3.1 Wahl der Nominalbetriebspunkte und der lokalen Entwurfsbereiche

Für den Entwurf einer MMA Regelung ist zum einen die Bestimmung des globalen Betriebsbereichs der Regelstrecke notwendig. Zum anderen ist die Ermittlung der DispositionsvARIABLEN erforderlich, mit deren Hilfe dieser globale Parameterbereich in *lokale Entwurfsbereiche* (siehe Johansen & Murray-Smith [111]) eingeteilt werden kann. Innerhalb dieser lokalen Betriebsbereiche wird dann jeweils ein Nominalbetriebspunkt als *Synthesepunkt* für den zugehörigen lokalen Regler ausgewählt. Für die an diesen Synthesepunkten gebildeten lokalen Regler wird ein stabiler Betrieb

mit möglichst hoher Leistung innerhalb des zum jeweiligen Nominalbetriebspunkt zugehörigen lokalen Betriebsbereichs gefordert, der damit den *lokalen Entwurfsbereich* der lokal robusten Regler darstellt. Abbildung 3.1 zeigt einen Synthesepunkt mit dem für diesen Nominalbetriebspunkt spezifizierten zugehörigen lokalen Betriebsbereich der Regelstrecke als Entwurfsbereich. Die lokalen

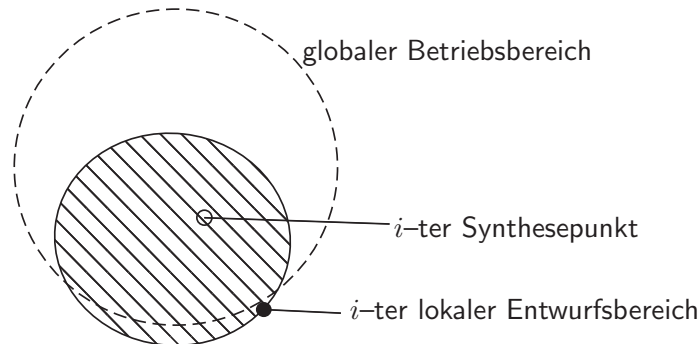


Abbildung 3.1: Synthesepunkt des i -ten Reglers und zugehöriger lokaler Entwurfsbereich innerhalb des globalen Betriebsbereichs der Strecke

Entwurfsbereiche müssen den gesamten globalen Betriebsbereich der Strecke abdecken. Eine weiche Teilung begünstigt einen sanften Übergang zwischen den Stellsignalen der lokalen Regler, wenn sich der Betriebszustand der Strecke über die lokalen Entwurfsbereiche hinweg bewegt. Erfolgt der Übergang von einem Betriebszustand zum anderen nicht schlagartig oder sprunghaft sondern schleichend, stehen im Gegensatz zu einer harten Teilung im Übergangsbereich zwei oder mehrere Regler für die Aufschaltung auf die Strecke zur Auswahl. Eine weitere Maßnahme zur Vermeidung von Schaltspitzen im Übergang der Betriebszustände ist die Wahl von Entwurfsbereichen, die den Einsatz homogener lokaler Regler erlauben.

Die Anzahl der spezifizierten Nominalbetriebspunkte und damit der lokalen Entwurfsbereiche bestimmt die Komplexität aber auch die Leistungsfähigkeit des MMA Reglerentwurfs. Im allgemeinen gilt je dichter die Verteilung der Nominalbetriebspunkte desto spezifischer sind die an diesen Stützstellen lokal robust ausgelegten Regler an den Betriebszustand der Regelstrecke angepasst und desto höher ist die Leistungsfähigkeit des MMAC. An jedem Nominalbetriebspunkt müssen aber auch ein lokal robuster Regler ausgelegt sowie jeder Entwurfsbereich durch die Detektionsfilter abgedeckt werden. Damit steigt der Entwurfsaufwand des MMAC mit der Anzahl der Nominalbetriebspunkte an. In der Wahl der Anzahl der Nominalbetriebspunkte und der Größe der lokalen Betriebsbereiche ist also ein Kompromiss zwischen Leistung und Komplexität des MMAC zu treffen.

Die Leistung des MMAC hängt neben der Anzahl zudem von der Verteilung der Nominalbetriebspunkte ab. Eine einheitliche Aufteilung des Betriebsbereichs ist im allgemeinen nicht realistisch oder wünschenswert, da sowohl die notwendige Komplexität als auch die erforderliche Leistung der Regelung typischerweise nicht an jedem Punkt des Betriebsbereichs einheitlich ist. Die Verteilung der Nominalbetriebspunkte kann sich an ähnlichen Ausprägungen des Systems oder physikalischen Eigenschaften, wie zum Beispiel Parameterbereichen mit ähnlichem Verhalten oder ähnlichen Betriebszuständen, orientieren. Jeder dieser lokalen Bereiche mit ähnlichem Betriebsverhalten in dem globalen Betriebsbereich der Regelstrecke stellt dann einen Entwurfsbereich für einen lokal robusten Regler dar. Damit ergibt sich in Parameterbereichen mit starken Veränderungen der Eigenschaften der Regelstrecke eine dichtere Verteilung von Nominalbetriebspunkten als in Parameterbereichen mit schwachen Veränderungen des Systemverhaltens.

Der wohl systematischste in der Literatur dokumentierte Ansatz zur Lösung des Kompromisses zwischen Leistungsfähigkeit und Entwurfskomplexität eines MMAC wurde von Athans et al. [11] und Fekri [65], Fekri et al. [66, 67, 68] entwickelt. Die Anwendung des auf dem Ansatz der μ -Synthese basierenden Verfahrens ist aber bisher nur für kleine elastische Systeme, zum Beispiel für ein System mit drei Freiheitsgraden und zwei variablen Parametern (siehe Fekri et al. [68]),

dokumentiert.

Für den Entwurf eines MMAC zur aktiven Reduktion von Strukturlasten an Fluggeräten stellt im Allgemeinen die Flugenvelope den globalen Betriebsbereich der Regelung dar. Dabei bestimmt die *Envelopenleistung*, also die schlechteste Leistung des Reglers in der gesamten Flugenvelope die Leistung des gesamten Reglers, da die Struktur für die an diesem Punkt höchste, im gesamten globalen Betriebsbereich der Strecke, auftretende Last (Envelopenlast) ausgelegt werden muss. Das heißt das globale Minimum der Reglerleistung bestimmt das globale Maximum der Strukturlast und damit den Auslegungspunkt der Struktur. Durch eine hohe Dichte von Nominalbetriebspunkten in Parameterbereichen mit sehr hohen und damit auslegungskritischen Strukturlasten nahe der Envelopenlast und somit sehr spezifisch auf die dynamischen Eigenschaften der Strecke in diesen Bereichen abgestimmten lokal robusten Reglern kann eine hohe globale Leistung des MMAC erreicht werden.

3.2 Auslegung eines Satzes lokal robuster Regler

An den spezifizierten Nominalbetriebspunkten wird nun jeweils ein in Abschnitt 2.4 beschriebener Regler synthetisiert. Dafür wird die in Abschnitt 2.4 dargestellte optimierungsbasierte Auslegung der freien Reglerparameter Θ_C (2.81) in einen MMA Entwurf integriert. Die Regler werden dabei für die jeweils zu den lokalen Synthesepunkten zugehörigen Entwurfsbereiche lokal robust ausgelegt. Diese Regler bilden dann einen *Satz von Reglern* (siehe Schott [217]) als Reglermodul des MMAC. Abbildung 3.2 zeigt den Regler-Satz zum Einsatz als Reglerkomponente in einem MMA System zur aktiven Dämpfung elastischer Strukturen sowie die einzelnen stützstellenspezifischen Entwurfsbereiche zur lokal robusten Auslegung der Regler. Die lokalen Regler des Regler-Satzes berechnen jeweils aus den Messungen y der Regelstrecke an jedem Nominalbetriebspunkt ein lokales Stellsignal $f_C^{(i)}$, ($i = 1, 2, \dots, N$). Für die Regler dienen die N Nominalbetriebspunkte $\Theta^{(i)}$, ($i = 1, 2, \dots, N$) als Synthesepunkte. Die Auslegung der im jeweiligen spezifizierten Entwurfsbereich lokal robusten Regler erfolgt durch je eine Optimierung ($OP^{(1)}, OP^{(2)}, \dots, OP^{(N)}$) der Reglerparameter. Es wird dabei jeweils das Streckenmodell an den innerhalb dieses Bereichs oder auf der Bereichsgrenze gelegenen Entwurfsunkten berücksichtigt. Für diese lokal, robuste Auslegung wird die in Abschnitt

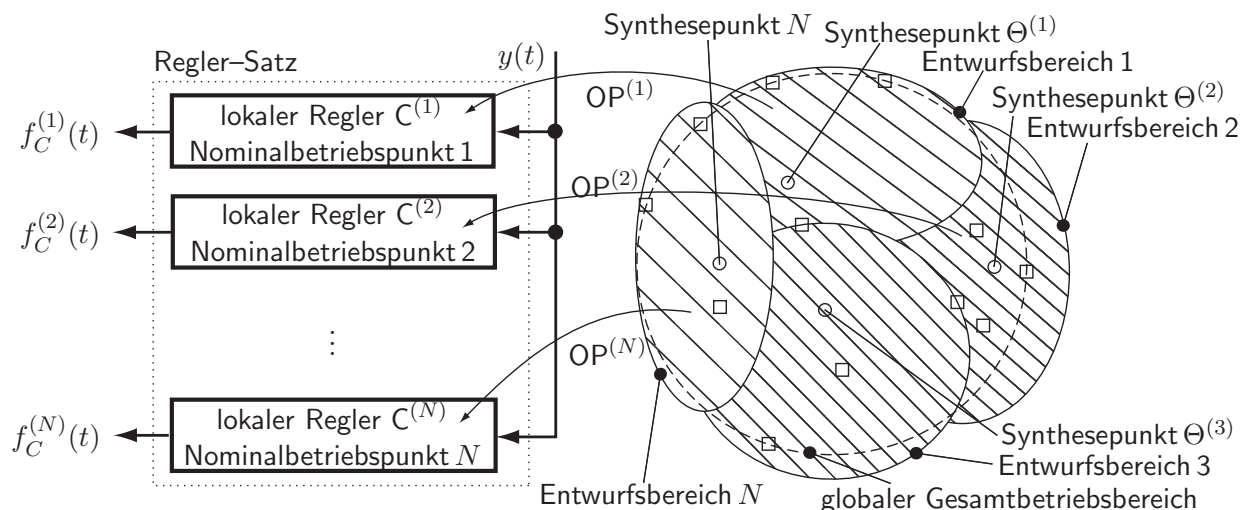


Abbildung 3.2: Optimierungsbasierte Auslegung eines Satzes von lokalen Reglern als Reglermodul des MMAC

Lokale Reglerentwurfspunkte gekennzeichnet mit \square

2.4 skizzierte optimierungsbasierte Auslegung der freien Reglerparameter modifiziert.

Als Synthesemodell (2.76) dient jeweils das Modell der Strecke an den Nominalbetriebspunkten $\Theta^{(i)}$, ($i = 1, 2, \dots, N$). Diese Modelle werden auch als *nominale Modelle* (siehe Fekri et al. [66, 67], Athans et al. [11]) bezeichnet. Die Optimierung der Reglerparameter erfolgt für jeden Synthesepunkt separat. Innerhalb und/oder auf den Rändern der lokalen Entwurfsbereiche, für die Robustheit bezüglich Leistung und Stabilität gefordert wird, werden zusätzliche diskrete Parameterstützstellen als *Entwurfspunkte* spezifiziert (siehe Abbildung 3.2). Zu jedem Optimierungsschritt wird das geschlossene System (2.85), (2.86) durch Aufschaltung des am Synthesepunkt gebildeten, ordnungsreduzierten Reglers auf das Streckenmodell voller Ordnung sowohl an dem Nominalbetriebspunkt als auch an den zugehörigen Entwurfspunkten gebildet und für jedes dieser closed-loop Systeme die Entwurfskriterien (2.87)–(2.89) und (2.92)–(2.94) ausgewertet. Je ein *Case* repräsentiert jeweils eines dieser geschlossenen Systeme in der Optimierung. Die Abbildung dieses *Multi-Case* (MC) Problems auf ein Multi-Kriterien Problem ermöglicht die Lösung mit Hilfe einer min-max-Optimierung (siehe Joos [112]). Für den i -ten Synthesepunkt ergibt sich damit ein hinsichtlich der spezifizierten Kriterien optimierter Satz von Reglerparametern $\Theta_C^{(i)}$ eines in dem für den i -ten Synthesepunkt festgelegten Entwurfsbereich lokal robusten Reglers $C^{(i)}$.

Die beschriebene Reglerauslegung garantiert nicht die Stabilität jeder Kombination der lokalen Regler mit dem Streckenmodell an allen Nominalbetriebspunkten beziehungsweise an allen Betriebspunkten des globalen Betriebsbereichs. Nur für die an den Synthesepunkten sowie den jeweils zugehörigen Entwurfspunkten geschlossenen Systeme wird in der beschriebenen optimierungsbasierten Auslegung durch das Kriterium $STAB_S$ (2.92) Stabilität explizit gefordert und bei Erfüllung dieses Kriteriums garantiert. Tabelle 3.1 zeigt die Kombinationen von lokalen Reglern und Streckenbetriebspunkten, für die durch die Auslegung die Stabilität des geschlossenen Systems garantiert wird. Würde jedoch die Stabilität der geschlossenen Systeme für alle Regler-Streckenkombinationen

		Nominalbetriebspunkt $\Theta_g^{(i)}$			
		$i = 1$	$i = 2$	\dots	$i = N$
Regler	$C^{(1)}$	×	–	\dots	–
	$C^{(2)}$	–	×	\dots	–
	\vdots	\vdots	\vdots	\ddots	\vdots
	$C^{(N)}$	–	–	\dots	×

Tabelle 3.1: Entwurfsstabilität der Kombinationen von lokalen Reglern mit der Strecke an den Nominalbetriebspunkten

Stabilität durch Entwurf garantiert ×, Stabilität durch Entwurf nicht garantiert –.

in der Reglerauslegung gefordert werden, hätte dies einen deutlichen Verlust der erzielbaren globalen Leistung des MMAC zur Folge.

3.3 Adaption der Regelung durch den Supervisor

Das Modul *Supervisor* des zu entwerfenden MMAC besitzt zwei Funktionen. Eine Aufgabe besteht in der Detektion desjenigen Nominalbetriebspunkts für den der Parameterabstand zum aktuellen Betriebszustand der Strecke minimal ist. Die zweite Funktion besteht in der Aufschaltung des Stellsignals, das durch den lokal robusten Regler des Regler-Satzes berechnet wird, dessen Synthesepunkt dem detektierten Nominalbetriebspunkt entspricht. Der Supervisor steuert damit die Anpassung der Regelung an die Parameterveränderungen der Strecke.

Abbildung 3.3 zeigt ein Blockschaltbild des Supervisors mit dem Detektorblock sowie dem Schaltlogikblock. Der Detektorblock berechnet aus den Messwerten $y(t)$ sowie den bekannten Systeme-

meingängen $u(t)$ den Vektor der verbesserten Residuen $J(t)$. Die Auswertung der verbesserten Residuen bildet die Grundlage zur Erzeugung des globalen Stellsignals $f_C(t)$ aus den lokalen, an den Nominalbetriebspunkten in durch den Regler-Satz berechneten Stellsignalen $f_C^{(i)}(t)$, ($i = 1, 2, \dots, N$), in der Schaltlogik.

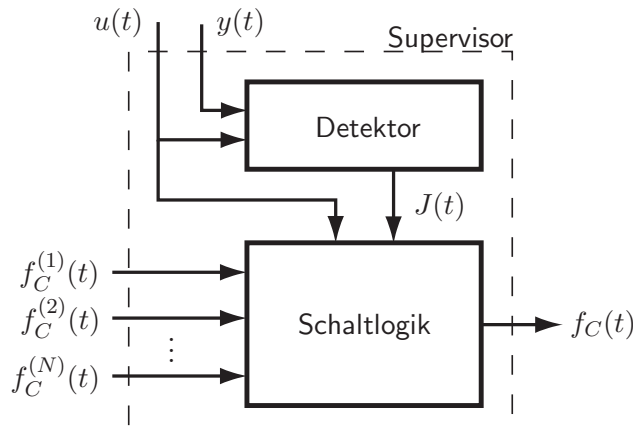


Abbildung 3.3: Blockschaltbild des Supervisors

Die Detektion des nächstgelegenen Nominalbetriebspunkts erfolgt mit Hilfe eines Satzes von Detektionsfiltern. Die meisten bisher veröffentlichten Arbeiten zu MMAC sehen den Entwurf je eines Detektors des Filter-Satzes an jedem Reglersynthesepunkt vor. Die eindeutige Detektion ist jedoch auch mit einer geringeren Anzahl von Filtern als Reglern denkbar, die auch nicht unbedingt an den Reglersynthesepunkten entworfen sein müssen. Ein derartiger Ansatz wird in der vorliegenden Arbeit verfolgt, da für den Betrieb des Filter-Satzes als Detektorkomponente in einer MMA Regelung im Hinblick auf die Echtzeitfähigkeit ein möglichst geringer Rechenaufwand wichtig ist. Dafür muss einerseits die Anzahl der benötigten Filter als auch deren Ordnung möglichst gering gehalten werden.

Die Zusammenfassung des Detektionsfilter-Satzes sowie des Schalters für die Reglersignale zu dem Modul Supervisor des MMAC orientiert sich an der Einteilung eines MMAC in den Arbeiten von Morse [164, 165, 166, 167].

Der folgende Abschnitt 3.3.1 erläutert die Auslegung und Funktion des Detektors und Abschnitt 3.3.2 die Umschaltung der lokalen Stellsignale.

3.3.1 Satz linearer, deterministischer Fehlerdetektoren zur Betriebspunktdektion

In diesem Abschnitt wird die Anwendbarkeit der Methoden der Fehlerdetektion, Fehlerisolation und Fehlerschätzung aus Abschnitt 2.3 als Detektionskomponente in einer MMA aktiven Regelung der in Abschnitt 2.2 beschriebenen aeroelastischen Modelle bei Auftreten der in Abschnitt 2.2.3 eingeführten Parameterunterschiede diskutiert. Abbildung 3.4 zeigt ein Blockschaltbild des Detektors.

Der Betriebspunkt $\Theta^{(i^*)}$ wird wiederum als Betriebszustand der Regelstrecke (2.51) angenommen, wobei Θ den Vektor der als variabel angenommenen Streckenparameter nach (2.46) repräsentiert. Es soll der Nominalbetriebspunkt in der Menge der Nominalbetriebspunkte detektiert werden, für den der Parameterabstand der $3 \cdot n_g$ Parameter des physikalischen g-sets des Strukturmodells und der 3 Parameter des Aerodynamikmodells minimal ist.

Die Detektion soll robust im Hinblick auf die nicht messbaren Störungen d erfolgen. Nach Varga [249], wie in Abschnitt 2.3.2 beschrieben, weisen die erzeugten Filter zur robusten FD relativ

zum überwachten System eine geringe Ordnung auf. Diese ist im Hinblick auf die sehr hohe Ordnung elastischer Systeme, insbesondere aeroelastischer Systeme mit approximierter Aerodynamik vor allem für den Einsatz der Regelung in Echtzeit von hoher Bedeutung. Der Algorithmus erlaubt es darüber hinaus, die Residuen vollständig von Störungen zu entkoppeln. Somit können für aeroelastische Modelle von atmosphärischen Störungen wie zum Beispiel Böen völlig unabhängige Residuen erzeugt werden. Beide Eigenschaften machen die Detektionsfilter nach Varga besonders geeignet für den Einsatz in einer MMA Regelung zur aktiven Dämpfung aeroelastischer Strukturen. Die Auslegung der Filter wird im Folgenden detailliert diskutiert.

Zur Lösung der Detektionsaufgabe wird ein Satz von N_{DF} Detektionsfiltern $Q^{(i)}$, ($i = 1, 2, \dots, N_{DF}$), entworfen (siehe Abbildung 3.4). Die Modelle (2.51) dienen, wie für die Regler,

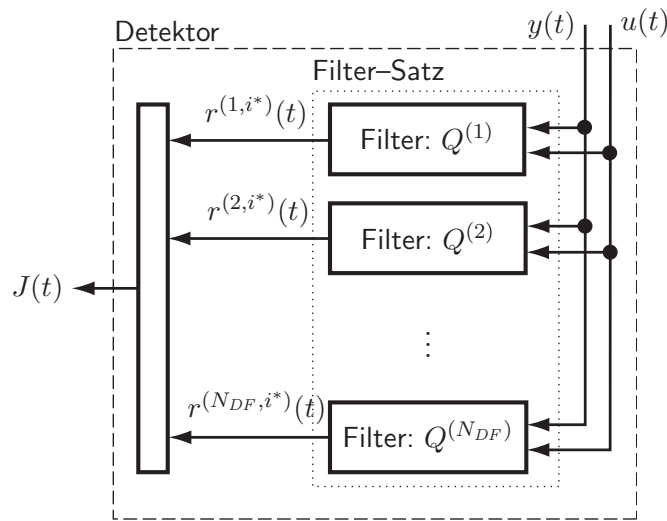


Abbildung 3.4: Satz von Fehlerdetektionsfiltern

Ein Satz von Filtern $Q^{(i)}$, ($i = 1, 2, \dots, N_{DF}$) zur Überwachung des elastischen Systems an den Filterentwurfspunkten berechnet aus den bekannten Systemeingängen $u(t)$ und dem Messvektor $y(t)$ des zu überwachenden Systems pro Filterentwurfspunkt ein skalares Residuum $r^{(i,i^*)}(t)$, ($i = 1, 2, \dots, N_{DF}$). Aus diesen skalaren Residuen wird der Vektor $J(t)$ der verbesserten Residuen gebildet.

ebenfalls für die Detektionsfilter als Synthesemodelle. Wobei die *Filterentwurfspunkte* nicht unbedingt den Nominalbetriebspunkten entsprechen müssen und damit nicht unbedingt $N_{DF} = N$ gilt. Jeder Filter $Q^{(i)}$, ($i = 1, 2, \dots, N_{DF}$), berechnet aus den Messwerten y und dem bekannten Systemeingang u der Regelstrecke ein, von den auf die Strecke wirkenden Störungen d entkoppeltes, skalares Residuum $r^{(i,i^*)}$, ($i = 1, 2, \dots, N_{DF}$). Die Fehlerkräfte $f_{f_h}^{(i,i^*)}$ nach (2.53) infolge der Parameterunterschiede $\Delta_{\Theta}^{(i,i^*)} = \Theta^{(i)} - \Theta^{(i^*)}$ zwischen dem Betriebszustand der zu regelnden Strecke $\Theta^{(i^*)}$ und den Filterentwurfspunkten $\Theta^{(i)}$ werden dabei als zu detektierende, parametrische Fehler angenommen. Die Detektionsfilter dienen also zur Überwachung der Regelstrecke an den Filterentwurfspunkten im Hinblick auf die fiktiven Fehlerkräfte $f_{f_h}^{(i,i^*)}$ infolge der Unterschiede der Streckenparameter.

Nach Gleichung (2.66) gilt für das skalare Residuum an dem i -ten Filterentwurfspunkt

$$r^{(i,i^*)}(s) = Q^{(i)}(s) \begin{pmatrix} y(s) \\ u(s) \end{pmatrix} \quad i = 1, 2, \dots, N_{DF} \quad ,$$

wobei $Q^{(i)}(s)$ die $1 \times (m + r_u)$ TFM des an dem i -ten Filterentwurfspunkts gebildeten Detektionsfilters darstellt. Mit Gleichung (2.58) ergibt sich für die Residuen $r^{(i,i^*)}(s)$ an den Filterentwurfs-

punkten $\Theta^{(i)}$ bezüglich des Betriebspunkts der Strecke $\Theta^{(i^*)}$

$$r^{(i,i^*)}(s) = Q^{(i)}(s) \begin{bmatrix} G_{u \rightarrow y}^{(i)}(s) & G_{d \rightarrow y}^{(i)}(s) & G_{f \rightarrow y}^{(i)}(s) \\ \mathbf{I}^{r_u \times r_u} & \mathbf{0}^{r_u \times r_d} & \mathbf{0}^{r_u \times r_f} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} u(s) \\ d(s) \\ f_{f_h}^{(i,i^*)}(s) \end{pmatrix} \quad i = 1, 2, \dots, N_{DF} \quad . \quad (3.1)$$

Die Entkopplung nach Gleichung (2.69) liefert

$$Q^{(i)}(s) \begin{bmatrix} G_{u \rightarrow y}^{(i)}(s) & G_{d \rightarrow y}^{(i)}(s) \\ \mathbf{I}^{r_u \times r_u} & \mathbf{0}^{r_u \times r_d} \end{bmatrix} = \mathbf{0}^{1 \times (r_u + r_d)} \quad i = 1, 2, \dots, N_{DF}$$

wobei zur Detektion der Fehler gleichzeitig

$$Q^{(i)}(s) \begin{bmatrix} G_{f \rightarrow y}^{(i)}(s) \\ \mathbf{0}^{r_u \times r_f} \end{bmatrix} \neq \mathbf{0}^{1 \times r_f} \quad i = 1, 2, \dots, N_{DF}$$

erfüllt sein muss. Damit ergibt sich für die Residuen (3.1) an den Filterentwurfspunkten $\Theta^{(i)}$ bezüglich des Betriebszustands $\Theta^{(i^*)}$ der Strecke mit den fiktiven Fehlerkräften nach (2.59)

$$r^{(i,i^*)}(s) = \underbrace{Q^{(i)}(s) \begin{bmatrix} G_{f \rightarrow y}^{(i)}(s) \\ \mathbf{0}^{r_u \times r_f} \end{bmatrix}}_{G_{f \rightarrow r}^{(i)}(s)} \underbrace{\begin{bmatrix} \mathbf{0}^{n_h \times n_h} & \mathbf{0}^{n_h \times n_a} & \mathbf{0}^{n_h \times 3n_c} \\ s^2 \Delta_{\tilde{M}_{hh}}^{(i,i^*)} + s \Delta_{\tilde{D}_{hh}}^{(i,i^*)} + \Delta_{\tilde{K}_{hh}}^{(i,i^*)} & \Delta_{ae_{h0}}^{(i,i^*)} & \Delta_{\tilde{ae}_c}^{(i,i^*)} \\ s \Delta_{E_h}^{(i,i^*)} & \Delta_{ae}^{(i,i^*)} & \mathbf{0}^{n_a \times 3n_c} \end{bmatrix}}_{G_{u \rightarrow r}^{(i,i^*)}(s)} \begin{bmatrix} \Delta_{G_{u \rightarrow y}}^{(i,i^*)}(s) \\ G_{u \rightarrow q_h}^{(i^*)}(s) \\ G_{u \rightarrow x_a}^{(i^*)}(s) \\ \mathbf{I}^{r_u \times r_u} \end{bmatrix} u(s) \quad (3.2a)$$

$$+ \underbrace{Q^{(i)}(s) \begin{bmatrix} G_{f \rightarrow y}^{(i)}(s) \\ \mathbf{0}^{r_u \times r_f} \end{bmatrix}}_{G_{f \rightarrow r}^{(i)}(s)} \underbrace{\begin{bmatrix} \mathbf{0}^{n_h \times n_h} & \mathbf{0}^{n_h \times n_a} & \mathbf{0}^{n_h \times 2n_G} \\ s^2 \Delta_{\tilde{M}_{hh}}^{(i,i^*)} + s \Delta_{\tilde{D}_{hh}}^{(i,i^*)} + \Delta_{\tilde{K}_{hh}}^{(i,i^*)} & \Delta_{ae_{h0}}^{(i,i^*)} & \Delta_{\tilde{ae}_G}^{(i,i^*)} \\ s \Delta_{E_h}^{(i,i^*)} & \Delta_{ae}^{(i,i^*)} & \mathbf{0}^{n_a \times 2n_G} \end{bmatrix}}_{G_{d \rightarrow r}^{(i,i^*)}(s)} \begin{bmatrix} \Delta_{G_{d \rightarrow y}}^{(i,i^*)}(s) \\ G_{d \rightarrow q_h}^{(i^*)}(s) \\ G_{d \rightarrow x_a}^{(i^*)}(s) \\ \mathbf{I}^{r_d \times r_d} \end{bmatrix} d(s) \quad (3.2b)$$

$i = 1, 2, \dots, N_{DF} \quad .$

Mit der $1 \times n_h$ TFM $G_{f \rightarrow r}^{(i)}(s)$ von den als parametrische Fehler angenommenen fiktiven Kräften auf das Residuum $r^{(i,i^*)}$ an dem i -ten Filterentwurfspunkt. Für das Residuum an dem i -ten Filterentwurfspunkt bezüglich der Strecke gilt demnach

$$r^{(i,i^*)}(s) = G_{f \rightarrow r}^{(i)}(s) f_{f_h}^{(i,i^*)}(s) \quad (3.3a)$$

$$r^{(i,i^*)}(s) = \sum_{l=1}^{n_h} G_{f_l \rightarrow r}^{(i)}(s) f_{f_h}^{(i,i^*)},l(s) \quad i = 1, 2, \dots, N_{DF} \quad . \quad (3.3b)$$

Das skalare Residuum entspricht also einer gewichteten Summe der fiktiven Fehlerkräfte.

Die $m \times r_u$ TFM $\Delta_{G_{u \rightarrow y}}^{(i,i^*)}(s)$ in Gleichung (3.2) bezeichnet den Unterschied der TFM von dem bekannten Systemeingang u auf die Messwerte y . Die $m \times r_d$ TFM $\Delta_{G_{d \rightarrow y}}^{(i,i^*)}(s)$ kennzeichnet den Unterschied der TFM von den unbekanntem Störungen d auf die Messwerte y jeweils zwischen den Filterentwurfspunkten und dem Streckenbetriebspunkt. Die Detektionsfilter verstärken also die Differenz des Systems zwischen Filterentwurfspunkt und Streckenbetriebspunkt.

Die Übertragungsfunktion $G_{u \rightarrow r}^{(i,i^*)}(s)$ von dem bekannten Systemeingang u auf das Residuum $r^{(i,i^*)}(s)$ bei Überwachung der Strecke an einem Nominalbetriebspunkt, der nicht dem Streckenbetriebspunkt entspricht ($\Theta^{(i)} \neq \Theta^{(i^*)}$, $(i = 1, 2, \dots, N)$) enthält also mit $G_{u \rightarrow q_h}^{(i^*)}(s)$ beziehungsweise $G_{u \rightarrow x_a}^{(i^*)}(s)$ die Führungsdynamik der überwachten Strecke an ihrem Betriebspunkt. Entsprechend enthält die Übertragungsfunktion $G_{d \rightarrow r}^{(i,i^*)}(s)$ mit $G_{d \rightarrow q_h}^{(i^*)}(s)$ beziehungsweise $G_{d \rightarrow x_a}^{(i^*)}(s)$ die Störungsdynamik der Strecke an diesem Betriebspunkt.

Detektion der exakten Übereinstimmung eines Filterentwurfspunkts mit dem Betriebspunkt der Strecke

Durch die Überwachung der Regelstrecke an den Filterentwurfspunkten im Hinblick auf das Auftreten der fiktiven Fehlerkräfte $f_{f_h}^{(i,i^*)}$, soll in einer ersten theoretischen Überlegung derjenige Filterentwurfspunkt detektiert werden dessen Systemparameter exakt mit dem Betriebszustand der Regelstrecke übereinstimmen.

Die Gleichungen (3.3) zeigen, dass die Residuen $r^{(i,i^*)}$ an den Filterentwurfspunkten nur von den als parametrische Fehler betrachteten fiktiven Kräften $f_{f_h}^{(i,i^*)}$ abhängen. Damit erfüllen die Residuen $r^{(i,i^*)}(s)$ die ideale Detektionsbedingung nach Gleichung (2.60)

$$r^{(i,i^*)}(t) = 0 \Leftrightarrow f_{h,l}^{(i,i^*)} = 0 \quad l = 1, 2, \dots, n_h \quad i = 1, 2, \dots, N_{DF} \quad (3.4a)$$

$$r^{(i,i^*)}(t) \neq 0 \Leftrightarrow f_{h,1}^{(i,i^*)} \neq 0 \vee f_{h,2}^{(i,i^*)} \neq 0 \vee \dots \vee f_{h,n_h}^{(i,i^*)} \neq 0 \quad (3.4b)$$

zur, gegenüber der Störung d robusten, Detektion des Nominalbetriebspunkts der mit dem Betriebspunkt der Strecke exakt übereinstimmt. Gleichung (3.2) zeigt, dass die fiktiven Kräfte $f_{f_h}^{(i,i^*)}$, für Filterentwurfspunkte, infolge von $\Delta_{G_{u \rightarrow y}}^{(i,i^*)}(s) = \mathbf{0}^{n_g \times r_u}$ und $\Delta_{G_{d \rightarrow y}}^{(i,i^*)}(s) = \mathbf{0}^{n_g \times r_u}$, zu Null werden, die mit dem Betriebspunkt der Strecke exakt übereinstimmen $\Theta^{(i)} = \Theta^{(i^*)}$.

Gleichung (3.2) zeigt, dass für eine Detektion der Übereinstimmung der Systemmasse, der Systemdämpfung sowie der Systemsteifigkeit, unterschiedliche Anforderungen an die in Folge der Wirkung der bekannten Systemeingänge u sowie der unbekanntenen Störungen d hervorgerufene Beschleunigungen \ddot{q}_h , Geschwindigkeiten \dot{q}_h und Auslenkungen q_h bestehen. Es gilt dabei nach (3.2) für die Unterschiede der Systemmasse

$$\begin{aligned} r^{(i,i^*)}(t) = 0 &\Leftrightarrow \Delta_{M_{hh}}^{(i,i^*)} = \mathbf{0}^{n_h \times n_h} \quad \text{für} \quad \ddot{q}_h \neq \mathbf{0}^{n_h \times 1} \\ r^{(i,i^*)}(t) \neq 0 &\Leftrightarrow \Delta_{M_{hh}}^{(i,i^*)} \neq \mathbf{0}^{n_h \times n_h} \quad \text{für} \quad \ddot{q}_h \neq \mathbf{0}^{n_h \times 1} \quad i = 1, 2, \dots, N_{DF} \quad . \end{aligned}$$

Insbesondere gilt aber auch

$$r^{(i,i^*)}(t) = 0 \Leftrightarrow \Delta_{\tilde{M}_{hh}}^{(i,i^*)} \neq \mathbf{0}^{n_h \times n_h} \quad \text{für} \quad \ddot{q}_h = \mathbf{0}^{n_h \times 1} \wedge q_h \neq \mathbf{0}^{n_h \times 1} \quad i = 1, 2, \dots, N_{DF} \quad (3.5)$$

für den Fall, dass $G_{u \rightarrow q_h}^{(i^*)}$ keinen doppelten Integrator enthält. Damit enthalten bei $\ddot{q}_h = \mathbf{0}^{n_h \times 1}$ die Residuen $r^{(i,i^*)}$, $(i = 1, 2, \dots, N)$, keine Information über die Abweichung der Systemmasse. Ebenso gilt für die Systemdämpfung

$$\begin{aligned} r^{(i,i^*)}(t) = 0 &\Leftrightarrow \Delta_{D_{hh}}^{(i,i^*)} = \mathbf{0}^{n_h \times n_h} \quad \text{für} \quad \dot{q}_h \neq \mathbf{0}^{n_h \times 1} \\ r^{(i,i^*)}(t) \neq 0 &\Leftrightarrow \Delta_{D_{hh}}^{(i,i^*)} \neq \mathbf{0}^{n_h \times n_h} \quad \text{für} \quad \dot{q}_h \neq \mathbf{0}^{n_h \times 1} \quad i = 1, 2, \dots, N_{DF} \quad . \end{aligned}$$

Es gilt aber analog auch

$$r^{(i,i^*)}(t) = 0 \Leftrightarrow \Delta_{\tilde{D}_{hh}}^{(i,i^*)} \neq \mathbf{0}^{n_h \times n_h} \quad \text{für} \quad \dot{q}_h = \mathbf{0}^{n_h \times 1} \wedge q_h \neq \mathbf{0}^{n_h \times 1} \quad i = 1, 2, \dots, N_{DF} \quad (3.6)$$

wenn $G_{u \rightarrow q_h}^{(i^*)}$ keinen Integrator enthält. Dann lassen für $\dot{q}_h = \mathbf{0}^{n_h \times 1}$ die Residuen $r^{(i,i^*)}$ keine Aussage hinsichtlich einer Übereinstimmung der Systemdämpfung zwischen einem Filterentwurfspunkt und dem Betriebspunkt der Strecke zu. Eine analoge Betrachtung ergibt sich für die Systemsteifigkeit

$$\begin{aligned} r^{(i,i^*)}(t) = 0 &\Leftrightarrow \Delta_{\tilde{K}_{hh}}^{(i,i^*)} = \mathbf{0}^{n_h \times n_h} \quad \text{für } q_h \neq \mathbf{0}^{n_h \times 1} \\ r^{(i,i^*)}(t) \neq 0 &\Leftrightarrow \Delta_{\tilde{K}_{hh}}^{(i,i^*)} \neq \mathbf{0}^{n_h \times n_h} \quad \text{für } q_h \neq \mathbf{0}^{n_h \times 1} \quad i = 1, 2, \dots, N_{DF} \quad . \end{aligned}$$

Es gilt jedoch in jedem Fall

$$r^{(i,i^*)}(t) \neq 0 \Leftrightarrow \Delta_{\tilde{K}_{hh}}^{(i,i^*)} \neq \mathbf{0}^{n_g \times n_g} \quad \text{für } q_h \neq \mathbf{0}^{n_h \times 1} \wedge \dot{q}_h = \mathbf{0}^{n_h \times 1} \wedge \ddot{q}_h = \mathbf{0}^{n_h \times 1} \quad i = 1, 2, \dots, N_{DF} \quad . \quad (3.7)$$

Für einen stationären Zustand $\ddot{q}_h = \dot{q}_h = \mathbf{0}^{n_h \times 1}$, beziehungsweise $s = 0$, sind damit sowohl die Unterschiede der Systemmasse als auch die Unterschiede der Systemdämpfung bei Auswertung der Residuen $r^{(i,i^*)}$ im Sinne der Definitionen 2.2 und 2.3 unabhängig von den Übertragungseigenschaften von $G_{f \rightarrow y}^{(i)}$ nur schwach detektierbar. Für Unterschiede der Systemsteifigkeit jedoch gilt auch im stationären Zustand $r^{(i,i^*)} \neq 0$ wenn $q_h \neq \mathbf{0}^{n_h \times 1}$. Damit können bei bestimmten $G_{f \rightarrow y}^{(i)}(s)$ Abweichungen der Systemsteifigkeit für die Residuen im Sinne der Definitionen 2.2 und 2.3 stark detektierbar werden. Für Unterschiede der aerodynamischen Parameter ist nach Gleichung (3.2) ebenfalls für den stationären Zustand immer ein Residuum $r^{(i,i^*)}(t) \neq 0$ für $x_a \neq \mathbf{0}^{n_a \times 1}$ und damit starke Detektierbarkeit möglich.

Diese Überlegungen zur Detektierbarkeit zeigen, dass bei geringen modalen Beschleunigungen, Geschwindigkeiten oder Auslenkungen die zu überwachenden und für die Betriebspunkt detektion herangezogenen fiktiven Fehlerkräfte nur mehr sehr wenig Information über die Unterschiede der Parameter des Strukturmodells enthalten. Dies kann zu ungenaueren Detektionen führen. Die Aufgabe der aktiven Strukturregelung ist es aber die Dämpfung aktiv zu erhöhen und somit gerade die Auslenkungen sowie deren zeitliche Ableitungen zu reduzieren. Innerhalb des MMAC sind also die Wirkung des Reglermoduls und die Erfordernisse für den Betrieb der Detektorkomponente entgegengesetzt. Diesem Konflikt ist durch die Einführung eines *Ungenauigkeitsfaktors* der von der Amplitude der Messungen abhängt in der Detektion (siehe (3.31)) Rechnung getragen.

Die Detektierbarkeit der Unterschiede der Systemparameter hängt neben der Parameterart jedoch auch von der Art der Messungen y und damit von den dynamischen Eigenschaften von $G_{f \rightarrow y}^{(i)}(s)$ ab. Werden m physikalische Beschleunigungen $y = \ddot{q}_{g,l}$, ($l \in \{1, 2, \dots, n_g\}$), des zu überwachenden aeroelastischen Systems als Messungen für die Berechnung der Residuen verwendet ergibt sich für die $m \times r_f$ TFM $G_{f \rightarrow y}^{(i)}(s)$ in (3.2) der Zusammenhang

$$G_{f \rightarrow y}^{(i)}(s) = s^2 \mathbf{I}^{m \times m} G_{f \rightarrow q_g}^{(i)}(s) \quad i = 1, 2, \dots, N_{DF}$$

mit der $m \times r_f$ TFM $G_{f \rightarrow q_g}^{(i)}(s)$ bei Messung von m physikalischen Verformungen $y = q_{g,l}$, ($l \in \{1, 2, \dots, n_g\}$). Analog gilt bei Messung von m physikalischen Geschwindigkeiten $y = \dot{q}_{g,l}$, ($l \in \{1, 2, \dots, n_g\}$),

$$G_{f \rightarrow y}^{(i)}(s) = s \mathbf{I}^{m \times m} G_{f \rightarrow q_g}^{(i)}(s) \quad i = 1, 2, \dots, N_{DF} \quad .$$

Sowohl bei der Messung von physikalischen Beschleunigungen, es ergibt sich nach (3.2)

$$r^{(i,i^*)}(s) = Q^{(i)}(s) \begin{bmatrix} s^2 \mathbf{I}^{m \times m} G_{f \rightarrow q_g}^{(i)}(s) \\ \mathbf{0}^{r_u \times r_f} \end{bmatrix} f_{f_h}^{(i,i^*)}(s) \quad i = 1, 2, \dots, N_{DF} \quad , \quad (3.8)$$

als auch bei der Messung von physikalischen Geschwindigkeiten, mit

$$r^{(i,i^*)}(s) = Q^{(i)}(s) \begin{bmatrix} s \mathbf{I}^{m \times m} G_{f \rightarrow q_g}^{(i)}(s) \\ \mathbf{0}^{r_u \times r_f} \end{bmatrix} f_{f_h}^{(i,i^*)}(s) \quad i = 1, 2, \dots, N_{DF} \quad (3.9)$$

ergibt sich im stationären Fall $G_{f \rightarrow r}^{(i)}(s=0) = \mathbf{0}^{1 \times r_f}$. Damit sind die fiktiven Fehlerkräfte $f_{f_h}^{(i,i^*)}(s)$ nach (3.8) und (3.9) für den Fall, dass $G_{f \rightarrow q_h}^{(i)}$ keinen doppelten beziehungsweise keinen einfachen Integrator enthält nach den Definitionen 2.2 und 2.3 nur schwach detektierbar. Im Fall der Messung von physikalischen Verrückungen können die fiktiven Fehlerkräfte mit einem geeigneten Residuengenerator nach der Definition 2.3 in jedem Fall stark detektierbar werden. Unter Berücksichtigung der Überlegungen (3.5)–(3.7) ergibt sich also nur für Veränderungen der Steifigkeiten bei gleichzeitiger Messung von physikalischen Verschiebungen das Szenario stark detektierbarer fiktiver Fehlerkräfte. Wird eine Überwachung hinsichtlich von Veränderungen der Massen beziehungsweise der Dämpfungen gefordert kann auch durch die Messung von Verformungen q_g die Bedingung für stark detektierbare Fehlerkräfte infolge von (3.5) und (3.6) nicht erfüllt werden. Meist ist dann die Nutzung der zur aktiven Strukturdämpfung gemessenen Signale auch für die Berechnung der Residuen am effektivsten.

Die zu überwachenden fiktiven Fehlerkräfte hängen nach (2.31) und (2.32) von den Zuständen ab und treten damit mit den Eigenfrequenzen des überwachten elastischen Systems auf. Die Eigenfrequenzen sind meist ausreichend hoch, so dass durch die nur schwache Fehlerdetektierbarkeit infolge der Messung von Geschwindigkeiten oder Beschleunigungen keine Beeinträchtigung der Güte der Detektion auftritt.

An den Gleichungen (3.8) und (3.9) lässt sich eine weitere Bedeutung der Messungen für die Detektierbarkeit der Unterschiede der Systemparameter ablesen. Die Auswahl der m Messungen $y = \ddot{q}_{g,l}$, $y = \dot{q}_{g,l}$ oder $y = q_{g,l}$, ($l \in \{1, 2, \dots, n_g\}$) muss für die Übertragungsfunktion von den fiktiven Fehlerkräften auf die Messungen $G_{f \rightarrow q_g}^{(i)} \neq \mathbf{0}^{m \times r_f}$ gewährleisten. Diese Bedingung stellt das Beobachtbarkeitsproblem der Detektion dar. Die Messungen müssen also in den physikalischen Freiheitsgraden erfolgen, die eine Wirkung der fiktiven Fehlerkräfte erfahren. Das sind idealerweise physikalische Freiheitsgrade an Strukturknoten, die zu den Netzelementen gehören, deren Parameterveränderungen zu überwachen sind.

Die Überwachung eines parametervarianten, aeroelastischen Systems (2.51) an N Nominalbetriebspunkten $\Theta^{(i)}$ durch einen Satz von Fehlerdetektionsfiltern, im Hinblick auf das Auftreten der durch die Parameterunterschiede $\Delta_{\Theta}^{(i,i^*)}$ verursachten fiktiven Fehlerkräfte $f_{f_h}^{(i,i^*)}$, ermöglicht über den Zusammenhang

$$r^{(i,i^*)}(t) = 0 \Leftrightarrow \Delta_{\Theta}^{(i,i^*)} = \mathbf{0}^{(3 \cdot n_g + 3) \times 1} \quad i = 1, 2, \dots, N_{DF} \quad (3.10a)$$

nur bei

$$\ddot{q}_h \neq \mathbf{0}^{n_h \times 1}, \dot{q}_h \neq \mathbf{0}^{n_h \times 1}, q_h \neq \mathbf{0}^{n_h \times 1}, x_a \neq \mathbf{0}^{n_a \times 1} \quad (3.10b)$$

die Detektion der exakten Übereinstimmung des Betriebspunkts der Regelstrecke mit einem oder mehreren Nominalbetriebspunkten, $\Theta^{(i)} = \Theta^{(i^*)}$.

Die Detektion der genauen Übereinstimmung des Streckenbetriebspunkts mit einem Nominalbetriebspunkt kann als Sonderfall der Detektionsaufgabe (3.12) innerhalb einer MMA Regelung betrachtet werden. In diesem speziellen Fall gilt dann für die detektierte Stützstelle $\Theta^{(i_{det})}$

$$i_{det} = \left\{ i \mid \Theta^{(i)} = \Theta^{(i^*)} \right\} \quad i = 1, 2, \dots, N_{DF} \quad ,$$

und für den Parameterabstand des zugehörigen detektierten Betriebspunkts von dem Betriebspunkt der Regelstrecke

$$\left| \Delta_{\Theta}^{(i_{det}, i^*)} \right| = \left| \Theta^{(i^*)} - \Theta^{(i_{det})} \right| = \mathbf{0}^{(3 n_g + 3) \times 1} \quad . \quad (3.11)$$

Detektion des Nominalbetriebspunkts mit dem geringsten Parameterabstand zum Betriebspunkt der Strecke

Die exakte Übereinstimmung des Betriebspunkts der Strecke mit einem Nominalbetriebspunkt darf für die sichere Funktion des MMAC keine Voraussetzung sein. Sie wird im realen Betrieb

des Systems sehr selten oder nie eintreten. Es ist vielmehr unverzichtbar und ein Kernbeitrag dieser Arbeit zu detektieren, welcher Nominalbetriebspunkt den geringsten Parameterabstand zum Betriebspunkt der Strecke aufweist, falls keine exakte Übereinstimmung des Betriebszustands der Strecke mit einem der Nominalbetriebspunkte festzustellen ist.

Diese Aufgabe erfordert eine Detektion des geringsten Parameterabstands für alle in dem Vektor Θ enthaltenen, als variabel angenommenen, Parameter. Nach (2.46) also sowohl für die variablen Parameter des Strukturmodells, physikalische Massen, physikalische Dämpfungen und physikalische Steifigkeiten als auch für die Parameter U_∞ , q_∞ , Ma des Aerodynamikmodells. Die Unterschiede der Strukturparameter und der Aerodynamikparameter gehen auf unterschiedliche Art in die fiktiven Fehlerkräfte ein. Während die fiktiven Kräfte direkt von den Unterschieden der physikalischen Strukturparameter bestimmt werden (siehe 2.39) geht von den aerodynamischen Parametern nur der Staudruckunterschied $\Delta_{q_\infty}^{(i,i^*)}$ direkt in die Fehlerkräfte ein. Von den Unterschieden der Machzahl $\Delta_{Ma}^{(i,i^*)}$ und der Anströmgeschwindigkeit $\Delta_{U_\infty}^{(i,i^*)}$ hingegen hängen die Fehlerkräfte nur indirekt über die Unterschiede der aerodynamischen Approximationsmatrizen (siehe (2.55), (2.56) (2.57)) ab. Die Unterschiede der aerodynamischen Approximationsmatrizen besitzen jedoch infolge des Approximationsverfahrens keine physikalisch interpretierbare Information mehr hinsichtlich des Machzahlunterschieds.

Die Detektion des geringsten Parameterabstands muss daher zweigeteilt erfolgen. Der im Sinn des minimalen Abstands der physikalischen Strukturparameter nächstgelegene Nominalbetriebspunkt kann mit Hilfe der durch die Detektionsfilter berechneten Residuen bestimmt werden, da die fiktiven Fehlerkräfte direkt die Information dieser Parameterunterschiede tragen. Zur Detektion des minimalen Unterschieds der aerodynamischen Parameter hingegen muss auf die zur Verfügung stehenden Messungen wie Staudruck und Flughöhe zurückgegriffen werden, die bereits in die primäre Flugsteuerung eingehen. Die Detektion des nach dem Parameterabstand nächstgelegenen Nominalbetriebspunkts ermöglicht die Detektion des Beladungszustands eines Flugzeugs. Für die Massenverteilung existieren im Allgemeinen keine Sensoren an Bord und damit gehen Informationen über den Beladungszustand bisher nicht in die primäre Flugsteuerung ein.

Abbildung 3.5 zeigt das Prinzip der zweigeteilten Detektion des Nominalbetriebspunkts mit dem geringsten Parameterabstand am Beispiel eines Tragflächentanks mit variabler Befüllung. Die unterschiedlichen Betankungen werden als Massenunterschiede Δm in zwei Strukturknoten modelliert. Infolge dieser Unterschiede der physikalischen Strukturparameter treten in den physikalischen Freiheitsgraden dieser beiden Strukturknoten die fiktive Fehlerkräfte $f_{fstg,l_1}, f_{fstg,l_2}, \dots, f_{fstg,l_6}$ auf. Nach den aerodynamischen Parametern skalierte Detektionsfilter, deren Entwurfspunkte unterschiedliche diskrete Kombinationen der Knotenmassen repräsentieren, berechnen Residuen aus der Messung des bekannten Ruderausschlags sowie der gemessenen physikalischen Beschleunigung des Flügels. Dabei kommt der jeweils den gemessenen aerodynamischen Parametern entsprechende Filter-Satz zum Einsatz. Die Bestimmung des nächstgelegenen Nominalbetriebspunkts mit Hilfe dieser Residuen wird im Folgenden eingehend untersucht. Es wird nur die Überwachung der Nominalmodelle hinsichtlich der fiktiven Fehlerkräfte f_{fstg} in physikalischen Koordinaten hervorgerufen durch Unterschiede der physikalischen Strukturparameter (2.39) betrachtet. Es ist der Nominalbetriebspunkt in der Menge der Nominalbetriebspunkte zu detektieren für den der Parameterabstand der $3 \cdot n_g$ Parameter des physikalischen g -sets des Strukturmodells

$$\left| \Delta_{\Theta_g}^{(i,i^*)} \right| = \left| \Theta_g^{(i)} - \Theta_g^{(i^*)} \right|$$

minimal ist. Also gilt für den zu detektierenden Nominalbetriebspunkt

$$\begin{aligned} \left| \Delta_{\Theta_g}^{(i_{det},i^*)} \right| &:= \min_{i=1,2,\dots,N} \left| \Delta_{\Theta_g}^{(i,i^*)} \right| \\ &= \min_{i=1,2,\dots,N} \sqrt{\left(\Delta_{\Theta_{g,1}}^{(i,i^*)} \right)^2 + \left(\Delta_{\Theta_{g,2}}^{(i,i^*)} \right)^2 + \dots + \left(\Delta_{\Theta_{g,3n_g}}^{(i,i^*)} \right)^2} . \end{aligned} \quad (3.12)$$

gilt. Diese Minimumbetrachtung verleiht der Detektion eine Robustheit gegenüber Unsicherheiten, die sich an allen Filterentwurfspunkten in gleichem Maße auf die Residuen auswirken.

Die Detektionsaufgabe (3.12) lässt sich so als Suche nach i_{det} mit

$$\left\{ i_{\text{det}} \left\| \left\| r^{(i_{\text{det}}, i^*)} \right\|_f = \min_{i=1,2,\dots,N_{DF}} \left\| r^{(i, i^*)} \right\|_f \Leftrightarrow \left| \Delta_{\Theta_g}^{(i_{\text{det}}, i)} \right| = \min_{i=1,2,\dots,N_{DF}} \left| \Delta_{\Theta_g}^{(i, i^*)} \right| \right\} \quad (3.14)$$

interpretieren, also dass derjenige Filterentwurfspunkt mit dem minimalen verbesserten Residuum auch den minimalen Parameterabstand von der Regelstrecke aufweist. Im Folgenden wird gezeigt, dass diese Fehlerdetektions- und qualitative Schätzaufgabe ebenfalls mit Hilfe der Methoden der linearen, modellbasierten Fehlerüberwachung gelöst werden kann. Zur Überwachung des parametervarianten, aeroelastischen Modells (2.51) an den Filterentwurfspunkten hinsichtlich der, als parametrische Fehler interpretierten, fiktiven Fehlerkräfte in physikalischen Koordinaten $f_{fst_g}^{(i, i^*)} = (f_{fst_g,1}^{(i, i^*)}, f_{fst_g,2}^{(i, i^*)}, \dots, f_{fst_g, n_g}^{(i, i^*)})^T$ dienen die in Abschnitt 2.3 vorgestellten modellbasierten linearen Detektionsfilter.

Nach (3.3b) entspricht das durch diese Filter berechnete Residuum der gewichteten Summe der fiktiven Fehlerkräfte in den unterschiedlichen physikalischen Freiheitsgraden des elastischen Systems. Diese Summenbildung stellt ein Hauptproblem der Detektion dar. Die fiktiven Fehlerkräfte können sich teilweise oder ganz aufheben und damit, die in den Kräften getragenen Informationen über die Unterschiede der physikalischen Strukturparameter für eine Auswertung des Residuums hinsichtlich der Amplitude unzugänglich werden.

Die in dieser Arbeit entwickelte Strategie zur Lösung der Detektionsaufgabe (3.14) beruht auf einer doppelten Entkopplung:

1. **Entkopplung der fiktiven Fehlerkräfte und der Parameterunterschiede**

Jeder Parameterunterschied wirkt nur in einem physikalischen Freiheitsgrad.

2. **Entkopplung der Residuen und der fiktiven Fehlerkräfte.**

Jedes Residuum wird nur von einer fiktiven Fehlerkraft beeinflusst

Ziel der **1. Entkopplung** ist eine diagonale Struktur der Matrizen der Unterschiede der physikalischen Strukturparameter. Nach (2.43) ergibt sich dann für die fiktive Fehlerkraft im l -ten physikalischen Freiheitsgrad

$$f_{fst_g, l}^{(i, i^*)}(t) := \Delta_{n_{g,l}}^{(i, i^*)} \ddot{q}_{g,l}(t) + \Delta_{d_{g,l}}^{(i, i^*)} \dot{q}_{g,l}(t) + \Delta_{k_{g,l}}^{(i, i^*)} q_{g,l}(t) \quad l = 1, 2, \dots, n_g \quad i = 1, 2, \dots, N_{DF} \quad (3.15)$$

Diagonale Matrizen der Parameterunterschiede können zum einen aus der Modellstruktur resultieren. So besitzt zum Beispiel die Massenmatrix und damit auch die Matrix der Änderung der Massenparameter eines konzentrierten Systems eine diagonale Struktur. Zum anderen können die Matrizen der Änderungen der Parameter gezielt diagonalisiert werden, zum Beispiel durch eine Singulärwertzerlegung (SVD). Einen ähnlichen Ansatz präsentieren Liberatore et al. [144, 145] für die Matrix der Veränderungen der physikalischen Steifigkeit eines konzentrierten Systems. Die Beträge der Singulärwerte stellen dann ein Maß für die Wirksamkeit der fiktiven Fehlerkräfte an den einzelnen Knoten der Struktur auf das System dar.

Die Entkopplung der Wirkung der Fehlerkräfte auf die Residuen durch die **2. Entkopplung** entspricht einer Fehlerisolationsaufgabe aus dem Bereich der linearen, modellbasierten Fehlerüberwachung (siehe Abschnitt 2.3.2). Resultat der Entkopplung ist ein strukturierter Satz von Residuen $r_l^{(i, i^*)}$, ($l = 1, 2, \dots, n_g$), ($i = 1, 2, \dots, N_{DF}$). Ein Detektor, ausschließlich sensitiv für die fiktiven Fehlerkräfte des l -ten Strukturknotens, wird nach Blanke et al. [22, S. 187], Chen & Patton [43, S. 220], oder Huo [104, S. 121] an einem umgeordneten System (2.51) ausgelegt. Die Umordnung

des Systems (2.51) an dem i -ten Filterentwurfspunkt mit der Eingangsmatrix $B_{fst}^{(i)}$ (2.40) und der Durchgriffsmatrix $D_{fst}^{(i)}$ (2.41) der fiktiven Fehlerkräfte $f_{fst_g}^{(i,i^*)}$ (2.39) ergibt

$$\dot{x}(t) = A^{(i)} x(t) + B_u^{(i)} u(t) + B_{fst(l)}^{(i)} f_{fst_g,l}^{(i,i^*)}(t) + \underbrace{\left[B_d^{(i)}, B_{fst([1:(l-1),(l+1):n_g])}^{(i)} \right]}_{\tilde{B}_d^{(i)}} \underbrace{\left(d(t), f_{fst_g,1}^{(i,i^*)}(t), \dots, f_{fst_g,l-1}^{(i,i^*)}(t), f_{fst_g,l+1}^{(i,i^*)}(t), \dots, f_{fst_g,n_g}^{(i,i^*)}(t) \right)^T}_{\tilde{d}(t)} \quad (3.16a)$$

$$y(t) = C^{(i)} x(t) + D_u^{(i)} u(t) + D_{fst(l)}^{(i)} f_{fst_g,l}^{(i,i^*)}(t) + \underbrace{\left[D_d^{(i)}, D_{fst([1:(l-1),(l+1):n_g])}^{(i)} \right]}_{\tilde{D}_d^{(i)}} \underbrace{\left(d(t), f_{fst_g,1}^{(i,i^*)}(t), \dots, f_{fst_g,l-1}^{(i,i^*)}(t), f_{fst_g,l+1}^{(i,i^*)}(t), \dots, f_{fst_g,n_g}^{(i,i^*)}(t) \right)^T}_{\tilde{d}(t)} \quad (3.16b)$$

$$i = 1, 2, \dots, N_{DF}$$

mit $B_{fst([1:(l-1),(l+1):n_g])}^{(i)}$ und $D_{fst([1:(l-1),(l+1):n_g])}^{(i)}$ den Spalten der Fehlerdistributionsmatrix beziehungsweise der Fehlerdurchgriffsmatrix ausgenommen der l -ten Spalte $B_{fst(l)}^{(i)}$, $D_{fst(l)}^{(i)}$. Die zu entkoppelnden $n_g - 1$ fiktiven Fehlerkräfte werden in der Umordnung also den Störungen zugeschlagen. Über die Auslegungsbedingung (2.69) mit $G_{d \rightarrow y}^{(i)}(s) = [C^{(i)}(sI - A^{(i)})^{-1} \tilde{B}_d^{(i)} + \tilde{D}_d^{(i)}]$ wird das Residuum dann von diesen Fehlerkräften entkoppelt. Ist diese Entkopplung erfolgreich entsprechen die einzelnen Residuen nicht mehr einer gewichteten Summe von Fehlerkräften (siehe (3.3b)). Jedes der Residuen wird nunmehr von einer einzigen fiktiven Fehlerkraft beeinflusst

$$r_l^{(i,i^*)}(s) = G_{f_l \rightarrow r}^{(i)}(s) f_{fst_g,l}^{(i,i^*)}(t) \quad l = 1, 2, \dots, n_g \quad i = 1, 2, \dots, N \quad (3.17)$$

Die Residuen $r_l^{(i,i^*)}$, ($l = 1, 2, \dots, n_g$) bilden damit einen geordneten Residuensatz. Bedingung zur Realisierung der Kopplung des l -ten Residuums mit der l -ten Fehlerkraft an dem i -ten Filterentwurfspunkt ist nach Blanke et al. [22, S. 187]

$$\text{rank} \left(\left[G_{f_l \rightarrow y}^{(i)}(s), G_{f_{[1, \dots, l-1, l+1, \dots, n_g]} \rightarrow y}^{(i)}(s) \right] \right) > \text{rank} \left(G_{f_l \rightarrow y}^{(i)}(s) \right) \quad i = 1, 2, \dots, N_{DF} \quad (3.18)$$

Dafür ist eine notwendige Bedingung

$$n_g - 1 < m \quad (3.19)$$

Das heißt, die Anzahl der Messungen muss größer als die Anzahl der zu entkoppelnden fiktiven Fehlerkräfte sein. Theoretisch entspricht die Anzahl n_g der fiktiven Fehlerkräfte bei Überwachung aller physikalischen Freiheitsgrade der Anzahl der physikalischen Freiheitsgrade. Damit müssten zur Realisierung der Entkopplung nach Bedingung (3.19) eine Anzahl von $m = n_g$ Messungen, also die maximale Anzahl linear unabhängiger Messungen, bei $n_g - 1$ zu entkoppelnden Fehlerkräften zur Verfügung stehen. Eine zusätzlich zu entkoppelnde Störung könnte dann nicht mehr berücksichtigt werden. Diese enorm hohe Anzahl von Messungen ist nicht zu verwirklichen. In dem Einsatzszenario für den in dieser Arbeit entwickelten MMAC sollen jedoch Vorgänge wie zum Beispiel die Veränderung des Füllstands eines Tragflächentanks (siehe Abbildung 3.5) betrachtet werden. Für derartige Vorgänge ist nicht zu erwarten, dass sich an allen Strukturknoten die Parameter verändern. Parameterveränderungen werden vielmehr nur an den wenigen Strukturknoten auftreten, die zu den Netzelementen gehören, deren physikalische Parameter sich verändern. Damit wirken auch nicht in allen n_g physikalischen Freiheitsgraden fiktive Fehlerkräfte. In Entkopplung 2 sind dann weit weniger als $n_g - 1$ Fehlerkräfte zu entkoppeln und damit bei einer realistischen Anzahl von notwendigen Messungen $m \ll n_g$ auch zusätzliche Störungen entkoppelbar.

Sind die Bedingungen (3.18) beziehungsweise (3.19) nicht erfüllt, kann ein diagonales Isolationschema nach Tabelle 3.2 nicht verwirklicht werden und ein Satz anders strukturierter Residuen

muss zur Isolation des veränderten Strukturelements gebildet werden innerhalb dessen jeweils eine spezifische Teilmenge der Menge der Residuen von den einzelnen Fehlern abhängt.

Bei erfolgreicher Entkopplung 1 und Entkopplung 2 ist die Wirkung der Parameterveränderungen an den einzelnen Strukturknoten auf die Residuen entkoppelt. Die l -te fiktive Fehlerkraft $f_{fstg,l}^{(i,i^*)}$ hängt infolge der durch Entkopplung 1 geschaffenen diagonalen Struktur der Matrizen der Parameterunterschiede nur von Veränderungen der physikalischen Parameter im l -ten physikalischen Freiheitsgrad ab. Durch Entkopplung 2 ist nur das l -te Residuum für diese l -te fiktive Fehlerkraft sensitiv. Mit (3.15) und (3.17) ergibt sich für das Residuum zur Überwachung des l -ten Strukturknotens

$$r_l^{(i,i^*)}(s) = G_{f_l \rightarrow r}^{(i)}(s) \left(s^2 \Delta_{m_{g,l}}^{(i,i^*)} + s \Delta_{d_{g,l}}^{(i,i^*)} + \Delta_{k_{g,l}}^{(i,i^*)} \right) q_{g,l}(s) \quad l = 1, 2, \dots, n_g \quad i = 1, 2, \dots, n \quad (3.20)$$

mit der 1×1 TFM $G_{f_l \rightarrow r}^{(i)}(s)$ von der l -ten Fehlerkraft auf das l -te Residuum. Residuen mit diesen Eigenschaften erlauben die Isolation von Strukturknoten und damit der Netzelemente mit, zum Beispiel durch einen Schaden hervorgerufenen, veränderten physikalischen Parametern. Die Residuen reagieren in einem bestimmten eindeutigen Muster

$$\begin{aligned} r_l^{(i,i^*)} \neq 0 &\Leftrightarrow \Delta_{M_{gg;l,l}}^{(i,i^*)} \neq 0 \vee \Delta_{D_{gg;l,l}}^{(i,i^*)} \neq 0 \vee \Delta_{K_{gg;l,l}}^{(i,i^*)} \neq 0 \\ r_{(1:(l-1),(l+1):n_g)}^{(i,i^*)} = 0 &\Leftrightarrow \Delta_{M_{gg;l,l}}^{(i,i^*)} \neq 0 \vee \Delta_{D_{gg;l,l}}^{(i,i^*)} \neq 0 \vee \Delta_{K_{gg;l,l}}^{(i,i^*)} \neq 0 \quad , \end{aligned} \quad (3.21)$$

auf die Parameterveränderungen an den unterschiedlichen Strukturknoten unter Berücksichtigung der Überlegung aus (3.10). Dieses Abhängigkeitsmuster ergibt das in Tabelle 3.2 dargestellte Isolationsschema. Ist die Entkopplung 1 nicht erfüllt, kann also eine diagonale Struktur der Matrizen

	physikalischer Freiheitsgrad			
	$l = 1$	$l = 2$	\dots	$l = n_g$
$r_{l=1}^{(i,i^*)}$	×	○	\dots	○
$r_{l=2}^{(i,i^*)}$	○	×	\dots	○
\vdots	\vdots	\vdots	\ddots	\vdots
$r_{l=n_g}^{(i,i^*)}$	○	○	\dots	×

Tabelle 3.2: Diagonales Schema zur Isolation von Strukturknoten mit veränderten Parametern
„×“ Beeinflussung, „○“ keine Beeinflussung

der Parameterunterschiede nicht realisiert werden, kann ein Isolationsschema nach Tabelle 3.2 nur mit Hilfe von nichtlinearen Entkopplungen zum Beispiel nach Garcia et al. [84], Garcia [85], Seliger & Frank [223] oder Klein & Nielsen [127] realisiert werden.

Das doppelt entkoppelte Residuum (3.20) wird nun zur Lösung der Detektionsaufgabe nach (3.14) herangezogen. Es ergeben sich hinsichtlich der Anzahl der zu überwachenden Parameter und der Anzahl der zu überwachenden physikalischen Freiheitsgrade unterschiedliche Detektionsfälle:

1. Je ein Parameter in einem Freiheitsgrad

Die Regelung soll nur an Unterschiede eines Parameters die ausschließlich in dem l -ten physikalischen Freiheitsgrad des Struktur auftreten adaptiert werden. Die Regelung besitzt in diesem Fall nur eine Dispositionsvariable. Es ergibt sich das einzelne für die l -te fiktive Fehlerkraft sensitive Residuum nach (3.20) zu

$$r_l^{(i,i^*)}(s) = G_{f_l \rightarrow r}^{(i)}(s) \Delta^{(i,i^*)} q_{g,l}(s) \quad i = 1, 2, \dots, N_{DF} \quad .$$

mit $\Delta^{(i,i^*)} = s^2 \Delta_{m_{g,l}}^{(i,i^*)}$ im Fall eines Unterschieds der Masse, der Dämpfung $\Delta^{(i,i^*)} = s \Delta_{d_{g,l}}^{(i,i^*)}$ und der Steifigkeit $\Delta^{(i,i^*)} = \Delta_{k_{g,l}}^{(i,i^*)}$. Es zeigt sich damit, dass im l -ten Freiheitsgrad

$$\min_{i=1,2,\dots,N_{DF}} \left| r_l^{(i,i^*)} \right| \Leftrightarrow \min_{i=1,2,\dots,N_{DF}} \left| \Delta_{\Theta_g}^{(i,i^*)} \right|$$

gilt unter der Bedingung, dass

$$\left| G_{f_l \rightarrow r}^{(1)}(s) \right| = \left| G_{f_l \rightarrow r}^{(2)}(s) \right| = \dots = \left| G_{f_l \rightarrow r}^{(N)}(s) \right|$$

erfüllt ist. Durch die qualitative Schätzung der fiktiven Fehlerkraft im l -ten physikalischen Freiheitsgrad ist die Detektionsaufgabe (3.14) gelöst. Der Sonderfall

$$\left| G_{f_l \rightarrow r}^{(1)}(s) \right| = \left| G_{f_l \rightarrow r}^{(2)}(s) \right| = \dots = \left| G_{f_l \rightarrow r}^{(N)}(s) \right| = 1$$

erfüllt mit Gleichung (3.3b) darüber hinaus die Voraussetzung für die quantitative Schätzung der fiktiven Fehlerkraft

$$r_l^{(i,i^*)} = f_{fst_{g,l}}^{(i,i^*)} \quad i = 1, 2, \dots, N_{DF}$$

an den Filtersynthesepunkten. Abbildung 3.6 zeigt die schematische Darstellung der Detektion des minimalen Nominalbetriebspunkts mit dem minimalen Parameterabstand von dem Betriebspunkt der Strecke für einen variablen Parameter, Masse, Dämpfung oder Steifigkeit, im l -ten physikalischen Freiheitsgrad.

In einer MMA Anwendung würden in diesem Fall die Filterentwurfspunkte an den Nominalbetriebspunkten gewählt werden. Zu jedem Nominalbetriebspunkt existiert dann ein lokaler Regler ($N_{DF} = N$) in dem Regler-Satz (siehe Abschnitt 3.2). Damit entspricht in diesem Fall die Anzahl der benötigten Detektionsfilter der Anzahl der lokal robusten Regler und die Synthesepunkte der Detektionsfilter den Nominalbetriebspunkten. Der zum detektierten Nominalbetriebspunkt gehörende Regler wird dann auf das System aufgeschaltet.



Abbildung 3.6: Schematische Darstellung der Detektion für den Unterschied eines Parameters im l -ten Freiheitsgrad

In dem l -ten physikalischen Freiheitsgrad wird der Filterentwurfspunkt i_{det} (\times) mit dem minimalen Abstand bezüglich des variablen Parameters Masse oder Dämpfung oder Steifigkeit zum Betriebspunkt (∇) der Strecke detektiert. Der Vektor $\Theta_{g,l}^{(i)} = (m_{g,l}^{(i)}, d_{g,l}^{(i)}, k_{g,l}^{(i)})^T$ beinhaltet die zu dem l -ten überwachten Freiheitsgrad gehörenden Strukturparameter am i -ten Filterentwurfspunkt.

2. Je ein Parameter in mehreren Freiheitsgraden

Die MMA Regelung soll an Veränderungen je eines Parameters in mehreren n_l physikalischen Freiheitsgraden des Systems adaptiert werden. Die Regelung besitzt in diesem Fall n_l Dispositionsvariablen.

Dieser Fall entspricht dem Einsatzszenario des MMAC das dieser Arbeit zugrundeliegt. Verändert sich zum Beispiel die Befüllung eines Tanks in der Tragfläche eines Flugzeugs (siehe Abbildung 3.5) so ändert sich die Masse nur an einigen Strukturknoten und damit die Masse nur in den physikalischen Freiheitsgraden l_1, l_2, \dots, n_l dieser Strukturknoten.

Es ergeben sich nach (3.20) die n_l Residuen zu

$$r_l^{(i,i^*)}(s) = G_{f_l \rightarrow r}^{(i)}(s) \Delta^{(i,i^*)} q_{g,l}(s) \quad l = l_1, l_2, \dots, n_l \quad i = 1, 2, \dots, N_{DF} \quad .$$

Mit $\Delta^{(i,i^*)} = s^2 \Delta_{m_{g,l}}^{(i,i^*)}$ im Fall eines Unterschieds der Masse, der Dämpfung $\Delta^{(i,i^*)} = s \Delta_{d_{g,l}}^{(i,i^*)}$ und der Steifigkeit $\Delta^{(i,i^*)} = \Delta_{k_{g,l}}^{(i,i^*)}$ im jeweils l -ten Freiheitsgrad. Es ist analog zu Fall 1 für jedes der n_l Residuen einzeln

$$\min_{i=1,2,\dots,N_{DF}} \left| r_l^{(i,i^*)} \right| \Leftrightarrow \min_{i=1,2,\dots,N_{DF}} \left| \Delta^{(i,i^*)} \right| \quad l = l_1, l_2, \dots, n_l$$

erfüllt. Wobei je nach veränderlichem Strukturparameter $\Delta^{(i,i^*)} = \Delta_{m_{g,l}}^{(i,i^*)}$ oder $\Delta^{(i,i^*)} = \Delta_{d_{g,l}}^{(i,i^*)}$ oder $\Delta^{(i,i^*)} = \Delta_{k_{g,l}}^{(i,i^*)}$ gilt. Bedingung für die erfolgreiche Detektion ist auch hier die einheitliche Gewichtung der Fehlerkräfte an den Filterentwurfspunkten

$$\begin{aligned} \left| G_{f,l_1 \rightarrow r}^{(1)} \right| &= \left| G_{f,l_1 \rightarrow r}^{(2)} \right| = \dots = \left| G_{f,l_1 \rightarrow r}^{(N_{DF})} \right| \\ \left| G_{f,l_2 \rightarrow r}^{(1)} \right| &= \left| G_{f,l_2 \rightarrow r}^{(2)} \right| = \dots = \left| G_{f,l_2 \rightarrow r}^{(N_{DF})} \right| \\ &\vdots \\ \left| G_{f,n_l \rightarrow r}^{(1)} \right| &= \left| G_{f,n_l \rightarrow r}^{(2)} \right| = \dots = \left| G_{f,n_l \rightarrow r}^{(N_{DF})} \right| \end{aligned} \quad (3.22)$$

in den jeweiligen zu überwachenden Freiheitsgraden. Die Detektionsaufgabe (3.14) kann damit in den einzelnen physikalischen Freiheitsgraden durch eine qualitative Schätzung der fiktiven Fehlerkräfte gelöst werden. Der Sonderfall

$$\begin{aligned} \left| G_{f,l_1 \rightarrow r}^{(1)} \right| &= \left| G_{f,l_1 \rightarrow r}^{(2)} \right| = \dots = \left| G_{f,l_1 \rightarrow r}^{(N_{DF})} \right| = 1 \\ \left| G_{f,l_2 \rightarrow r}^{(1)} \right| &= \left| G_{f,l_2 \rightarrow r}^{(2)} \right| = \dots = \left| G_{f,l_2 \rightarrow r}^{(N_{DF})} \right| = 1 \\ &\vdots \\ \left| G_{f,n_l \rightarrow r}^{(1)} \right| &= \left| G_{f,n_l \rightarrow r}^{(2)} \right| = \dots = \left| G_{f,n_l \rightarrow r}^{(N_{DF})} \right| = 1 \end{aligned} \quad (3.23)$$

erfüllt auch hier die Voraussetzung für die quantitative Schätzung der fiktiven Fehlerkraft im jeweiligen physikalischen Freiheitsgrad

$$r_l^{(i,i^*)} = f_{f_{st_g},l}^{(i,i^*)} \quad l = l_1, l_2, \dots, n_l \quad i = 1, 2, \dots, N_{DF}$$

an den Filtersynthesepunkten. Abbildung 3.7 zeigt die schematische Darstellung der Detektion in den einzelnen Freiheitsgraden. Für jeden Freiheitsgrad separat, also unabhängig von den anderen Freiheitsgraden, wird der Filterentwurfspunkt detektiert, der den geringsten Abstand des variablen Parameters im entsprechenden Freiheitsgrad von dem Betriebspunkt der Strecke besitzt. Jede Kombination der Filterentwurfspunkte repräsentiert einen Reglersynthesepunkt beziehungsweise Nominalbetriebspunkt

$$\Theta_g^{(i)} = \left(m_{g,l_1}^{(1,2,\dots,N_{DF})}, m_{g,l_2}^{(1,2,\dots,N_{DF})}, \dots, m_{g,n_l}^{(1,2,\dots,N_{DF})}, d_{g,l_1}^{(1,2,\dots,N_{DF})}, d_{g,l_2}^{(1,2,\dots,N_{DF})}, \dots, d_{g,n_l}^{(1,2,\dots,N_{DF})}, k_{g,l_1}^{(1,2,\dots,N_{DF})}, k_{g,l_2}^{(1,2,\dots,N_{DF})}, \dots, k_{g,n_l}^{(1,2,\dots,N_{DF})} \right)^T.$$

Der zu detektierende Nominalbetriebspunkt nach (3.12) ergibt sich dann als Kombination der in den einzelnen Freiheitsgraden detektierten Filterentwurfspunkte zu

$$\Theta_g^{(i_{det})} = \left(m_{g,l_1}^{(i_{det},l_1)}, m_{g,l_2}^{(i_{det},l_2)}, \dots, m_{g,n_l}^{(i_{det},n_l)}, d_{g,l_1}^{(i_{det},l_1)}, d_{g,l_2}^{(i_{det},l_2)}, \dots, d_{g,n_l}^{(i_{det},n_l)}, k_{g,l_1}^{(i_{det},l_1)}, k_{g,l_2}^{(i_{det},l_2)}, \dots, k_{g,n_l}^{(i_{det},n_l)} \right)^T. \quad (3.24)$$

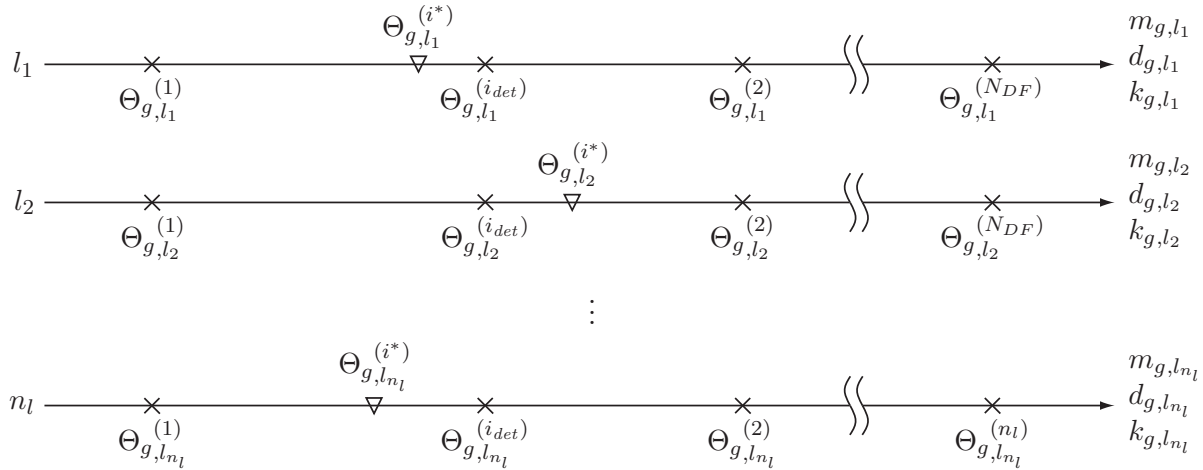


Abbildung 3.7: Schematische Darstellung der Detektion für den Unterschied eines Parameters in einem Freiheitsgrad

In jedem physikalischen Freiheitsgrad separat wird bezüglich des jeweils einen variablen Parameters (Masse oder Dämpfung oder Steifigkeit) der Filterentwurfspunkt i_{det} (\times) mit dem geringsten Abstand zum Betriebspunkt (∇) der Strecke detektiert. Der Vektor $\Theta_{g,l}^{(i)} = (m_{g,l}^{(i)}, d_{g,l}^{(i)}, k_{g,l}^{(i)})^T$ beinhaltet die zu dem l -ten überwachten Freiheitsgrad gehörenden Strukturparameter am i -ten Filterentwurfspunkt.

Für den detektierten Nominalbetriebspunkt $\Theta_g^{(i_{det})}$ gilt dann

$$\left\{ \Theta_g^{(i_{det})} \left| \left| r^{(i_{det}, i^*)} \right| \right|_f = \min_{i=1,2,\dots,N} \left| \left| r^{(i, i^*)} \right| \right|_f \Leftrightarrow \left| \Delta_{\Theta_g}^{(i_{det}, i^*)} \right| = \min_{i=1,2,\dots,N} \left| \Delta_{\Theta_g}^{(i, i^*)} \right| \right\} . \quad (3.25)$$

Abbildung 3.8 zeigt schematisch die freiheitsgradenkoppelte Detektionslogik am Beispiel eines Systems mit je einem variablen Massenparameter als Dispositionsvariablen in zwei physikalischen Freiheitsgraden. Diese Adaptionaufgabe ist für das Beispiel in Kapitel 4 zu lösen. Die Abbildung zeigt links ein ungeordnetes Netz von Nominalbetriebspunkten in dem globalen Betriebsbereich des Systems, rechts ein geordnetes Netz der Reglersynthesepunkte. Die Filtersynthesepunkte haben jeweils eine Dispositionsvariable mit den Nominalbetriebspunkten gemeinsam. Die zugehörigen Filter sind bezüglich Parameterveränderungen der Strecke in dieser Variablen sensitiv. Abbildung 3.8 zeigt, dass die Anzahl N_{DF} der für diese Detektionsstrategie notwendigen Detektionsfilter stark von der Verteilung der Nominalbetriebspunkte im globalen Betriebsbereich der Strecke abhängt. Im schlechtesten Fall gilt, wie in dem ungeordneten Netz der Nominalbetriebspunkte in Abbildung 3.8 (links), für die Anzahl der Filter $N_{DF} = n_l \cdot N$. Lassen sich die Nominalbetriebspunkte jedoch ordnen, so dass mehrere Punkte den gleichen Wert einer Dispositionsvariable besitzen (siehe Abbildung 3.8, rechts), kann eine deutlich geringere Anzahl $N_{DF} \leq N$ von notwendigen Detektionsfiltern erreicht werden. Eine geringe Anzahl von Detektionsfiltern ist im Hinblick auf die Echtzeitfähigkeit des MMAC von großer Bedeutung. Abbildung 3.8 zeigt Streckenbetriebspunkte, die nicht mit einem der Nominalbetriebspunkte übereinstimmen. Die für Veränderungen einer Dispositionsvariablen sensitiven Detektionsfilter liefern an den Filterentwurfspunkten je ein Residuum, dessen Amplitude ein Maß für den Abstand dieses Entwurfspunktes zum Betriebspunkt der Strecke im jeweiligen sensitiven Parameter darstellt. Der zur Kombination der bezüglich der einzelnen Dispositionsvariablen detektierten Filterentwurfspunkte (in Abbildung 3.8 mit Pfeilen markiert) gehörige Nominalbetriebspunkt ist dann dem Betriebspunkt der Strecke im Sinne des Parameterabstands nächstgelegenen.

3. Mehrere Parameter in einem oder mehreren Freiheitsgraden

Dieser Adaptionfall tritt auf, wenn sich im l -ten Freiheitsgrad mehrere Systemparameter

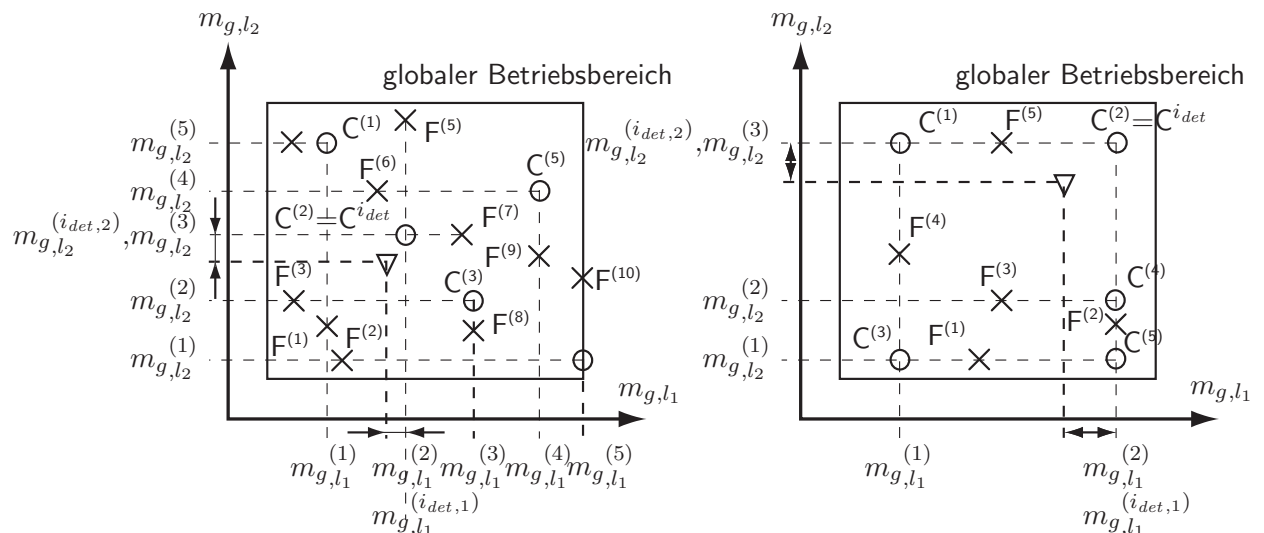


Abbildung 3.8: Schematische Darstellung der freiheitsgradentkoppelten Detektionslogik

Links: ungeordnetes Netz von Nominalbetriebspunkten (o) mit zugehörigen lokalen Reglern $C^{(1)}, \dots, C^{(5)}$

Rechts: geordnetes Netz von Nominalbetriebspunkten

Jeweils mit Filterentwurfspunkten (x) und zugehörigen Filtern $F^{(1)}, F^{(2)}, \dots$ und dem Betriebspunkt (∇) der Regelstrecke für jeweils zwei Dispositionsvariablen.

verändern. Gleichung (3.15) zeigt, dass die fiktive Fehlerkraft, die in diesem Freiheitsgrad auftritt, sich je nach variablen Parametern als Summe aus der fiktiven Trägheitskraft, fiktiven Dämpfungskraft und fiktiven Steifigkeitskraft zusammensetzt. Durch Auslöschungen dieser Kräfte kann die in der fiktiven Fehlerkraft enthaltene Information über die Parameteränderungen sinken. Die Detektion kann ungenau oder auch unmöglich werden.

Ist also die Normierungsbedingung (3.22) erfüllt, sowie die Entkopplung 1 und Entkopplung 2 möglich, kann die Detektionsaufgabe (3.14) durch die Überwachung der Regelstrecke an den Filterentwurfspunkten hinsichtlich der fiktiven Fehlerkräfte durch eine Suche nach dem minimalen verbesserten Residuum über alle Entwurfspunkte und alle Freiheitsgrade gelöst werden. Verändert sich pro überwachtem Freiheitsgrad nur ein Parameter, ist die Detektion exakt. Das verbesserte Residuum an einem Filterentwurfspunkt kann als ein qualitatives Maß für den Parameterabstand dieses Entwurfspunkts von dem Betriebspunkt der Regelstrecke betrachtet werden.

Die Normierung der Übertragungsfunktionen nach (3.22) kann näherungsweise durch eine Einheitsnormierung der für die Parameterveränderungen in den einzelnen Freiheitsgraden sensitiven Filter $Q_l^{(i)}(s)$ nach der H_∞ -Norm der 1×1 TFM $G_{f_l \rightarrow r}^{(i)}(s)$

$$Q_{l_{no}}^{(i)}(s) = \frac{1}{\max_{i=1,2,\dots,N_{DF}} \left\| G_{f_{g,l} \rightarrow r}^{(i)}(s) \right\|_\infty} Q_l^{(i)}(s) \quad l = l_1, l_2, \dots, n_l \quad i = 1, 2, \dots, N_{DF} \quad (3.26)$$

über alle Filterentwurfspunkte in einem Freiheitsgrad erreicht werden. Die Normierung nach (3.23) kann mit Hilfe der Inversion der 1×1 TFM von dem Fehler im l -ten Freiheitsgrad auf des Residuum nach

$$Q_{l_{no}}^{(i)}(s) = \left(G_{f_{g,l} \rightarrow r}^{(i)}(s) \right)^{-1} Q_l^{(i)}(s) \quad l = l_1, l_2, \dots, n_l \quad i = 1, 2, \dots, N_{DF} \quad (3.27)$$

erfolgen. Die Voraussetzung dafür ist sowohl dass, $G_{f_l \rightarrow r}^{(i)}(s)$ minimalphasig ist, als auch die Anzahl der Residuen mit der Anzahl der zu detektierenden Fehler übereinstimmt $l = r_f$. Letzteres sichert die Anwendung von Entkopplung 2. Die normierten Detektionsfilter erzeugen dann nach (2.66) die normierten Residuen

$$r_{no}(s) = Q_{no}(s) \begin{pmatrix} y(s) \\ u(s) \end{pmatrix} .$$

3.3.2 Diskrete Reglerumschaltung

Neben der Detektion des Nominalbetriebspunkts mit dem geringsten Parameterabstand zum Betriebspunkt der Strecke ist die Aufschaltung des zum detektierten Betriebspunkt gehörenden lokalen Reglers die zweite Aufgabe des Supervisors. Dazu gehört insbesondere das Umschalten zwischen den lokalen Reglern, wenn der Betriebspunkt der Strecke die Detektionsgrenze zwischen den Nominalbetriebspunkten überschreitet. Dabei muss die Logik instabile Regler/Streckenkombinationen verhindern. Abbildung 3.9 zeigt das Blockschaltbild der angewendeten Schaltlogik. Die Umschaltung zwischen den lokalen Reglern wird in diesem Abschnitt näher betrachtet.

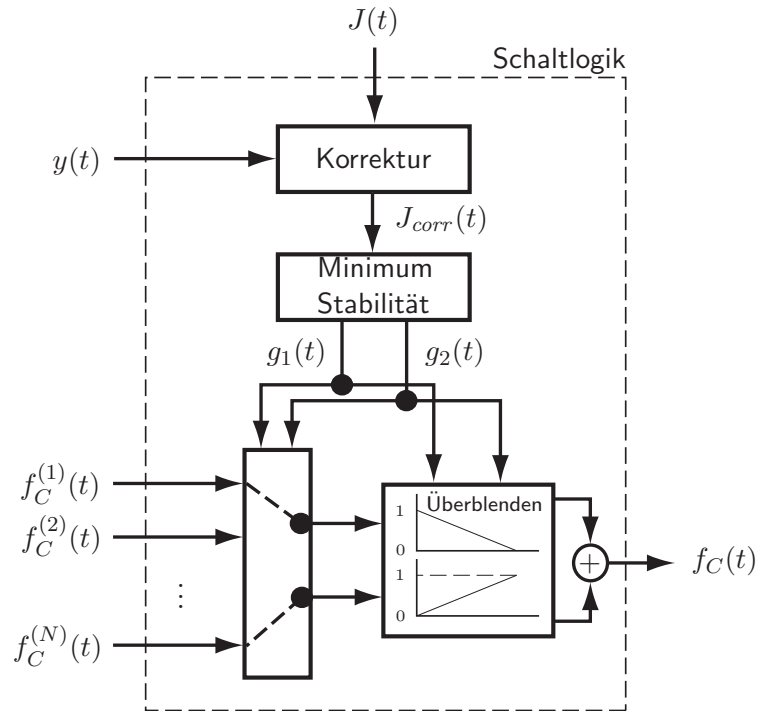


Abbildung 3.9: Blockschaltbild der Schaltlogik für die diskrete Reglerumschaltung

In der Literatur sind viele unterschiedliche Ansätze zur Umschaltung von Reglern zu finden. Allen gemeinsam ist das Ziel, einen möglichst *stossfreien Übergang* ohne abrupte Änderungen des Stellsignals zu erreichen. In der aktiven Strukturdämpfung ist dieses Verhalten zur Vermeidung von Lastspitzen von besonderer Bedeutung.

Im Bereich der MMA Regelungen wird in einigen wenigen Fällen ein hartes Umschalten zwischen den Reglern angewendet, so zum Beispiel in den Arbeiten von Narendra & Balakrishnan [180, 181], Narendra et al. [182]. Viel häufiger wird ein Gewichtungsansatz gewählt. So zum Beispiel bei Athans et al. [11], Johansen & Murray-Smith [111], Schott & Bequette [217]. Als globales Stellsignal f_C eines MMAC wird dabei die gewichtete Summe der Stellsignale $f_C^{(i)}$ der N Einzelregler in dem Regler-Satz nach

$$f_C(t) = \sum_{i=1}^N g^{(i)}(t) f_C^{(i)}(t) \quad , \quad \text{mit} \quad \sum_{i=1}^N g^{(i)}(t) = 1 \quad (3.28)$$

implementiert. Die zeitabhängigen Gewichtungen $g^{(i)}(t)$ werden durch eine, meist statistische, Auswertung von Residuen bestimmt. Diese Möglichkeit der Implementierung besitzt für den Einsatz in einer MMA aktiven Dämpfung elastischer oder aeroelastischer Strukturen einige Nachteile:

1. Die Implementierung der MMA Stellgröße als eine gewichtete Summe der einzelnen Stell-

größen erfordert den ständigen Betrieb aller Regler. Insbesondere bei modellbasierten Strukturreglern mit hoher Ordnung stellt dies hohe Anforderungen an die Rechenleistung und beschränkt eventuell die Möglichkeiten für den Einsatz des MMAC in Echtzeit. Eine Schaltstrategie kann die Anzahl der sich gleichzeitig im Eingriff befindlichen Regler und damit die erforderliche Rechenleistung reduzieren.

2. Wird im Entwurf der lokalen Regler die Robustheit nicht für alle Kombinationen zwischen lokalen Reglern und Strecke jeweils an den Nominalbetriebspunkten gefordert (siehe Tabelle 3.1), können bei der Implementierung der MMA Stellgröße nach (3.28) wie von Athans et al. [11] gezeigt, kurzfristige sehr starke Verschlechterungen der Reglerleistung infolge von instabilen Regler/Strecke Konfigurationen auftreten. Diese klingen zwar selbständig und rasch wieder ab verschlechtern aber die Envelopenleistung stark. Die Envelopenleistung kann möglicherweise bis unterhalb der Envelopenleistung des unregulierten Falls vermindert werden. In einer Regelung zur Lastenreduktion bestimmt die Envelopenleistung des Reglers die Envelopenlast die zur Auslegung der Struktur herangezogen werden muss. Liegt dieses Spitzenauslegungsniveau über dem des open-loop Falls kann eine mögliche Einsparung an Strukturgewicht durch eine Lastenreduktion nicht realisiert werden. Die Implementierung der globalen Stellgröße als gewichtete Summe der lokalen Stellgrößen ist damit vor allem bei instabilen Kombinationen von lokalen Reglern und Streckenbetriebspunkten in einem MMA Ansatz zur aktiven Lastenreduktion nicht akzeptabel. Eine Auslegung des Regler-Satzes mit instabilen Kombinationen von lokalen Reglern und der Strecke an bestimmten Betriebspunkten ist aber im Hinblick auf eine Maximierung der Envelopenleistung der MMA Regelung meist erforderlich und muss möglich sein.

Für eine möglichst hohe Leistung des Reglers bei möglichst geringem Rechenaufwand ist also zur aktiven Lastenreduktion die Anwendung eines schaltenden MMA Ansatzes, eines SMMAC Reglers, anderen MMA Regelansätzen vorzuziehen. Die Umschaltung ermöglicht es, immer nur Regler im Eingriff zu halten, die am jeweiligen Betriebspunkt der Strecke Stabilität aufweisen. Die durch den Supervisor berechneten Signale zur Ansteuerung der Regler besitzen in schaltenden Systemen im Gegensatz zur gewichteten Steuerung des Reglereingriffs keine kontinuierlichen sondern stückweise stetige, diskrete Werte. Die Umschaltung muss mit einer Überwachung, die das Schalten in instabile Regler/Streckenkombinationen verhindert, ausgestattet werden. Es wird nun folgende Schaltstrategie untersucht:

Das Umschalten zwischen den einzelnen an den Nominalbetriebspunkten ausgelegten Reglern $C^{(i)}$, ($i = 1, 2, \dots, N$) des Regler-Satzes erfolgt durch einen Schalter zur Umschaltung des Reglereingangssignals, also des Vektors $y(t)$ (in Abbildung 3.9 nicht dargestellt) der Messungen sowie einer Schaltlogik zur Umschaltung des Stellsignals f_C , gesteuert von dem Signalvektor $G(t)$.

Der Vektor $G(t) = (g_1(t), g_2(t))^T$ liefert mit dem diskreten Signal $g_2(t) \in \{1, 2, \dots, N\}$ die Nummer i_{det} des Nominalbetriebspunkts $\Theta^{(i_{det})}$, dessen zugehöriger Regler $C^{(g_2)}$ zum Zeitpunkt t auf die Strecke aufgeschaltet werden muss. Das ebenfalls diskrete Signal $g_1(t) \in \{1, 2, \dots, N\}$ zeigt ein bevorstehendes Schaltereignis an. Es können dabei die Betriebszustände

- $\mathbf{g}_1(\mathbf{t}) = \mathbf{g}_2(\mathbf{t}) = \mathbf{i}_{det}$:
Der zur i_{det} -ten Stützstelle gehörende Regler $C^{(g_2)}$ ist auf die Strecke aufzuschalten: $f_C = f_C^{(g_2)}$. Kein Umschaltereignis steht unmittelbar bevor,
- $\mathbf{g}_1(\mathbf{t}) \neq \mathbf{g}_2(\mathbf{t})$:
Der zur g_2 -ten Stützstelle gehörende Regler $C^{(g_2)}$ ist auf die Strecke aufzuschalten: $f_C = f_C^{(g_2)}$. Das Umschalten auf den zum Nominalbetriebspunkt $\Theta^{(g_1)}$ gehörenden Regler $C^{(g_1)}$ steht unmittelbar bevor,

unterschieden werden. Das Reglereingangssignal wird durch den Eingangsschalter auf die Regler $C^{(g_1)}$, $C^{(g_2)}$ aufgeschaltet, die zu den Synthesepunkten gehören, deren Nummern $g_1(t)$ und $g_2(t)$ entsprechen. Die nicht mit einem Eingangssignal beaufschlagten Regler werden in der Simulation nicht berücksichtigt, um eine effiziente Recherauslastung zu ermöglichen. Abbildung 3.10 zeigt schematisch die Steuerung des Umschaltvorgangs von Regler $C^{(i_{alt})}$ auf Regler $C^{(i_{neu})}$ durch die Signale g_1 und g_2 .

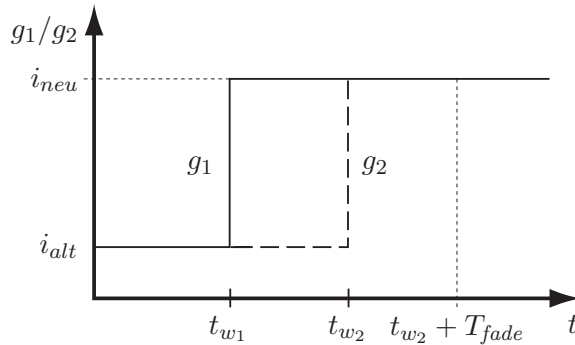


Abbildung 3.10: Schematische Darstellung der Signale zur Steuerung der Reglerumschaltung

Tritt zum Zeitpunkt t_{w_1} ein Sprung $g_1(t_{w_1}) = i_{alt} \neq g_1(t_{w_1+1}) = i_{neu}$ in dem Steuersignal $g_1(t)$ auf und zeigt damit eine bevorstehende Umschaltung von Regler $C^{(i_{alt})}$ auf den Regler $C^{(i_{neu})}$ an, wird der zum i_{neu} -ten Synthesepunkt gehörende Regler $C^{(i_{neu})}$ mit $x_0 = \mathbf{0}^{n_C \times 1}$ initialisiert und auf das Reglereingangssignal aufgeschaltet. Die Schaltlogik lässt aber weiterhin die Stellgröße $f_C = f_C^{(g_2)}$ berechnet durch Regler $C^{(g_2)}$ als Rückführungssignal auf die Strecke aktiv. In dieser Phase wird der neu zu initialisierende Regler in der open-loop Konfiguration betrieben¹.

Tritt dann im Signal $g_2(t)$ zum Zeitpunkt $t_{w_2} > t_{w_1}$ ebenfalls der Sprung $g_1(t_{w_2}) = i_{alt} \neq g_1(t_{w_2+1}) = i_{neu}$ von i_{alt} zu i_{neu} auf, blendet die Schaltlogik in der Zeitspanne T_{fade} das Rückführungssignal f_C linear von der Stellgröße $f_C^{(i_{alt})}$ auf die Stellgröße $f_C^{(i_{neu})}$ über. Während der Überblendzeit T_{fade} gilt damit für das Rückführungssignal

$$f_C = \left(1 - \frac{1}{T_{fade}} (t - t_{w_2})\right) f_C^{(i_{alt})} + \left(0 + \frac{1}{T_{fade}} (t - t_{w_2})\right) f_C^{(i_{neu})} \quad t \in \{t_{w_2}, (t_{w_2} + T_{fade})\}.$$

Ab dem Zeitpunkt $t_{w_2} + T_{fade}$ wird der Regler $C^{(i_{alt})}$ nicht mehr mit dem Messvektor $y(t)$ beaufschlagt und aus der Simulation genommen. Für das Rückführungssignal gilt dann $f_C = f_C^{(i_{neu})}$. In der Zeitspanne $\Delta t_w = t_{w_2} - t_{w_1}$ findet also die Initialisierung des neuen Reglers statt. Mit dieser Schaltlogik ist es möglich, einen Bumpless-Transfer der MMA Stellgröße von dem Stellsignal des „alten“ Reglers, auf die durch den „neuen“ Regler berechnete Stellgröße zu realisieren. Das Schalt-schema ermöglicht, ähnlich wie bei einem als gewichtete Summe der Stellsignale an den Stützstellen implementierten MMA Stellsignal (siehe (3.28)), die Verwendung von stützstellenspezifischen Reglern die weder in Struktur, Ordnung oder benötigten Eingangssignalen übereinstimmen. Es ergibt sich damit ein großes Potential zur Anpassung der Regelungsstrategie an die unterschiedlichen Betriebspunkte der Strecke und somit zur Maximierung der Leistung der MMA Regelung.

Die fiktiven Fehlerkräfte, verursacht durch die Unterschiede der Parameter zwischen den Filterentwurfspunkten und dem Betriebspunkt der Strecke, stellen die Grundlage der Detektion des nächstgelegenen Nominalbetriebspunkts dar. Wie in Abschnitt 3.3.1 dargestellt sind die Unterschiede in Strukturmasse und Strukturdämpfung nur schwach detektierbar und nur die Unterschiede der Struktursteifigkeit unter bestimmten Voraussetzungen stark detektierbar. Geringe physikalische

¹Die optimierungsbasierte Auslegung der lokalen Regler muss dafür eine ausreichend hohe Stabilität der lokalen Regler garantieren. Dies erfolgt durch die Berücksichtigung des Kriteriums $STAB_C$ (2.89) in der Optimierung.

Auslenkungen sowie geringe zeitliche Ableitungen dieser Auslenkungen vermindern die in den Fehlerkräften enthaltene Information hinsichtlich der Parameterunterschiede und können damit zu ungenauen Detektionen führen. Um Fehldetektionen zu verhindern wird der Vektor

$$J_{no} = \left(\left\| r_{no}^{(1,i^*)} \right\|_f, \left\| r_{no}^{(2,i^*)} \right\|_f, \dots, \left\| r_{no}^{(N,i^*)} \right\|_f \right)^T$$

der Leistungsindices der normierten Fehlerresiduen (3.13) korrigiert. Dabei gilt zum Simulationszeitpunkt t_z

$$J_{corr}(t_z) = \left(p J_{no,1}(t_z), \dots, p J_{no,(i_{min}-1)}(t_z), J_{no,i_{min}}(t_z), p J_{no,(i_{min}+1)}(t_z), \dots, p J_{no,N}(t_z) \right)^T \quad (3.29)$$

wobei i_{min} im vorausgegangenen Zeitschritt t_{z-1} nach

$$\left\{ i_{min} \mid J_{no,i_{min}} = \min_{i=1,2,\dots,N} J_{no,i}(t_{z-1}) \right\}$$

bestimmt wird. Zur Berechnung des Korrekturfaktors p wird der Vektor

$$J_y = \left(\|y_1\|_f, \|y_2\|_f, \dots, \|y_m\|_f \right)^T \quad (3.30)$$

der Leistungsindices der Messungen des Systems nach Gleichung (A.3) berechnet. Für die Parameter α , β und λ werden dabei die Werte für die Berechnung der Integralnormen der verbesserten Residuen gewählt.

Der Korrekturfaktor p wird dann nach

$$p = \begin{cases} \min_{l=1,2,\dots,m} J_{y,l} & \text{für } \min_{l=1,2,\dots,m} J_{y,l} < T \\ 1 & \text{für } \min_{l=1,2,\dots,m} J_{y,l} \geq T \end{cases} \quad (3.31)$$

gebildet. Dabei stellt T eine Grenze dar, ab der die von den fiktiven Fehlerkräften und damit von den Residuen getragene Information bezüglich des Parameterabstands der Stützstellen von dem Betriebspunkt der Regelstrecke als nicht mehr vertrauenswürdig angesehen wird.

Aus dem Vektor der korrigierten, verbesserten Residuen J_{corr} werden dann die Steuersignale $g_1(t)$ und $g_2(t)$ (siehe Abschnitt 2.4) zur Umschaltung der Regler berechnet. Für das Steuersignal g_1 zum Zeitpunkt t_z gilt dabei

$$g_1(t_z) = \begin{cases} \left\{ i_{det} \mid J_{corr,i_{det}}(t_z) = \min_{i=1,2,\dots,N} J_{corr,i}(t_z) \right\} & \text{für } t_z < T_{wait} \\ \left\{ i_{det} \mid J_{corr,i_{det}}(t_z) = \min_{i=1,2,\dots,N} J_{corr,i}(t_z - t_k) \forall t_k \in \{0 T_{wait}\} \right\} & \text{für } t_z > T_{wait} \end{cases} \quad (3.32)$$

Das Steuersignal $g_2(t)$ ergibt sich analog zu

$$g_2(t_z) = \begin{cases} \left\{ i_{det} \mid J_{corr,i_{det}}(t_z) = \min_{i=1,2,\dots,N} J_{corr,i}(t_z) \right\} & \text{für } t_z < T_{wait}/2 \\ \left\{ i_{det} \mid J_{corr,i_{det}}(t_z) = \min_{i=1,2,\dots,N} J_{corr,i}(t_z - t_k) \forall t_k \in \{0 T_{wait}/2\} \right\} & \text{für } t_z > T_{wait}/2 \end{cases} \quad (3.33)$$

Das Steuersignal $g_1(t)$ entspricht damit dem um $T_{wait}/2$ verzögerten Signal $g_2(t)$. Die Wartezeit T_{wait} , über die durchgehend ein Filterentwurfspunkt detektiert werden muss, ehe ein Umschalten der Regler eingeleitet wird, soll ein allzu häufiges Umschalten verhindern, wenn der Streckenbetriebspunkt über den Umschaltspunkt hin und her geht, sowie die Entscheidung für einen neuen

Regler absichern.

Die Betrachtung der Stützstelle mit dem kleinsten Residuum als zum Betriebspunkt der Strecke nächstgelegene impliziert eine Normierung bezüglich Unsicherheiten die auf alle Residuen in gleicher Weise wirken wie zum Beispiel Modellierungsungenauigkeiten. Die Multiplikation der verbesserten Residuen mit dem Korrekturfaktor entspricht der Anwendung einer adaptiven Detektionsschwelle (siehe Abschnitt 2.3.2). Der Korrekturfaktor p stellt ein Maß für die Vertrauenswürdigkeit des Residuums hinsichtlich einer Detektion des Nominalbetriebspunkts mit dem geringsten Parameterabstand von dem Betriebspunkt der Strecke dar. Je höher der Faktor p desto weniger vertrauenswürdig ist das Residuum.

3.4 Zusammenfassung

Dieses Kapitel präsentiert grundlegende theoretische Überlegungen zur Anwendung des Konzepts des fehlerdetektionsbasierten MMAC zur aktiven Dämpfung elastischer und aeroelastischer Strukturen und erläutert detailliert die Funktion des Reglers.

Die vorliegende Arbeit bietet keinen systematischen Ansatz zur Bestimmung der Nominalbetriebspunkte. Ziel der Spezifikation der Nominalbetriebspunkte muss es jedoch sein das Regelziel mit einer möglichst geringen Anzahl von Nominalbetriebspunkten und damit lokalen Reglern zu erreichen, um so die Komplexität des MMAC und damit den Entwurfsaufwand gering zu halten.

Die robuste Auslegung der lokalen Regler in den Entwurfsbereichen erfolgt in jeweils einer MC Optimierung für jeden Nominalbetriebspunkt separat. Diese Auslegung garantiert nicht die Stabilität aller möglichen Kombinationen der lokalen Regler mit der Strecke an allen möglichen Betriebspunkten innerhalb des globalen Betriebsbereichs. Die Schaltlogik des Reglers muss daher instabile Regler/Streckenkombinationen explizit verhindern.

Im Rahmen dieser Arbeit wird eine exakte Übereinstimmung der Nominalmodelle mit dem Modell der Strecke an den Nominalbetriebspunkten angenommen. Das heißt Modellunsicherheiten werden vernachlässigt. Die betrachteten Parameterunterschiede resultieren aus einer betriebsbedingten Variation der Parameterwerte. Dennoch ist die exakte Übereinstimmung zwischen einem Nominalmodell und der Strecke im Betrieb sehr unwahrscheinlich und darf nicht vorausgesetzt werden. Aufgabe der Detektorkomponente ist deshalb die Detektion des Nominalbetriebspunkts mit dem geringsten Parameterabstand von dem Betriebspunkt der Strecke.

Massenunterschiede sowie Dämpfungsunterschiede sind schwach detektierbar, Unterschiede der Struktursteifigkeit nur bei Messung der Strukturverschiebungen stark detektierbar. Die Einführung eines Vertrauensfaktors als adaptive Detektionsschwelle soll die Genauigkeit und die Sicherheit der Detektion trotz schwacher Detektierbarkeit sicherstellen.

Die in dem Supervisormodul implementierte Detektion beruht auf störungsentkoppelten Residuen, die durch lineare deterministische modellbasierte Filter berechnet werden. Sie ermöglichen die Überwachung der Strecke an den Filterentwurfspunkten hinsichtlich fiktiver Fehlerkräfte, verursacht durch die Parameterunterschiede zwischen den Filterentwurfspunkten und dem Betriebspunkt der Regelstrecke. Die Interpretation dieser Residuen als qualitatives Maß für den Parameterabstand der Filterentwurfspunkte von dem Betriebspunkt der Strecke wird durch die Entkopplung der Residuen von den Parameterunterschieden möglich. Kann die auf linearen Methoden der Fehlerdetektion basierende Entkopplung realisiert werden, wirkt jeder Parameterunterschied nur in einem physikalischen Freiheitsgrad. Jedes Residuum ist dann nur von einem Parameterunterschied in einem Freiheitsgrad abhängig. Die Normierung der für jeweils einen zu überwachende Parameterunterschied sensitiven Filter ermöglicht dann den qualitativen Vergleich der Parameterabstände, um so den Nominalbetriebspunkt mit dem geringsten Parameterabstand zum Betriebspunkt der Strecke zu bestimmen.

Der an dem Nominalbetriebspunkt synthetisierte Regler, welcher den geringsten Parameterabstand

zum Betriebspunkt der Strecke aufweist, hat unter allen Reglern des Regler-Satzes bezüglich Stabilität und Performance voraussichtlich das höchste Leistungspotential. Der Supervisor schaltet diesen, zum detektierten Nominalbetriebspunkt gehörenden, Regler auf die Strecke auf.

Kapitel 3 erläutert die Funktion des fehlerdetektionsbasierten MMAC zur aktiven Dämpfung aeroelastischer Strukturen in einer allgemeinen, theoretischen Form. Für weitere Untersuchungen der Regelungsmethode wird im folgenden Kapitel der MMAC auf ein ZMS mit variablen Massen aufgeschaltet.

Kapitel 4

Untersuchungen zu Handhabung und Funktionsweise der Methode zur modelladaptiven Regelung

DIESES KAPITEL PRÄSENTIERT weitere Untersuchungen der Methode zur modelladaptiven Strukturdämpfung anhand eines Simulationsbeispiels. Der MMAC wird dafür auf ein spezielles ZMS mit variablen Massen aufgeschaltet.

Sowohl das eingesetzte Detektionsverfahren als auch die angewendete Reglertechnologie sind für dieses einfache Strukturmodell in ihren Möglichkeiten zu mächtig. Das einfache Beispiel in diesem Kapitel dient vielmehr der Veranschaulichung der Zusammenhänge und Funktionsweise des fehlerdetektionsbasierten MMA Konzepts einer aktiven Strukturregelung und soll darüber hinaus die Handhabung des Regelungskonzepts verdeutlichen.

Ziel der Untersuchung ist die Erhöhung der Envelopendämpfung gegenüber einer global robusten Reglerauslegung. Dabei wird Robustheit bezüglich Stabilität und Leistung in dem gesamten Betriebsbereich des Systems gefordert. Die fehlerdetektionsbasierte MMA Regelung wird mit einem globalen, nicht adaptiven, robusten Reglerentwurf verglichen.

Das Modell des ZMS erlaubt es sowohl kontinuierlich zeitlich variante Abweichungen als auch zeitlich konstante Parameterunterschiede zu betrachten.

In Abschnitt 4.1 wird die zu lösende adaptive Regelungsaufgabe spezifiziert. Abschnitt 4.2 beschreibt das Modell des ZMS mit zwei variablen Massen. In Abschnitt 4.3 wird die Auslegung des fehlerdetektionsbasierten MMAC beschrieben. Abschnitt 4.4 schließt sich mit der Erläuterung der optimierungsbasierten Auslegung eines für den gesamten Betriebsbereich global robusten Reglers an. Ergebnisse zahlreicher Simulationen, erzielt für den fehlerdetektionsbasierten MMAC sowie den global robusten Regler, werden in Abschnitt 4.5 präsentiert und diskutiert. Sie demonstrieren einerseits die wirkungsvolle Anwendung des modelladaptiven Konzepts für unterschiedliche zeitliche Verläufe der beiden Massenparameter des Systems andererseits aber auch die Grenzen des fehlerdetektionsbasierten MMAC. Eine Zusammenfassung und Schlussfolgerungen in Abschnitt 4.6 beschließen dieses Kapitel.

4.1 Spezifikation der Regelungsaufgabe für ein Zweimassensystem

Eine aktive Dämpfung für ein gedämpftes ZMS (siehe Abbildung 4.1) mit unsicheren, zeitlich veränderlichen physikalischen Massen $m_{g,1}$ und $m_{g,2}$ ist zu entwerfen. Ziel ist die Erhöhung der *Envelopendämpfung*, also der geringsten Dämpfung im gesamten Betriebsbereich, des Systems wobei Robustheit bezüglich Dämpfung und Stabilität für den gesamten Betriebsbereich gefordert

wird.

Durch Rückführung der Beschleunigungsmessungen $\ddot{q}_{g,1}$ und $\ddot{q}_{g,2}$ an beiden Körpern auf die bekannte Kraft f_{u_g} an Körper 2 (siehe Abbildung 4.1) soll die Dämpfung des Systems aktiv erhöht werden. Die Stellgröße muss also durch die unsichere Masse $m_{g,2}$ auf den Körper 1 mit ebenfalls unsicherer Masse $m_{g,1}$ wirken, das heißt, die genau benötigte Stellkraft ist unbekannt. Der Regler muss robust gegenüber einer nichtmessbaren Störung f_{d_g} , die als Kraft auf beide Körper wirkt, arbeiten. Für den Wertebereich der beiden unsicheren, variablen physikalischen Massenparameter der Strecke gilt dabei

$$m_{g,1} \in [0.04 \ 20.0] \text{ kg} \quad (4.1a)$$

$$m_{g,2} \in [0.04 \ 20.0] \text{ kg} \quad (4.1b)$$

Die physikalischen Steifigkeitsparameter $k_{g,1}$ und $k_{g,2}$ sowie die Parameter der proportionalen Dämpfung $d_{g,1}$ und $d_{g,2}$ (siehe Tabelle 4.1) werden als bekannt und konstant angenommen. Daraus

Streckenparameter				
	$k_{g,1}$ [N/m]	$k_{g,2}$ [N/m]	$d_{g,1}$ [N/(m/s)]	$d_{g,2}$ [N/(m/s)]
Wert	0.9	0.7	0.012	0.08

Tabelle 4.1: Werte der bekannten, konstanten Parameter des ZMS

ergibt sich der Betriebsbereich Θ_{OR} des zu regelnden ZMS mit dem Vektor der physikalischen Systemparameter $\Theta_g := (m_{g,1}, m_{g,2}, d_{g,1}, d_{g,2}, k_{g,1}, k_{g,2})^T$ zu

$$\Theta_{OR} = \{\Theta_g \mid m_{g,1}, m_{g,2} \in [0.04 \ 20]\} \quad (4.2)$$

Die MMA Regelung muss in diesem gesamten Betriebsbereich bezüglich Stabilität und Leistung im Hinblick auf das Erreichen des Regelziels robust arbeiten. Dies muss bei unterschiedlichen zeitlichen Verläufen der variablen, unsicheren Parameter $\dot{m}_{g,1}(t)$, $\dot{m}_{g,2}(t)$ und $\ddot{m}_{g,1}(t)$, $\ddot{m}_{g,2}(t)$ sowie auch für $m_{g,1}(t) = m_{g,2}(t) = \text{const.}$ nachgewiesen werden.

Die geforderte aktive Erhöhung der Envelopendämpfung des Systems kann auch als Störungsunterdrückung sowie Unterdrückung der Wirkung des bekannten Systemeingangs auf die Messungen $\ddot{q}_{g,1}$, $\ddot{q}_{g,2}$ interpretiert werden.

Zur Lösung dieser robusten Regelungsaufgabe soll der in Kapitel 3 beschriebene fehlerdetektionsbasierte MMAC eingesetzt werden. Die nachfolgenden Abschnitte beschreiben das Modell des ZMS, den Entwurf dieses Reglers und präsentieren die Ergebnisse zahlreicher Simulationsexperimente.

4.2 Modellierung des Systems mit variablen Massen

Die Bewegung des in Abbildung 4.1 dargestellten reibungsfrei gelagerten, gedämpften ZMS mit den $n_g = 2$ physikalischen Freiheitsgraden $q_{g,1}$ und $q_{g,2}$ kann mit Hilfe der Newton'schen Bewegungsgesetze beschrieben werden. Das System besitzt den Vektor der physikalischen Systemparameter $\Theta_g = (m_{g,1}, m_{g,2}, d_{g,1}, d_{g,2}, k_{g,1}, k_{g,2})^T$ und wird durch die bekannte messbare Kraft f_{u_g} in einem Freiheitsgrad und die unbekannte, nicht messbare, Störung f_{d_g} in beiden Freiheitsgraden angeregt. Die Wirkung der Störung auf beide Freiheitsgrade kommt der Modellierung eines Böeneingangs in einem aeroelastischen Modell nahe. Die Bewegungsgleichung des ZMS ergibt sich zu

$$M_{gg} \ddot{q}_g(t) + D_{gg} \dot{q}_g(t) + K_{gg} q_g(t) = f_{u_g}(t) + f_{d_g}(t) \quad (4.3)$$

mit dem Vektor $q_g = (q_{g,1}, q_{g,2})^T \in \mathbb{R}^{2 \times 1}$ der physikalischen Freiheitsgrade. Entsprechend (2.2)

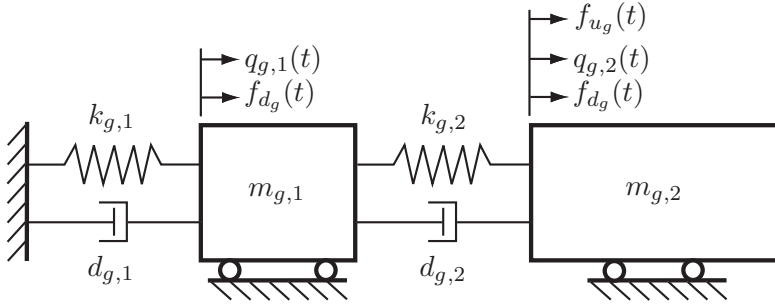


Abbildung 4.1: Prinzipskizze des speziellen ZMS

kann die Bewegungsgleichung des ZMS in Abbildung 4.1 in physikalischen Koordinaten mit der physikalischen Massenmatrix $M_{gg} \in \mathbb{R}^{2 \times 2}$

$$M_{gg} := \begin{bmatrix} m_{g,1} & 0 \\ 0 & m_{g,2} \end{bmatrix}$$

mit der physikalischen Dämpfungsmatrix $D_{gg} \in \mathbb{R}^{2 \times 2}$

$$D_{gg} := \begin{bmatrix} d_{g,1} + d_{g,2} & -d_{g,2} \\ -d_{g,2} & d_{g,2} \end{bmatrix}$$

sowie der physikalischen Steifigkeitsmatrix $K_{gg} \in \mathbb{R}^{2 \times 2}$

$$K_{gg} := \begin{bmatrix} k_{g,1} + k_{g,2} & -k_{g,2} \\ -k_{g,2} & k_{g,2} \end{bmatrix}$$

als lineares, zeitinvariantes (LTI) Zustandsraumsystem $n = 4$ -ter Ordnung

$$\dot{x}(t) = \underbrace{\begin{bmatrix} -M_{gg}^{-1} D_{gg} & -M_{gg}^{-1} K_{gg} \\ \mathbf{I}^{2 \times 2} & \mathbf{0}^{2 \times 2} \end{bmatrix}}_A x(t) + \underbrace{\begin{bmatrix} M_{gg}^{-1} \begin{pmatrix} 1 \\ 1 \end{pmatrix} \\ \mathbf{0}^{2 \times 1} \end{bmatrix}}_{B_d} f_{d_g}(t) + \underbrace{\begin{bmatrix} M_{gg}^{-1} \begin{pmatrix} 0 \\ 1 \end{pmatrix} \\ \mathbf{0}^{2 \times 1} \end{bmatrix}}_{B_u} f_{u_g}(t) \quad (4.4a)$$

$$y(t) = \underbrace{\begin{bmatrix} -M_{gg}^{-1} D_{gg} & -M_{gg}^{-1} K_{gg} \\ \mathbf{0}^{2 \times 2} & \mathbf{I}^{2 \times 2} \end{bmatrix}}_C x(t) + \underbrace{\begin{bmatrix} M_{gg}^{-1} \begin{pmatrix} 1 \\ 1 \end{pmatrix} \\ \mathbf{0}^{2 \times 1} \end{bmatrix}}_{D_d} f_{d_g}(t) + \underbrace{\begin{bmatrix} M_{gg}^{-1} \begin{pmatrix} 0 \\ 1 \end{pmatrix} \\ \mathbf{0}^{2 \times 1} \end{bmatrix}}_{D_u} f_{u_g}(t). \quad (4.4b)$$

mit dem Zustandsvektor

$$x(t) := (\dot{q}_{g,1}, \dot{q}_{g,2}, q_{g,1}, q_{g,2})^T$$

und dem Messvektor

$$y(t) := (\ddot{q}_{g,1}, \ddot{q}_{g,2}, q_{g,1}, q_{g,2})^T$$

dargestellt werden. Das System besitzt die Eingangsmatrix $B_d \in \mathbb{R}^{4 \times 1}$ der Störung $f_{d_g}(t)$ sowie den Durchgriff der Störung $D_d \in \mathbb{R}^{4 \times 1}$. $B_u \in \mathbb{R}^{4 \times 1}$ stellt die Eingangsmatrix des bekannten Systemeingangs $f_{u_g}(t)$ und $D_u \in \mathbb{R}^{4 \times 1}$ den entsprechenden Durchgriff dar. $A \in \mathbb{R}^{4 \times 4}$ bezeichnet die Systemmatrix und $C \in \mathbb{R}^{4 \times 4}$ die Ausgangsmatrix oder Messmatrix. Die Ordnung des Systems entspricht der doppelten Anzahl der physikalischen Freiheitsgrade $n = 2 \cdot n_g$.

Werden die physikalischen Massen $m_{g,1}$ und $m_{g,2}$ als zeitlich variabel angenommen gilt für den zeitvarianten Vektor der Systemparameter

$$\Theta_g(t) = (m_{g,1}(t), m_{g,2}(t), k_{g,1}, k_{g,2}, d_{g,1}, d_{g,2})^T \quad .$$

Die Matrizen A , B_d , B_u , C , D_d und D_u der Zustandsraumdarstellung (4.4) sind dann kontinuierliche Funktionen des zeitvarianten Systemparametervektors $\Theta_g(t) \in \mathbb{R}^{6 \times 1}$

$$\dot{x}(t) = A(\Theta_g(t))x(t) + B_d(\Theta_g(t))f_{d_g}(t) + B_u(\Theta_g(t))f_{u_g}(t) \quad (4.5a)$$

$$y(t) = C(\Theta_g(t))x(t) + D_d(\Theta_g(t))f_{d_g}(t) + D_u(\Theta_g(t))f_{u_g}(t) \quad . \quad (4.5b)$$

Derartige Systeme werden als *lineare parametervariante Systeme* (LPV-Systeme) bezeichnet (siehe Banerjee et al. [12] und Shamma & Athans [227], Shamma & Xiong [228] sowie Wood [271, S. 13]). Sie gelten als eine spezielle Klasse der zeitvarianten Systeme, bei denen die Zeitabhängigkeit durch einen oder mehrere zeitlich variable Parameter in die Zustandsgleichungen einfließt. Das LPV Modell des ZMS ist als SIMULINK-Modell [152] implementiert.

Für das lineare, parametervariante Modell des ZMS mit variablen Massen werden nun N diskrete Parameterstützstellen mit den Parametervektoren

$$\Theta_g^{(i)} = (m_{g,1}^{(i)}, m_{g,2}^{(i)}, d_{g,1}, d_{g,2}, k_{g,1}, k_{g,2})^T \quad i = 1, 2, \dots, N$$

als Nominalbetriebspunkte spezifiziert. Die Parameterstützstelle $\Theta_g^{(i^*)}$ mit dem Parametervektor

$$\Theta_g^{(i^*)} = (m_{g,1}^{(i^*)}, m_{g,2}^{(i^*)}, d_{g,1}, d_{g,2}, k_{g,1}, k_{g,2})^T$$

wird als unbekannter Betriebspunkt der Regelstrecke angenommen. Wobei gelten soll $\Theta_g^{(i)}, \Theta_g^{(i^*)} \in \Theta_{OR}$, ($i = 1, 2, \dots, N$) mit dem globalen Betriebsbereich Θ_{OR} nach (4.2). Die Bewegungsgleichung des Systems an diesem Betriebspunkt lautet

$$M_{gg}^{(i^*)} \ddot{q}_g(t) + D_{gg} \dot{q}_g(t) + K_{gg} q_g(t) = f_{u_g}(t) + f_{d_g}(t) \quad (4.6)$$

mit der Massenmatrix

$$M_{gg}^{(i^*)} = \begin{bmatrix} m_{g,1}^{(i^*)} & 0 \\ 0 & m_{g,1}^{(i^*)} \end{bmatrix} \quad .$$

Die Bewegungsgleichung (4.6) des Systems am unbekanntem Betriebspunkt $\Theta_g^{(i^*)}$ lässt sich dann aus Sicht des i -ten Betriebspunkts $\Theta_g^{(i)}$ auch als

$$\left[M_{gg}^{(i)} + \Delta_{M_{gg}}^{(i,i^*)} \right] \ddot{q}_g(t) + D_{gg} \dot{q}_g(t) + K_{gg} q_g(t) = f_{u_g}(t) + f_{d_g}(t) \quad i = 1, 2, \dots, N$$

ausdrücken. Entsprechend (2.51) ergibt sich für die Bewegungsgleichung der Regelstrecke mit dem Betriebspunkt $\Theta_g^{(i^*)}$ aus Sicht des i -ten Nominalmodells in der Zustandsraumformulierung

$$\begin{aligned} \dot{x}(t) = & \underbrace{\begin{bmatrix} -\left(M_{gg}^{(i)}\right)^{-1} D_{gg}^{(i)} & -\left(M_{gg}^{(i)}\right)^{-1} K_{gg}^{(i)} \\ \mathbf{I}^{2 \times 2} & \mathbf{0}^{2 \times 2} \end{bmatrix}}_{A^{(i)}=A\left(\Theta_g^{(i)}\right)} x(t) + \underbrace{\begin{bmatrix} \left(M_{gg}^{(i)}\right)^{-1} \begin{pmatrix} 1 \\ 1 \end{pmatrix} \\ \mathbf{0}^{2 \times 1} \end{bmatrix}}_{B_d^{(i)}=B_d\left(\Theta_g^{(i)}\right)} f_{d_g}(t) \\ & + \underbrace{\begin{bmatrix} \left(M_{gg}^{(i)}\right)^{-1} \begin{pmatrix} 0 \\ 1 \end{pmatrix} \\ \mathbf{0}^{2 \times 1} \end{bmatrix}}_{B_u^{(i)}=B_u\left(\Theta_g^{(i)}\right)} f_{u_g}(t) + \underbrace{\begin{bmatrix} -\left(M_{gg}^{(i)}\right)^{-1} \\ \mathbf{0}^{2 \times 2} \end{bmatrix}}_{B_f^{(i)}=B_f\left(\Theta_g^{(i)}\right)} \begin{pmatrix} \Delta_{m_{g,1}}^{(i,i^*)} \ddot{q}_{g,1}(t) \\ \Delta_{m_{g,2}}^{(i,i^*)} \ddot{q}_{g,2}(t) \end{pmatrix} \end{aligned} \quad (4.7a)$$

$$\begin{aligned} y(t) = & \underbrace{\begin{bmatrix} -\left(M_{gg}^{(i)}\right)^{-1} D_{gg}^{(i)} & -\left(M_{gg}^{(i)}\right)^{-1} K_{gg}^{(i)} \\ \mathbf{0}^{2 \times 2} & \mathbf{I}^{2 \times 2} \end{bmatrix}}_{C^{(i)}=C\left(\Theta_g^{(i)}\right)} x(t) + \underbrace{\begin{bmatrix} \left(M_{gg}^{(i)}\right)^{-1} \begin{pmatrix} 1 \\ 1 \end{pmatrix} \\ \mathbf{0}^{2 \times 1} \end{bmatrix}}_{D_d^{(i)}=D_d\left(\Theta_g^{(i)}\right)} f_{d_g}(t) \\ & + \underbrace{\begin{bmatrix} \left(M_{gg}^{(i)}\right)^{-1} \begin{pmatrix} 0 \\ 1 \end{pmatrix} \\ \mathbf{0}^{2 \times 2} \end{bmatrix}}_{D_u^{(i)}=D_u\left(\Theta_g^{(i)}\right)} f_{u_g}(t) + \underbrace{\begin{bmatrix} -\left(M_{gg}^{(i)}\right)^{-1} \\ \mathbf{0}^{2 \times 2} \end{bmatrix}}_{D_f^{(i)}=D_f\left(\Theta_g^{(i)}\right)} \begin{pmatrix} \Delta_{m_{g,1}}^{(i,i^*)} \ddot{q}_{g,1}(t) \\ \Delta_{m_{g,2}}^{(i,i^*)} \ddot{q}_{g,2}(t) \end{pmatrix} \quad i = 1, 2, \dots, N \quad . \end{aligned} \quad (4.7b)$$

Die Massenmatrix $M_{gg}^{(i)} = \text{diag}(m_{g,1}^{(i)}, m_{g,2}^{(i)})$ in den physikalischen Koordinaten $q_{g,1}$, $q_{g,2}$ ist diagonal. Damit weist die Matrix der Unterschiede der physikalischen Massenmatrix zwischen Betriebspunkt $\Theta_g^{(i)}$ und Betriebspunkt $\Theta_g^{(i^*)}$

$$\Delta_{M_{gg}}^{(i,i^*)} := M_{gg}^{(i)} - M_{gg}^{(i^*)} = \begin{bmatrix} \Delta_{m_{g,1}}^{(i,i^*)} & 0 \\ 0 & \Delta_{m_{g,2}}^{(i,i^*)} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} m_{g,1}^{(i)} - m_{g,1}^{(i^*)} & 0 \\ 0 & m_{g,2}^{(i)} - m_{g,2}^{(i^*)} \end{bmatrix} \quad (4.8)$$

ebenfalls eine diagonale Struktur auf. Dies bedingt nach den Überlegungen in (2.43), dass die fiktiven Fehlerkräfte infolge der Unterschiede der physikalischen Massen

$$\begin{aligned} f_{fst_g,1}(t) &= \Delta_{m_{g,1}}^{(i,i^*)} \ddot{q}_{g,1}(t) \\ f_{fst_g,2}(t) &= \Delta_{m_{g,2}}^{(i,i^*)} \ddot{q}_{g,2}(t) \quad , \end{aligned}$$

bezüglich der beiden Strukturnetzelemente entkoppelt sind. Das gibt die Möglichkeit mit Hilfe einer linearen systematischen Entkopplung der Residuen von den fiktiven Fehlerkräften eine Isolation der Massenveränderungen $\Delta_{m_{g,1}}^{(i,i^*)}$ und $\Delta_{m_{g,2}}^{(i,i^*)}$ in dem diagonalen Schema eines geordneten Residuensatzes

$$\begin{aligned} r_1(t) \neq 0 &\Leftrightarrow \Delta_{m_{g,1}}^{(i,i^*)} \neq 0 \wedge \ddot{q}_{g,1} \neq 0 \quad \text{und} \quad r_1(t) = 0 \Leftrightarrow \Delta_{m_{g,1}}^{(i,i^*)} = 0 \\ r_2(t) \neq 0 &\Leftrightarrow \Delta_{m_{g,2}}^{(i,i^*)} \neq 0 \wedge \ddot{q}_{g,2} \neq 0 \quad \text{und} \quad r_2(t) = 0 \Leftrightarrow \Delta_{m_{g,2}}^{(i,i^*)} = 0 \quad , \end{aligned}$$

der einen Sonderfall eines Satzes strukturierter Residuen darstellt, nach (3.21) zu erzielen. Die Residuen sind jeweils gegenüber einer Massenänderung aktiv robust.

4.3 Auslegung der modelladaptiven Regelung

Als Ansatz zur robusten Regelung des LPV ZMS soll der in Abschnitt 2 vorgestellte fehlerdetektionsbasierte MMAC untersucht werden. Abbildung 4.2 zeigt das Blockschaltbild des in diesem

Abschnitt entworfenen MMA Reglers.

Auf das System mit dem zeitlich variablen Parametervektor $\Theta_g(t) = (m_{g,1}(t), m_{g,2}(t), d_{g,1}, d_{g,2}, k_{g,1}, k_{g,2})^T$ wirkt der bekannte, messbare, Systemeingang $f_{u_g}(t)$ sowie die unbekannte Störung $f_{d_g}(t)$. Die MMA Regelung benötigt einen Detektor, der einen Satz von FD-Filtern $Q^{(1)}, Q^{(2)}, \dots, Q^{(N_{DF})}$ beinhaltet. Jeder FD-Filter berechnet aus dem Eingangssignal $f_{u_g}(t) = u_F(t) + f_C(t)$ sowie den Messungen $y(t) = (\ddot{q}_{g,1}, \ddot{q}_{g,2})^T$ des LPV-Systems für jeden Synthesepunkt ein Residuum $r^{(i)}$, ($i = 1, 2, \dots, N_{DF}$). Der Block R→J dient der Berechnung des Vektors der verbesserten Residuen $J(t) = (j^{(1)}(t), j^{(2)}(t), \dots, j^{(N_{DF})}(t))^T$. Der Regler-Satz enthält die lokalen, an den Nominalbetriebspunkten ausgelegten, Regler $C^{(1)}, C^{(2)}, \dots, C^{(N)}$. Der Supervisor steuert mit dem im Detektor berechneten Vektor $G(t)$ durch die Schaltlogik das Umschalten der lokalen Stellsignale $f_C^{(1)}, f_C^{(2)}, \dots, f_C^{(N)}$. Die Messungen der Positionen, die als Eingang weder für die Detektionskomponente noch für den Regler-Satz benötigt werden, sind in Abbildung 4.2 nicht dargestellt. Zur Simulation des durch den MMAC aktiv gedämpften LPV ZMS wird das in Abbildung 4.2 dargestellte System als SIMULINK-Modell [152] implementiert.

Die Systemkomponente *Regler-Satz* des MMAC umfasst die lokalen Regler zur Berechnung der lokalen Stellsignale. Der entsprechende Satz der lokalen Detektoren zur Berechnung der lokalen Residuen sowie die Berechnung der verbesserten lokalen Residuen ist in dem Modul *Detektor* zusammengefasst. Aufgabe des *Supervisors* ist die Steuerung des MMAC durch den im Detektor berechneten Vektor $G(t)$ der Steuersignale mit Hilfe des Blocks *Schaltlogik*. Dieses Modul schaltet die durch den Regler-Satz berechneten lokalen Stellsignale in Abhängigkeit der Detektion des lokalen Betriebspunkts mit dem geringsten Parameterabstand zum Betriebspunkt der Strecke auf das globale Stellsignal $f_C(t)$ auf. Der Umschaltvorgang zwischen zwei lokalen Stellsignalen gliedert sich in eine Initialisierungsphase, Überblenden und das Umschalten des Reglereingangs.

Die Auslegung der einzelnen Komponenten des fehlerdetektionsbasierten MMAC wird in den folgenden Abschnitten beschrieben. Die Abfolge der Abschnitte entspricht einer möglichen Vorgehensweise zur Auslegung des fehlerdetektionsbasierten MMAC.

Abschnitt 4.3.1 erläutert die Wahl der Nominalbetriebspunkte sowie der lokalen Betriebsbereiche. Die Auslegung des Regler-Satzes ist Gegenstand des Abschnitts 4.3.2. Abschnitt 4.3.3 erklärt die Module Detektor und Schaltlogik des Supervisors.

4.3.1 Wahl der Nominalbetriebspunkte und der lokalen Betriebsbereiche

Erster Schritt zur Auslegung des fehlerdetektionsbasierten MMAC ist die Spezifikation der lokalen Nominalbetriebspunkte sowie der lokalen Entwurfsbereiche unter Berücksichtigung der durch den Einsatz der Regelung zu erreichenden Ziele.

Die Abbildung 4.3 zeigt den Betrag $|G_{f_{u_g} \rightarrow \ddot{q}_{g,1}}(s)|$ der Übertragungsfunktion der Regelstrecke von f_{u_g} nach $\ddot{q}_{g,1}$ für Parameterkombinationen mit geringen Werten der beiden Massenparameter. Die Abbildung 4.4 zeigt den Betrag der Übertragungsfunktion $|G_{f_{u_g} \rightarrow \ddot{q}_{g,1}}(s)|$ der Regelstrecke von f_{u_g} nach $\ddot{q}_{g,1}$ für Kombinationen mit hohen Werten der beiden Massenparameter. In beiden Abbildungen ist eine starke Abhängigkeit der Resonanzfrequenzen sowie der Resonanzamplituden von den variablen Streckenparametern $m_{g,1}$ und $m_{g,2}$ zu beobachten. Für Kombinationen mit zumindest einem höheren Massewert > 10 kg gilt für die Resonanzfrequenzen $\omega_1, \omega_2 < 0.1$ Hz (siehe Abbildung 4.4). Für Massenkombinationen mit $m_{g,1}, m_{g,2} \leq 4$ kg weist das System zumindest eine Resonanzfrequenz > 0.1 Hz mit deutlich erhöhter Amplitude auf (siehe Abbildung 4.3). Diese Veränderungen der modalen Basis des Systems infolge der variablen Parameter stellen die Ansprüche an eine parameterrobuste Regelung dar.

Innerhalb des Betriebsbereichs (4.2) sind die Nominalbetriebspunkte für den Entwurf der MMA Regelung zu bestimmen. Es werden $N = 9$ Betriebspunkte mit den Vektoren der physikalischen Parameter $\Theta_g^{(i)}$, ($i = 1, 2, \dots, 9$) ausgewählt. Diese Nominalbetriebspunkte dienen als Synthesepunkte

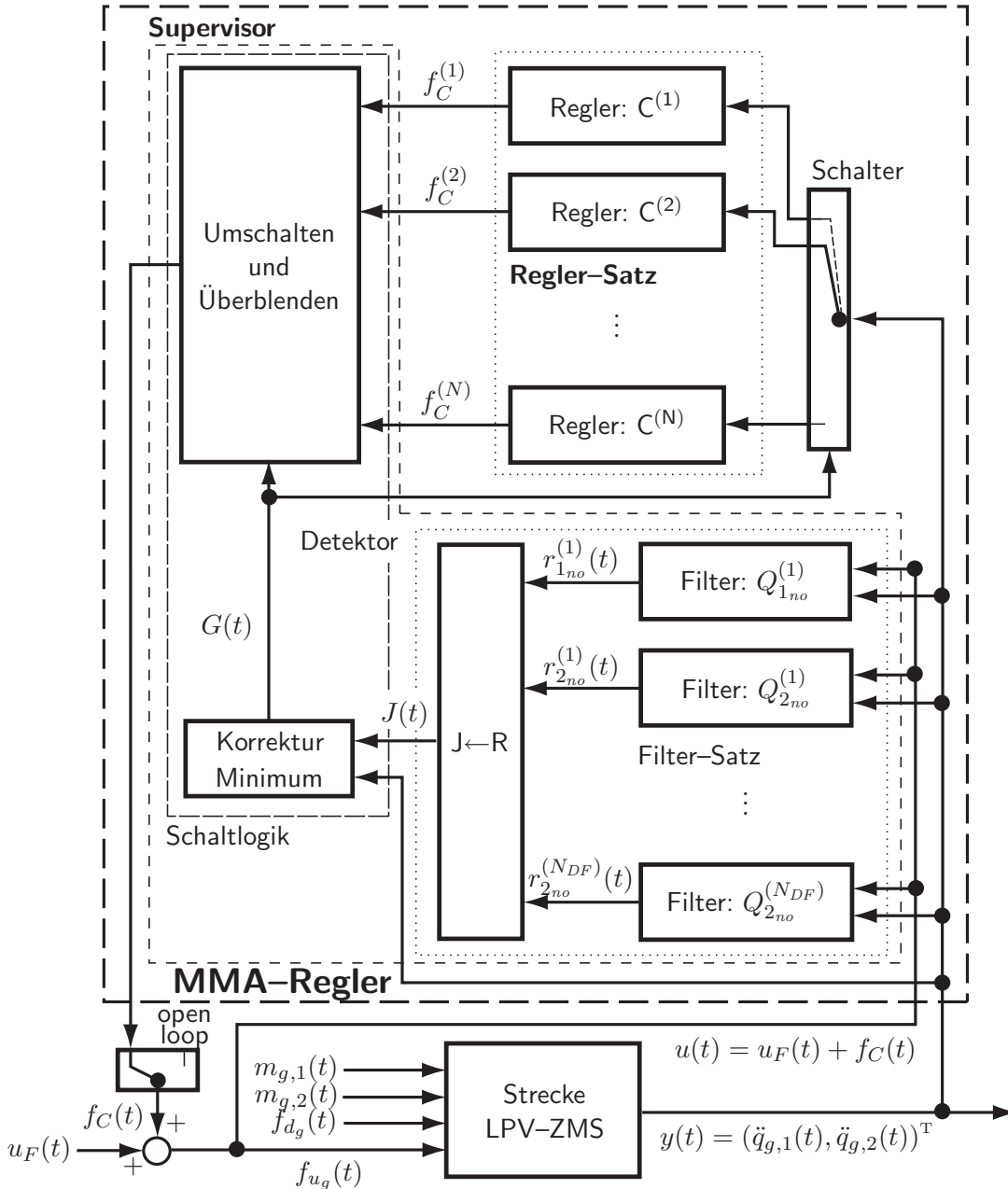


Abbildung 4.2: Blockschaltbild der fehlerdetektionsbasierten MMA aktiven Strukturregelung des LPV-ZMS

der lokalen Regler. Damit stellen die zugehörigen linearen, zeitinvarianten Modelle nach (4.7)

$$\dot{x}(t) = A^{(i)} x(t) + B_u^{(i)} f_{u_g} + B_d^{(i)} f_{d_g} \quad (4.9a)$$

$$y(t) = C^{(i)} x(t) + D_u^{(i)} f_{u_g} + D_d^{(i)} f_{d_g} \quad i = 1, 2, \dots, 9 \quad (4.9b)$$

die Synthesemodelle (siehe (2.76) und (2.79)) für die lokalen Regler $C^{(i)}$, ($i = 1, 2, \dots, 9$) dar. Der Eingang der fiktiven Fehlerkräfte wird für den Reglerentwurf nicht betrachtet. Tabelle 4.2 zeigt die Parameterkombinationen $m_{g,1}^{(i)}$, $m_{g,2}^{(i)}$ der ausgewählten Nominalbetriebspunkte. Abbildung 4.5 zeigt die Lage der Nominalbetriebspunkte im globalen Betriebsbereich des Systems sowie den Betrag der Übertragungsfunktion $|G_{f_{u_g} \rightarrow \ddot{q}_{g,1}}^{(i)}(j\omega)|$ von dem bekannten Systemeingang f_{u_g} auf die Beschleunigung $\ddot{q}_{g,1}$ der Strecke an den Nominalbetriebspunkten $\Theta_g^{(i)}$, ($i = 1, 2, \dots, 9$), des MMAC. Die Verteilung der ausgewählten Nominalbetriebspunkte im globalen Betriebsbereich sichert die

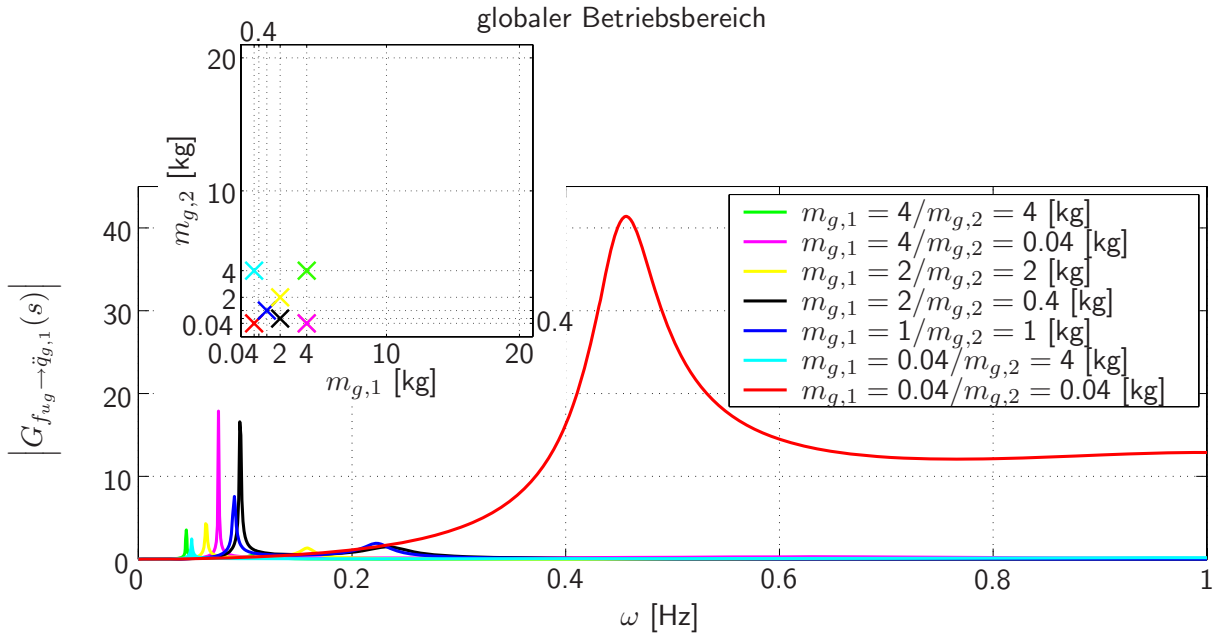


Abbildung 4.3: Übertragungsverhalten des ZMS für „leichte“ Parameterkombinationen

Lage der Betriebspunkte (\times) im globalen Betriebsbereich Θ_{OR} zur Berechnung des Übertragungsverhaltens (oben).

Betrag $|G_{f_{u_g} \rightarrow \ddot{q}_{g,1}}(s)|$ der Übertragungsfunktion von dem bekannten Eingang f_{u_g} auf die Beschleunigung $\ddot{q}_{g,1}$ des unregelmäßigten ZMS für „leichte“ Kombinationen der variablen Streckenparameter $m_{g,1}$ und $m_{g,2}$ (unten).

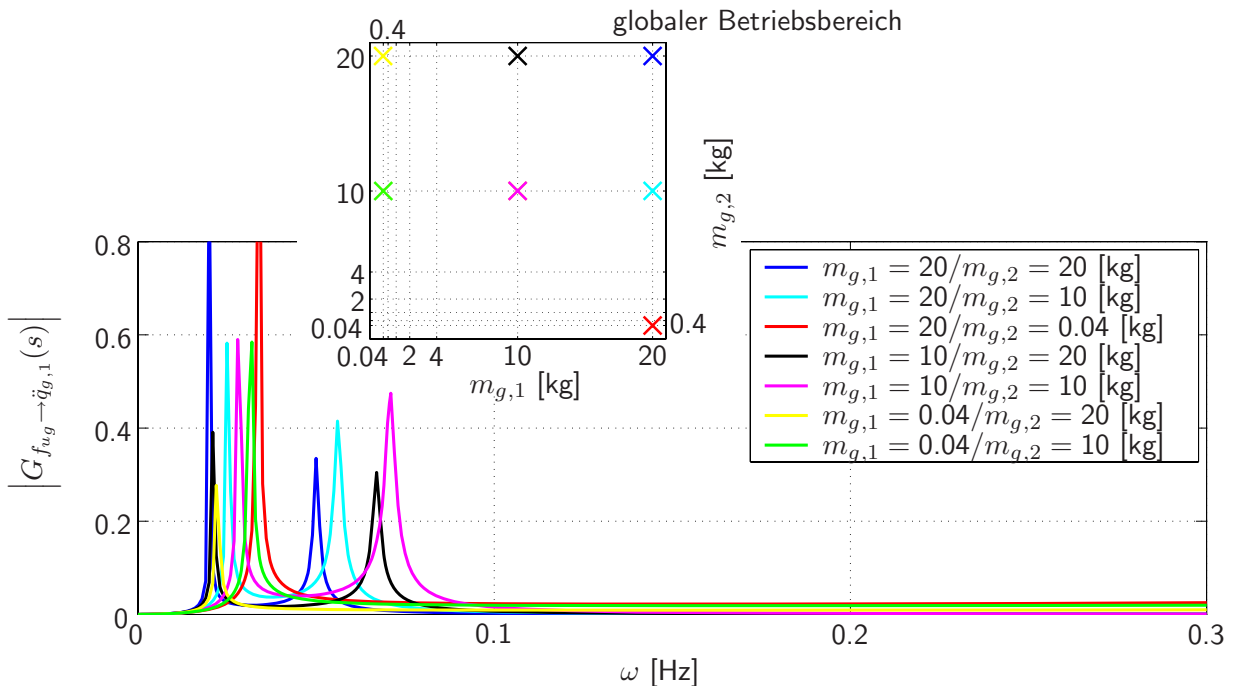


Abbildung 4.4: Übertragungsverhalten des ZMS für „schwere“ Parameterkombinationen

Lage der Betriebspunkte (\times) im globalen Betriebsbereich Θ_{OR} zur Berechnung des Übertragungsverhaltens (oben).

Betrag $|G_{f_{u_g} \rightarrow \ddot{q}_{g,1}}(s)|$ der Übertragungsfunktion von dem bekannten Eingang f_{u_g} auf die Beschleunigung $\ddot{q}_{g,1}$ des unregelmäßigten ZMS für „schwere“ Kombinationen der variablen Streckenparameter $m_{g,1}$ und $m_{g,2}$ (unten).

Streckenparameter	Nominalbetriebspunkte $\Theta_g^{(i)}$								
	$i = 1$	$i = 2$	$i = 3$	$i = 4$	$i = 5$	$i = 6$	$i = 7$	$i = 8$	$i = 9$
$m_{g,1}^{(i)}$ [kg]	2.5	2.5	2.5	10.0	10.0	10.0	17.5	17.5	17.5
$m_{g,2}^{(i)}$ [kg]	2.5	10.0	17.5	2.5	10.0	17.5	2.5	10.0	17.5

Tabelle 4.2: Parameterkombinationen $m_{g,1}^{(i)}$, $m_{g,2}^{(i)}$ der Nominalbetriebspunkte des MMAC zur aktiven Dämpfung des parametervarianten ZMS

Berücksichtigung aller dynamischen Ausprägungen des Systems in dem Entwurf des MMAC. Die Übertragungsfunktionen in Abbildung 4.5 zeigen, dass sowohl die hochfrequente Eigendynamik der Betriebspunkte mit geringen Massen als auch die niederfrequente Eigendynamik der Betriebspunkte mit hohen Massen in dem MMA Entwurf berücksichtigt sind. Die Berücksichtigung möglichst aller dynamischen Ausprägungen des Systems innerhalb des globalen Betriebsbereichs ist eine Voraussetzung, um eine hohe Robustheit und Leistungsfähigkeit der MMA aktiven Dämpfung zu erzielen. Für die Auslegung der MMA Regelung des parametervarianten ZMS werden rechteckige Entwurfsbereiche um die einzelnen als Reglersynthesepunkte gewählten Nominalbetriebspunkte definiert. Die einzelnen lokalen Regler werden in diesen Entwurfsbereichen lokal robust ausgelegt. Die Massenparameterkombinationen der auf den jeweils vier Ecken der Nominalbetriebsbereiche angenommenen Entwurfspunkte ergeben sich dann zu

$$\begin{aligned}
 m_{g,1} &= m_{g,1}^{(i)} \pm \rho^{(i)} \\
 m_{g,2} &= m_{g,2}^{(i)} \pm \rho^{(i)} \quad i = 1, 2, \dots, 9
 \end{aligned}$$

wobei $\rho^{(i)} = 4.5$ kg, ($i = 1, 2, \dots, 9$) als Entwurfsintervall für die Synthese der Regler an den Nominalbetriebspunkten angenommen wird. Tabelle 4.3 zeigt die Parameterkombinationen der Reglerentwurfspunkte auf den Ecken der einzelnen lokalen Betriebsbereiche. Abbildung 4.5 zeigt die

		Nominalbetriebspunkt $\Theta_g^{(i)}$								
		$i = 1$	$i = 2$	$i = 3$	$i = 4$	$i = 5$	$i = 6$	$i = 7$	$i = 8$	$i = 9$
Entwurfspunkt 1	$m_{g,1}$	0.04	0.04	0.04	5.5	5.5	5.5	13.0	13.0	13.0
	$m_{g,2}$	7.0	14.5	20.0	7.0	14.5	20.0	7.0	14.5	20.0
Entwurfspunkt 2	$m_{g,1}$	0.04	0.04	0.04	5.5	5.5	5.5	13.0	13.0	13.0
	$m_{g,2}$	0.04	5.5	13.0	0.04	5.5	13.0	0.04	5.5	13.0
Entwurfspunkt 3	$m_{g,1}$	7.0	7.0	7.0	14.5	14.5	14.5	20.0	20.0	20.0
	$m_{g,2}$	7.0	14.5	20.0	7.0	14.5	20.0	7.0	14.5	20.0
Entwurfspunkt 4	$m_{g,1}$	7.0	7.0	7.0	14.5	14.5	14.5	20.0	20.0	20.0
	$m_{g,2}$	0.04	5.5	13.0	0.04	5.5	13.0	0.04	5.5	13.0

Tabelle 4.3: An den Nominalbetriebspunkten $\Theta_g^{(i)}$, ($i = 1, 2, \dots, 9$), spezifizierte Entwurfspunkte zur lokal robusten Auslegung der lokalen Regler

Lage der Nominalbetriebspunkte als Synthesepunkte der lokalen Regler mit den zugehörigen lokalen Entwurfsbereichen sowie den Entwurfspunkten im Betriebsbereich des Systems. Die Abbildung zeigt das Schema einer weichen Teilung des globalen Betriebsbereichs Θ_{OR} mit sich überlappenden lokalen Betriebsbereichen, die den gesamten globalen Betriebsbereich und damit alle möglichen Parameterkombinationen abdeckt.

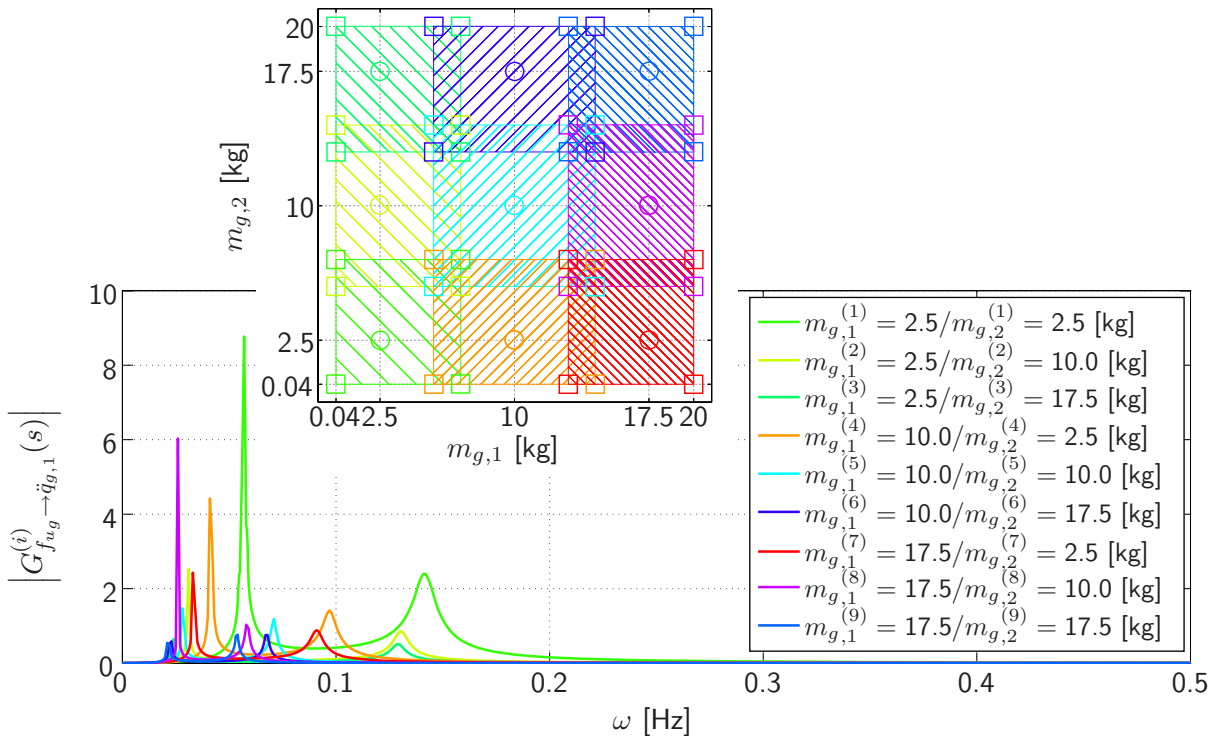


Abbildung 4.5: Lage der Nominalbetriebspunkte sowie der lokalen Entwurfsbereiche

Lage der Nominalbetriebspunkte $\Theta_g^{(i)}$, ($i = 1, 2, \dots, N$), gekennzeichnet mit \circ , mit den jeweils zugehörigen lokalen Entwurfsbereichen $\Theta_{OR}^{(i)}$, ($i = 1, 2, \dots, 9$) und den entsprechenden Entwurfspunkten, gekennzeichnet mit \square für den Entwurf des MMAC im globalen Betriebsbereich (oben).

Betrag der Übertragungsfunktionen $|G_{f_{u_g} \rightarrow \ddot{q}_{g,1}}^{(i)}(s)|$ von dem bekannten Systemeingang f_{u_g} auf die Beschleunigung $\ddot{q}_{g,1}$ der unregulierten Strecke an den Nominalbetriebspunkten $\Theta_g^{(i)}$, ($i = 1, 2, \dots, 9$), des MMAC (unten).

4.3.2 Satz lokal robuster Regler zur betriebspunktspezifischen aktiven Dämpfung

Die Synthese der lokalen Regler an den spezifizierten Nominalbetriebspunkten ist Schritt zwei der Auslegung des fehlerdetektionsbasierten MMAC.

Der Regler-Satz des MMAC enthält für jeden Nominalbetriebspunkt jeweils einen, in dem zugehörigen lokalen Betriebsbereich robust ausgelegten, Regler (siehe Abbildung 4.2).

In Anbetracht der geringen Ordnung von $n = 4$ des Modells des ZMS werden, im Gegensatz zu der in Abschnitt 2.4 vorgestellten Vorgehensweise die lokalen Regler jeweils an dem Nominalmodell voller Ordnung synthetisiert und besitzen damit ebenfalls die Ordnung $n_C = 4$.

Die bezüglich der Parametervariationen in den spezifizierten lokalen Entwurfsbereichen robuste Auslegung der Regler $C^{(i)}$ (siehe Abschnitt 2.4) erfolgt für jeden Nominalbetriebspunkt separat in einer mehrzieligen MC Optimierung (siehe Abschnitt 3.2) der freien Reglerparameter $\Theta_C^{(i)} = (d_1^{(i)}, d_2^{(i)}, q_1^{(i)}, q_2^{(i)}, q_3^{(i)}, q_4^{(i)}, r_1^{(i)}, r_2^{(i)})^T$ (siehe (2.81)). Die MC Optimierung ermöglicht die gleichzeitige Bewertung der Reglerwirkung sowohl an dem jeweiligen Nominalbetriebspunkt, also dem Synthesepunkt des Reglers, als auch an den jeweils zugehörigen vier Entwurfspunkten. Dazu wird in jeder Iteration der Optimierung der an dem Nominalbetriebspunkt synthetisierte Regler auf die Strecke an diesem Nominalbetriebspunkt sowie an den zugehörigen vier Entwurfspunkten aufgeschaltet und durch die Berechnung der Kriterien (2.87), (2.88), (2.89), (2.92), (2.93) und (2.94) die Wirkung des Reglers bewertet.

Abbildung 4.6 zeigt das Schaltbild des in der Optimierung betrachteten geschlossenen Systems bei Aufschaltung des an dem i -ten Nominalbetriebspunkt synthetisierten Reglers $C^{(i)}$ auf das ZMS an diesem Nominalbetriebspunkt $\Theta_g^{(i^*)} = \Theta_g^{(i)}$ sowie an den zugehörigen vier Entwurfspunkten. Der Regler wirkt mit der durch vollständige Zustandsrückführung $K_C^{(i)}$ berechneten Stellgröße $f_C^{(i)}$ additiv im Eingang der kommandierten Kraft u_F auf die Strecke. Ein KF⁽ⁱ⁾, synthetisiert aus einem Modell der Strecke an dem jeweiligen Nominalbetriebspunkt $\Theta_g^{(i)}$, wird zur Berechnung des geschätzten Systemzustands $\hat{x}^{(i)}$ verwendet. Die Schätzung basiert auf den gemessenen Beschleunigungen $\ddot{q}_{g,1}, \ddot{q}_{g,2}$ der beiden Massen.

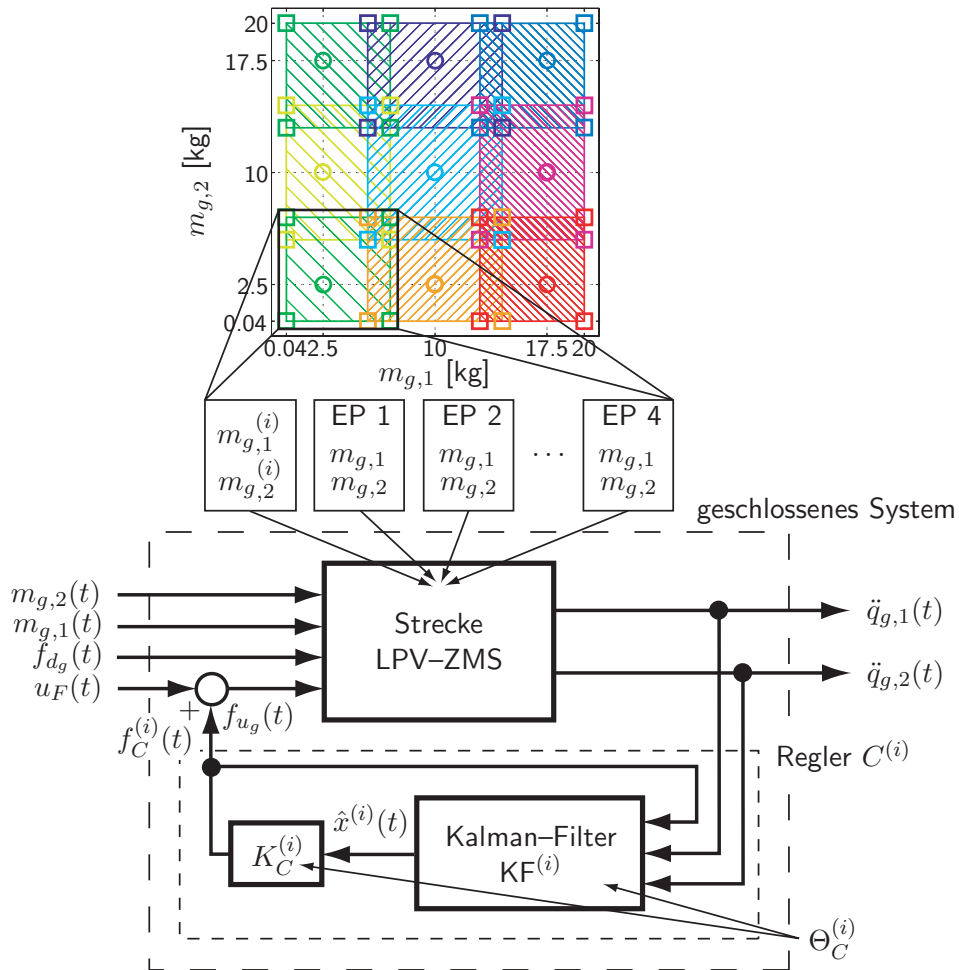


Abbildung 4.6: Blockschaltbild des geschlossenen Systems

In der Optimierung zur Reglerauslegung dienen die geschlossenen Systeme mit der Kombination des an dem i -ten Nominalbetriebspunkt synthetisierten Reglers und der Strecke sowohl an diesem Nominalbetriebspunkt als auch an den zugehörigen Entwurfspunkten EP 1, EP 2, ..., EP 4 einer robusten Auslegung der Reglerparameter $\Theta_C^{(i)}$.

Tabelle 4.4 zeigt die Steigerung der Envelopendämpfung für alle Nominalbetriebsbereiche, die durch Aufschaltung des für den jeweiligen Nominalbetriebspunkt spezifisch ausgelegten Reglers erzielt werden kann. Angegeben ist jeweils die minimale Dämpfung innerhalb der für jeden Nominalbetriebspunkt (siehe Tabelle 4.2) spezifizierten lokalen Entwurfsbereiche (siehe Tabelle 4.3) bezogen auf den entsprechenden open-loop Wert

$$\underline{\zeta}^{(i)} := \frac{\min_{\Theta_{OR}^{(i)}} \bar{\zeta}}{\min_{\Theta_{OR}^{(i)}} \zeta} \quad (4.10)$$

Mit der minimalen Systemdämpfung über alle Pole

$$\zeta := \min_{h=1,2,\dots,4} \zeta_h$$

für das open-loop System und der minimalen Systemdämpfung über alle Pole

$$\bar{\zeta} := \min_{h=1,2,\dots,4} \bar{\zeta}_h$$

für das closed-loop System. Die Suche nach der minimalen Dämpfung in den Nominalbetriebsbereichen in Gleichung (4.10) erfolgt durch eine Rasterung der variablen Parameter über den jeweiligen Betriebsbereich hinweg. Tabelle 4.4 zeigt, dass die Envelopendämpfung für jeden Nominalbetriebs-

Nominalbetriebsbereich $\Theta_{OR}^{(i)}$									
	$i = 1$	$i = 2$	$i = 3$	$i = 4$	$i = 5$	$i = 6$	$i = 7$	$i = 8$	$i = 9$
$\zeta^{(i)}$	126.9	59.5	75.6	27.1	153.4	172.3	86.3	220.5	170.1

Tabelle 4.4: Steigerung der Envelopendämpfung in den Nominalbetriebsbereichen

Dargestellt ist die auf den jeweiligen open-loop Wert bezogene Envelopendämpfung in den neun Nominalbetriebsbereichen des MMAC.

bereich deutlich verbessert werden kann. Die erzielte Steigerung liegt zwischen 2710 % und 17230 %. Die geringste Reglerwirkung ergibt sich für Lastfälle mit Kombinationen einer hohen Masse und einer niedrigen Masse. Insbesondere für den Fall einer hohen Masse von Körper 1 und einer geringen Masse von Körper 2 dem Angriffspunkt der Stellgröße, sind nur geringere Erhöhungen der Dämpfung zu erzielen. Die für den gesamten globalen Betriebsbereich des ZMS durch den fehlerdetektionsbasierten MMAC erzielbare Erhöhung der Envelopendämpfung ergibt sich zu

$$\underline{\zeta} := \frac{\min_{i=1,2,\dots,9} \left(\min_{\Theta_{OR}^{(i)}} \bar{\zeta} \right)}{\min_{\Theta_{OR}} \zeta} = 318 \quad .$$

Für die Aufschaltung des lokalen Reglers auf die Strecke an dem zugehörigen Nominalbetriebspunkt und den zugehörigen Entwurfsunkten sind die geschlossenen Systeme ebenso wie die lokalen Regler selbst stabil.

Die Abbildungen 4.7, 4.8, 4.9 und 4.10 zeigen die erzielten Ergebnisse der nominalpunktspezifischen Auslegung der lokalen Regler des MMAC im Vergleich zu dem in Abschnitt 4.4 global robust ausgelegten Regler. Dargestellt sind jeweils der Betrag der Übertragungsfunktion $G_{u_F \rightarrow \ddot{q}_{g,1}}(s)$ von dem Eingang der kommandierten Kraft auf die physikalische Beschleunigung an Körper 1 sowie die Antwort dieser Beschleunigung auf einen Einheitssprung der kommandierten Kraft für unterschiedliche closed-loop Systeme.

Die Regler $C^{(6)}$ und $C^{(8)}$ erzielen die größte Steigerung der Envelopendämpfung (siehe Tabelle 4.4) in den lokalen Betriebsbereichen des MMAC. Abbildung 4.7 und Abbildung 4.8 zeigen die Wirkung dieser Regler. Es ist jeweils die Aufschaltung der an dem Synthesepunkt $\Theta_g^{(6)}$ und dem Synthesepunkt $\Theta_g^{(8)}$ synthetisierten lokalen Regler $C^{(6)}$, $C^{(8)}$ auf die Strecke an den entsprechenden Nominalbetriebspunkten sowie an den zu diesen Synthesepunkten gehörenden Entwurfsunkten 1, 2, ..., 4 dargestellt. Darüber hinaus ist die Aufschaltung des global robust entworfenen Reglers sowie die open-loop Fälle für die Strecke jeweils an den Nominalbetriebspunkten gezeigt. Den Abbildungen 4.9 und 4.10 liegt die Aufschaltung der Regler mit der geringsten Steigerung der Envelopendämpfung zugrunde (siehe Tabelle 4.4). Es ist die Aufschaltung der an den Synthesepunkten $\Theta_g^{(2)}$ und

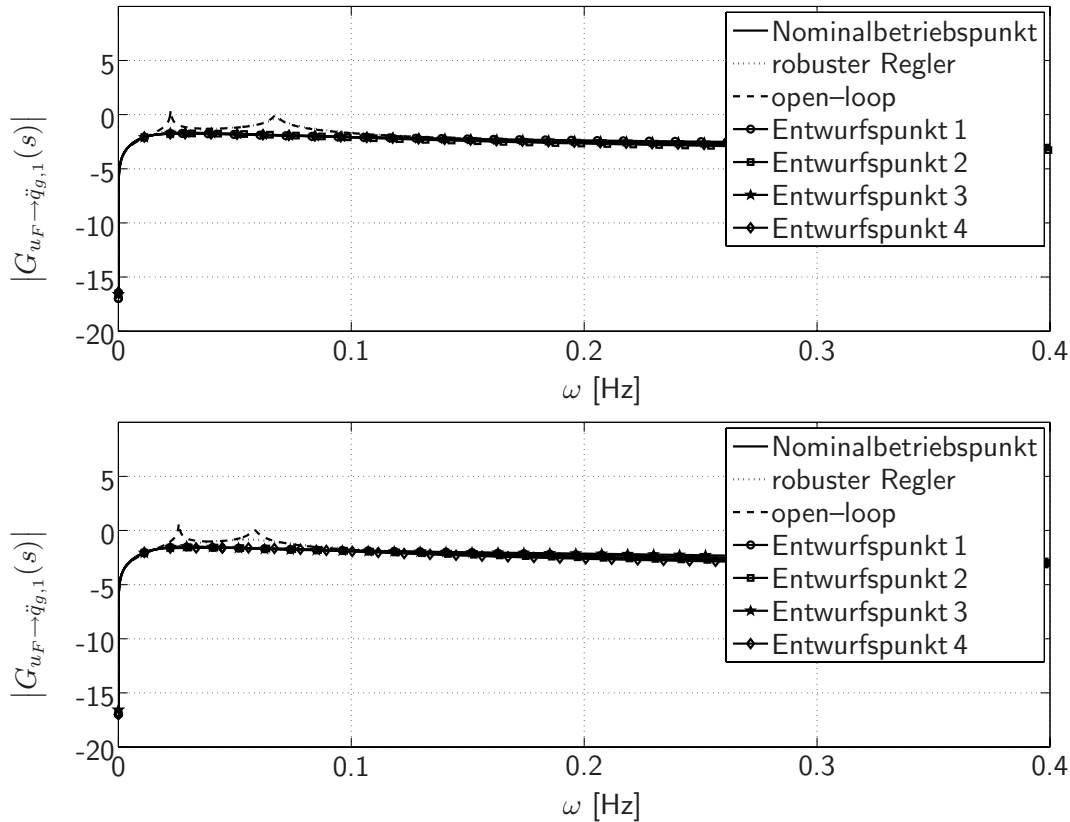


Abbildung 4.7: Betrag der Übertragungsfunktionen des kommandierten Systemeingangs u_F auf die Beschleunigung $\ddot{q}_{g,1}$ bei Regleraufschaltung (closed-loop)
 Synthesepunkt $\Theta_g^{(6)}$ (oben), Synthesepunkt $\Theta_g^{(8)}$ (unten)

$\Theta_g^{(4)}$ synthetisierten Regler $C^{(2)}$, $C^{(4)}$ auf die Strecke an den entsprechenden Nominalbetriebspunkten sowie auf die zu diesen Synthesepunkten gehörenden Entwurfspunkte 1, 2, ..., 4 dargestellt. Darüber hinaus ist die Aufschaltung des robust entworfenen Reglers sowie der open-loop Fall für die Strecke jeweils an den Nominalbetriebspunkten gezeigt. Abbildung 4.7 zeigt eine im Vergleich zu der in Abbildung 4.9 durch die lokalen Regler $C^{(2)}$ und $C^{(4)}$ erzielte höhere Absenkung der Resonanzspitzen durch die lokalen Regler $C^{(6)}$ und $C^{(8)}$. Im Einklang dazu ist in Abbildung 4.8 eine im Vergleich zu Abbildung 4.10 deutlich geringere Sprungantwort erkennbar.

Die angewendete Reglerauslegung (siehe Abschnitt 2.4) garantiert nicht die Stabilität der Kombination jedes lokal ausgelegten Reglers mit der Strecke an allen Nominalbetriebspunkten beziehungsweise an allen Betriebspunkten innerhalb des globalen Betriebsbereichs. Damit ist nicht gewährleistet, dass alle lokalen Regler an jedem Punkt des globalen Betriebsbereichs des LPV Modells (4.5) des ZMS stabil arbeiten. Tabelle 4.5 gibt die Stabilität der closed-loop Systeme für alle Kombinationen der lokalen Regler $C^{(i)}$ mit dem Modell des ZMS an allen Nominalbetriebspunkten $\Theta^{(i^*)}$, ($i, i^* = 1, 2, \dots, 9$) sowie für, durch eine Rasterung bestimmte Betriebspunkte innerhalb der lokalen Entwurfsbereiche, an. Ist in Tabelle 4.5 eine Regler/Strecken Kombination als stabil gekennzeichnet, so sind die geschlossenen Systeme sowohl an dem Nominalbetriebspunkt sowie den Entwurfspunkten als auch an sämtlichen durch eine Rasterung bestimmten Betriebspunkten innerhalb des jeweiligen lokalen Entwurfsbereichs stabil. Die der Tabelle 4.5 zugrundeliegende Bedingung für Stabilität beziehungsweise Instabilität entspricht dem Optimierungskriterium $STAB_S$ (2.92). Für die closed-loop Systeme der Regler/Streckenkombinationen auf der Diagonalen von Tabelle 4.5 wird in der in Abschnitt 2.4 beschriebenen Optimierung durch das Kriterium $STAB_S$ (2.92) Stabilität explizit gefordert.

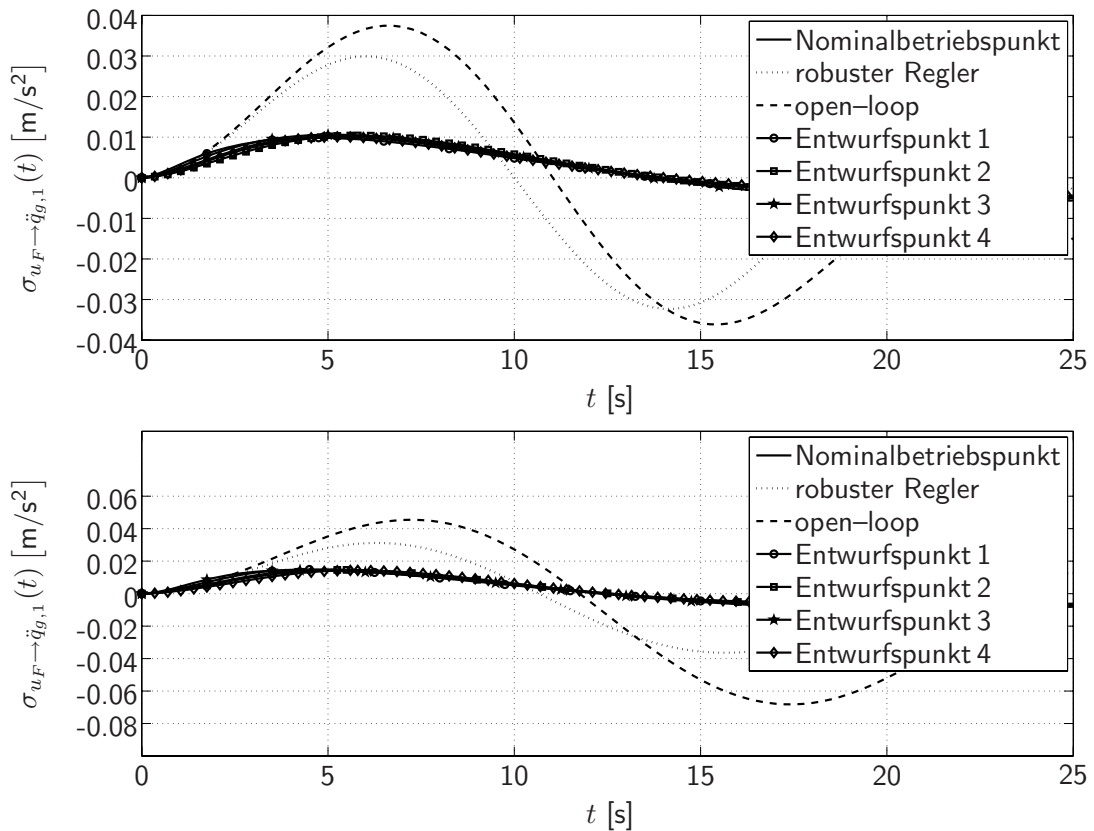


Abbildung 4.8: Antwort der Beschleunigung $\ddot{q}_{g,1}(t)$ auf einen Einheitssprung zum Zeitpunkt $t = 0\text{ s}$ auf den kommandierten Systemeingang u_F bei Regleraufschaltung (closed-loop) Synthesepunkt $\Theta_g^{(6)}$ (oben), Synthesepunkt $\Theta_g^{(8)}$ (unten)

		Strecke, Nominalbetriebspunkt $\Theta_g^{(i^*)}$								
		$i^* = 1$	$i^* = 2$	$i^* = 3$	$i^* = 4$	$i^* = 5$	$i^* = 6$	$i^* = 7$	$i^* = 8$	$i^* = 9$
Regler $C^{(i)}$	$i = 1$	s	s	s	s	s	s	s	s	s
	$i = 2$	i	s	s	s	s	s	s	s	s
	$i = 3$	i	i	s	i	s	s	i	s	s
	$i = 4$	s	s	s	s	s	s	s	s	s
	$i = 5$	i	s	s	i	s	s	i	s	s
	$i = 6$	i	s	s	i	s	s	i	s	s
	$i = 7$	s	s	s	s	s	s	s	s	s
	$i = 8$	i	i	i	i	s	s	i	s	s
	$i = 9$	i	i	i	i	i	s	i	s	s

Tabelle 4.5: Stabilität des geschlossenen Systems für alle Kombinationen lokaler Regler und Streckenbetriebspunkte in den einzelnen lokalen Entwurfsbereichen

Stabile Kombinationen sind mit „s“ instabile Kombinationen mit „i“ gekennzeichnet.

Das Kernproblem des fehlerdetektionsbasierten MMAC ist die Detektion des Nominalbetriebspunkts mit dem geringsten Parameterabstand von dem Betriebspunkt der Strecke. Die Aufschaltung des jeweils für diesen detektierten Nominalbetriebspunkt spezifisch ausgelegten lokalen Reglers ermöglicht die Adaption des MMAC an die Parametervariationen der Strecke. Die Detektion und Aufschaltung erfolgt durch das Modul Supervisor das im folgenden Abschnitt erläutert wird.

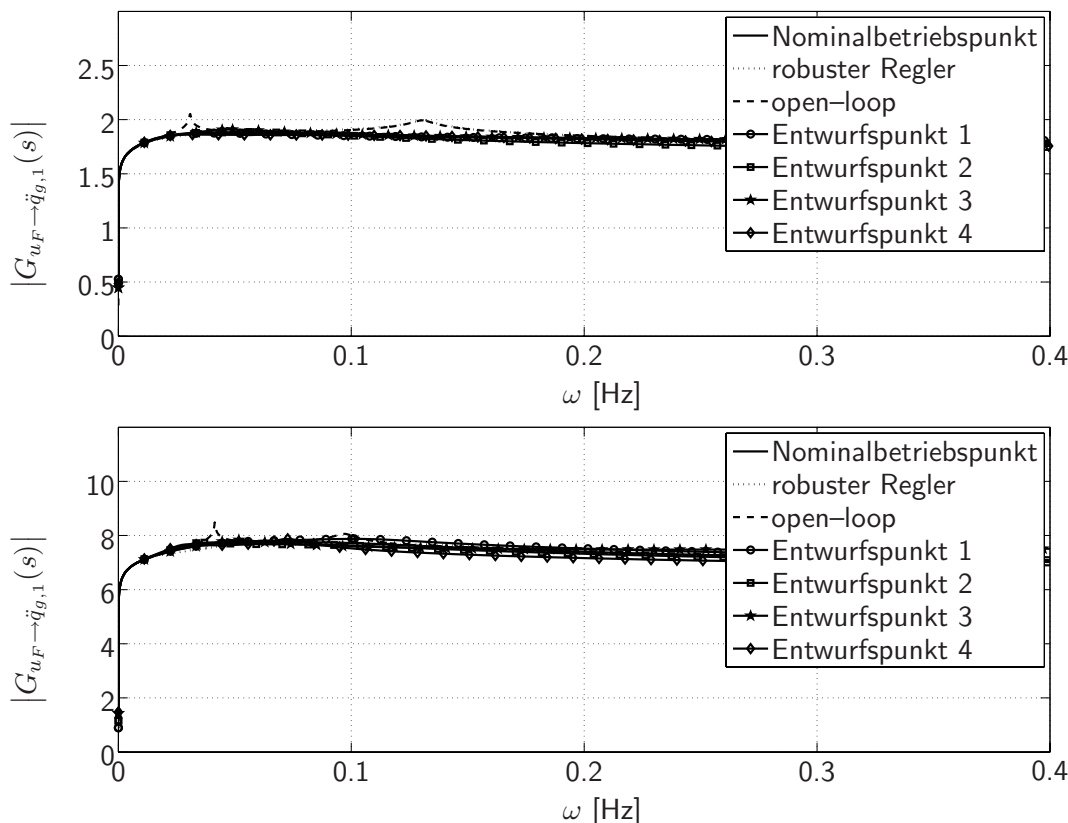


Abbildung 4.9: Betrag der Übertragungsfunktionen des kommandierten Systemeingangs u_F auf die Beschleunigung $\ddot{q}_{g,1}$ bei Regleraufschaltung (closed-loop)
 Synthesepunkt $\Theta_g^{(2)}$ (oben), Synthesepunkt $\Theta_g^{(4)}$ (unten)

4.3.3 Supervisor zur Modelladaption

Aufgabe des Supervisormoduls der MMA Regelung ist, sowohl den Nominalbetriebspunkt mit dem geringsten Parameterabstand vom Betriebspunkt der Strecke zu detektieren als auch den zugehörigen lokalen Regler auf die Strecke aufzuschalten. Der Supervisor besteht aus den Blöcken *Detektor* und *Schaltlogik* (siehe Abbildung 4.2) die in den folgenden Abschnitten beschrieben werden.

Detektor

Die Auslegung der Detektoren in dem Filter-Satz, so dass die Zugehörigkeit jedes möglichen Betriebspunkts der Strecke zu einem der spezifizierten lokalen Betriebsbereiche eindeutig detektiert werden kann, ist Schritt drei der Auslegung des fehlerdetektionsbasierten MMAC.

Aufgabe des Blocks *Detektor* ist es, für spezifizierte Filterentwurfspunkte je zwei verbesserte Residuen nach (A.4) aus den bekannten Systemeingängen $u(t)$ und dem zur Rückführung für die aktive Dämpfung benutzten Messvektor $y(t)$ zu berechnen. Anhand dieser verbesserten Residuen wird dann im Modul *Schaltlogik* derjenige Nominalbetriebspunkt $\Theta_g^{(i_{det})}$ bestimmt, für die der Parameterabstand zwischen Nominalbetriebspunkt und der LPV Strecke minimal ist (siehe (3.12))

$$\left| \Delta_{\Theta_g}^{(i_{det}, i^*)} \right| = \min_{i=1,2,\dots,N} \left| \Delta_{\Theta_g}^{(i, i^*)} \right| = \min_{i=1,2,\dots,N} \sqrt{\left(\Delta_{m_{g,1}}^{(i, i^*)} \right)^2 + \left(\Delta_{m_{g,2}}^{(i, i^*)} \right)^2} .$$

In dieser Auslegung einer fehlerdetektionsbasierten MMA aktiven Strukturregelung entsprechen die in Abbildung 4.11 dargestellten Entwurfspunkte der Detektionsfilter nicht den in Abbildung

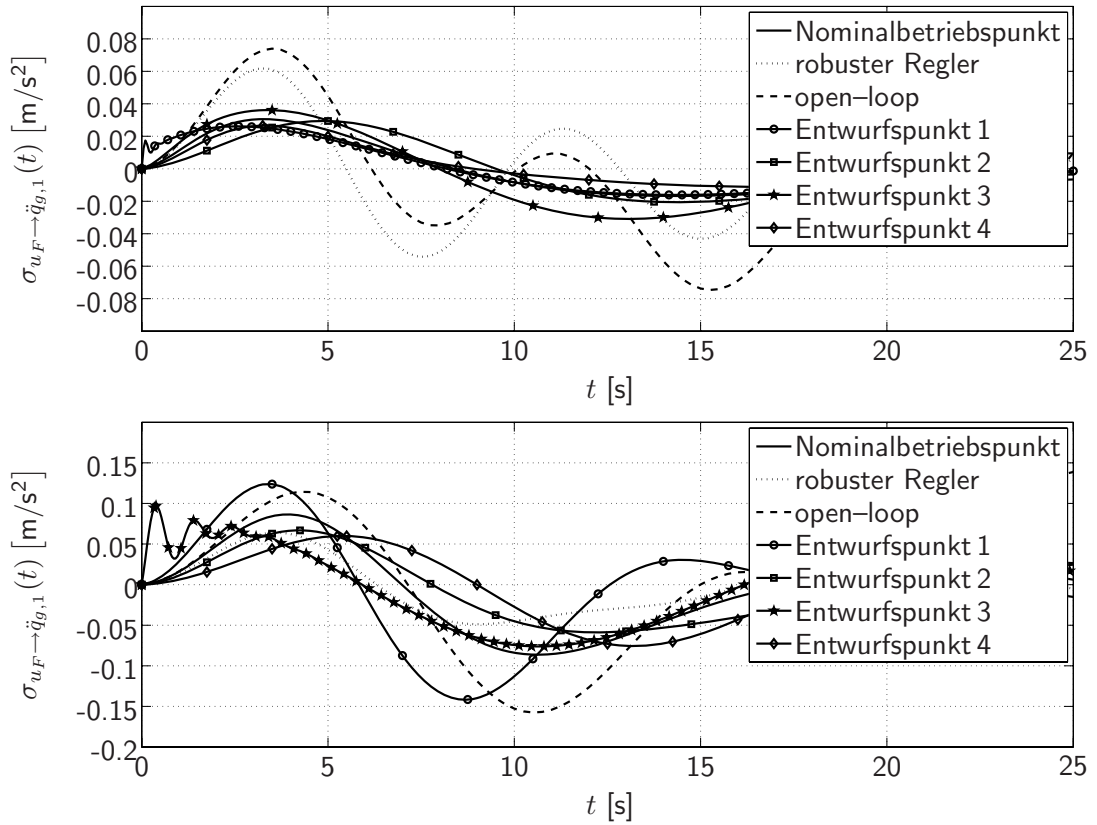


Abbildung 4.10: Antwort der Beschleunigung $\ddot{q}_{g,1}(t)$ auf einen Einheitssprung zum Zeitpunkt $t = 0$ s auf den kommandierten Systemeingang u_F bei Regleraufschaltung (closed-loop) Synthesepunkt $\Theta_g^{(2)}$ (oben), Synthesepunkt $\Theta_g^{(4)}$ (unten)

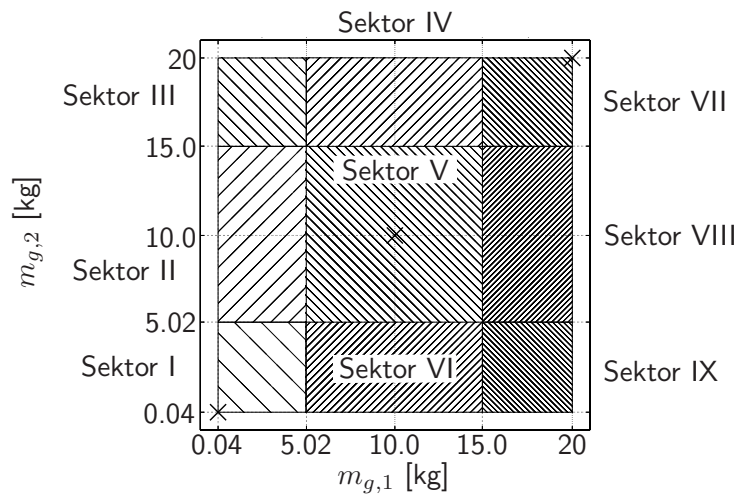


Abbildung 4.11: Lage der Entwurfspunkte der Detektionsfilter sowie der Detektionssektoren Filterentwurfspunkte gekennzeichnet mit \times

4.5 dargestellten Nominalbetriebspunkten. Um die $N = 9$ Nominalbetriebspunkte beziehungsweise lokalen Entwurfsbereiche abzudecken, werden an drei Betriebspunkten des Systems jeweils zwei Detektionsfilter ($N_{DF} = 6$) gebildet. Tabelle 4.6 zeigt die Parameterkombinationen der Synthesepunkte der einzelnen Filter. Jeweils ein Filter ist für die Wirkung einer, der in den physikalischen Freiheitsgraden des ZMS wirkenden Fehlerkräfte $f_{f_g^{(i,i^*)},1} = \Delta_{m_{g,1}}^{(i,i^*)} \ddot{q}_{g,1}$, $f_{f_g^{(i,i^*)},2} = \Delta_{m_{g,2}}^{(i,i^*)} \ddot{q}_{g,2}$ sensitiv. Es wird also die Wirkung der Fehlerkräfte auf die Residuen entkoppelt. Das heißt es wird für jeden

Streckenparameter	Filterentwurfspunkte		
	$i = 1$	$i = 2$	$i = 3$
$m_{g,1}^{(i)}$ [kg]	0.04	10.0	20.0
$m_{g,2}^{(i)}$ [kg]	0.04	10.0	20.0

Tabelle 4.6: Parameterkombinationen $m_{g,1}^{(i)}$, $m_{g,2}^{(i)}$ der Filterentwurfspunkte des MMAC zur aktiven Dämpfung des parametervarianten ZMS

Nominalbetriebspunkt ein Residuenvektor $R^{(i,i^*)} = (r^{(i,i^*)}_1, r^{(i,i^*)}_2)^T$ mit $R^{(i,i^*)} \in \mathbb{R}^{2 \times 1}$, ($i = 1, 2, 3$) aus zwei Residuen bestimmt. Die beiden Residuen werden dabei durch zwei unterschiedliche Residuengeneratoren berechnet. Jedes Residuum wird jeweils nur von einer Fehlerkraft beeinflusst. Es gilt dann

$$\begin{aligned} r^{(i,i^*)}_1(t) = 0 &\Leftrightarrow f_{f_g}^{(i,i^*)}_2(t) = 0 \\ r^{(i,i^*)}_1(t) \neq 0 &\Leftrightarrow f_{f_g}^{(i,i^*)}_2(t) \neq 0 \end{aligned}$$

und

$$\begin{aligned} r^{(i,i^*)}_2(t) = 0 &\Leftrightarrow f_{f_g}^{(i,i^*)}_1(t) = 0 \\ r^{(i,i^*)}_2(t) \neq 0 &\Leftrightarrow f_{f_g}^{(i,i^*)}_1(t) \neq 0 \end{aligned} .$$

Infolge der Diagonalstruktur der Matrix der Parameterveränderungen (4.8) sind die Residuen für das ZMS nicht nur hinsichtlich der Fehlerkräfte sondern auch bezüglich der Massenveränderungen entkoppelt. Jeweils ein Filter ist also für die Veränderung einer physikalischen Masse sensitiv. Daraus ergibt sich die in Abbildung 4.11 dargestellte Aufteilung des globalen Betriebsbereichs in neun *Detektionssektoren*, die jeweils zu einem Nominalbetriebspunkt und damit einem lokalen Regler (siehe Abbildung 4.5) zugehörig sind. Die Grenzen der Sektoren liegen jeweils mittig zwischen den Filterentwurfspunkten. Die im Vergleich zur Anzahl $N = 9$ der Nominalbetriebspunkte geringere Anzahl der Detektionsfilter von $N_{DF} = 6$ wird durch das geordnete Netz der Nominalbetriebspunkte möglich, in dem immer drei Reglersynthesepunkte einen gleichen Massenwert besitzen. Die in der Konfiguration des geordneten Netzes mögliche Detektion der Zugehörigkeit eines Streckenbetriebspunkts zu einem Detektionssektor und damit einem lokalen Regler, ist für den Betrieb des fehlerdetektionsbasierten MMAC jedoch ausreichend. Mit dieser Konfiguration der Filterentwurfspunkte kann eine exakte Übereinstimmung des Betriebspunkts der Strecke mit einem Nominalbetriebspunkt des MMAC, mit Ausnahme von Nominalbetriebspunkt $i = 5$, nicht explizit detektiert werden. Um eine exakte Übereinstimmung des Betriebspunkts der Strecke mit einem Nominalbetriebspunkt zu detektieren, müsste an diesem Nominalbetriebspunkt ein Filter entworfen werden. Die sechs Detektionsfilter bilden den Filter-Satz des MMAC und berechnen je ein Residuum. Die verbesserten Residuen $j^{(i)} = \|r^{(i)}\|_f$, ($i = 1, 2, \dots, 6$), werden in dem Block R→J (siehe Abbildung 4.2) aus den sechs Residuen $r^{(i)}$, ($i = 1, 2, \dots, 6$) berechnet und bilden den Vektor $J = (j^{(1)}, j^{(2)}, \dots, j^{(6)})^T$.

Die Detektionsfilter überwachen, zur Detektion des Sektors der den Betriebspunkt der Strecke enthält, das elastische System an den drei Filterentwurfspunkten im Hinblick auf das Auftreten der zusätzlichen inneren Kräfte $f_{f_g}^{(i,i^*)}_1(t)$ und $f_{f_g}^{(i,i^*)}_2(t)$, ($i = 1, 2, 3$), die als parametrische Fehler angesehen werden. Die Kräfte $f_{f_g}^{(i,i^*)}_1$ werden durch die Parameterunterschiede $\Delta_{m_{g,1}}^{(i,i^*)}$ und die Kräfte $f_{f_g}^{(i,i^*)}_2(s)$ durch die Parameterunterschiede $\Delta_{m_{g,2}}^{(i,i^*)}$ zwischen dem Betriebszustand $\Theta_g^{(i^*)}$ des LPV Modells des ZMS und dem Parametervektor an dem i -ten Entwurfspunkt $\Theta_g^{(i)}$, ($i = 1, 2, 3$) hervorgerufen. Die theoretische Auslegung des Satzes von Detektionsfiltern wird in Abschnitt 3.3.1

beschrieben. Das Synthesemodell der Filter ist jeweils ein nach (3.16) umsortiertes System (4.7). Es gilt für die Synthesemodelle der beiden Filter am i -ten Filtersynthesepunkt:

1. Filter $Q_1^{(i)}$ sensitiv für Unterschiede $\Delta_{m_{g,2}}^{(i,i^*)}$ der Masse am Strukturknoten 2

$$\begin{aligned}\dot{x}(t) &= A^{(i)} x(t) + B_u^{(i)} f_{u_g}(t) + \underbrace{B_f^{(i)}(1)}_{\tilde{B}_d^{(i)}} \underbrace{\Delta_{m_{g,1}}^{(i,i^*)} \ddot{q}_{g,1}(t)}_{\tilde{d}(t)} + B_d^{(i)} f_{d_g}(t) + B_f^{(i)}(2) \Delta_{m_{g,2}}^{(i,i^*)} \ddot{q}_{g,2}(t) \\ y(t) &= C^{(i)} x(t) + D_u^{(i)} f_{u_g}(t) + \underbrace{D_f^{(i)}(1)}_{\tilde{D}_d^{(i)}} \underbrace{\Delta_{m_{g,1}}^{(i,i^*)} \ddot{q}_{g,1}(t)}_{\tilde{d}(t)} + D_d^{(i)} f_{d_g}(t) + D_f^{(i)}(2) \Delta_{m_{g,2}}^{(i,i^*)} \ddot{q}_{g,2}(t)\end{aligned}$$

$i = 1, 2, 3 \quad .$

Für den ersten Filter wird die fiktive Fehlerkraft im physikalischen Freiheitsgrad 1 als zu entkoppelnde Störung betrachtet. Mit $B_f^{(i)}(1)$ als erste Spalte der Fehlereingangsmatrix sowie $B_f^{(i)}(2)$ als zweite Spalte der Fehlereingangsmatrix beziehungsweise $D_f^{(i)}(1)$ der ersten Spalte sowie $D_f^{(i)}(2)$ der zweiten Spalte der Fehlerdurchgriffsmatrix.

2. Filter $Q_2^{(i)}$ sensitiv für Unterschiede $\Delta_{m_{g,1}}^{(i,i^*)}$ der Masse am Strukturknoten 1

$$\begin{aligned}\dot{x}(t) &= A^{(i)} x(t) + B_u^{(i)} f_{u_g}(t) + \underbrace{B_f^{(i)}(2)}_{\tilde{B}_d^{(i)}} \underbrace{\Delta_{m_{g,2}}^{(i,i^*)} \ddot{q}_{g,2}(t)}_{\tilde{d}(t)} + B_d^{(i)} f_{d_g}(t) + B_f^{(i)}(1) \Delta_{m_{g,1}}^{(i,i^*)} \ddot{q}_{g,1}(t) \\ y(t) &= C^{(i)} x(t) + D_u^{(i)} f_{u_g}(t) + \underbrace{D_f^{(i)}(2)}_{\tilde{D}_d^{(i)}} \underbrace{\Delta_{m_{g,2}}^{(i,i^*)} \ddot{q}_{g,2}(t)}_{\tilde{d}(t)} + D_d^{(i)} f_{d_g}(t) + D_f^{(i)}(1) \Delta_{m_{g,1}}^{(i,i^*)} \ddot{q}_{g,1}(t)\end{aligned}$$

$i = 1, 2, 3 \quad .$

Für den zweiten Filter wird die fiktive Fehlerkraft im physikalischen Freiheitsgrad 2 als zu entkoppelnde Störung betrachtet.

Für das ZMS stehen maximal zwei linear unabhängige Messungen zur Verfügung. Damit kann nach der Bedingung (2.71) das Residuum maximal von einer Störung exakt entkoppelt werden. Als diese Störung wird jeweils die fiktive Fehlerkraft in dem physikalischen Freiheitsgrad betrachtet, für dessen Massenveränderung der Filter nicht sensitiv sein soll.

Für die beiden Residuen am i -ten Filterentwurfspunkt ergibt sich dann

$$r_1^{(i)}(s) = Q_1^{(i)}(s) \begin{bmatrix} G_{u \rightarrow y}^{(i)}(s) & G_{\tilde{d} \rightarrow y}^{(i)}(s) & G_{f_{g,2} \rightarrow y}^{(i)}(s) & G_{d \rightarrow y}^{(i)}(s) \\ 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{pmatrix} f_{u_g}(s) \\ f_{f_g}^{(i,i^*)},1(s) \\ f_{f_g}^{(i,i^*)},2(s) \\ f_{d_g}(s) \end{pmatrix} \quad i = 1, 2, 3 \quad , \quad (4.11)$$

und

$$r_2^{(i)}(s) = Q_2^{(i)}(s) \begin{bmatrix} G_{u \rightarrow y}^{(i)}(s) & G_{\tilde{d} \rightarrow y}^{(i)}(s) & G_{f_{g,1} \rightarrow y}^{(i)}(s) & G_{d \rightarrow y}^{(i)}(s) \\ 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{pmatrix} f_{u_g}(s) \\ f_{f_g}^{(i,i^*)},2(s) \\ f_{f_g}^{(i,i^*)},1(s) \\ f_{d_g}(s) \end{pmatrix} \quad i = 1, 2, 3 \quad . \quad (4.12)$$

Mit der Auslegungsbedingung

$$Q_1^{(i)}(s) \begin{bmatrix} G_{u \rightarrow y}^{(i)}(s) & G_{\bar{d} \rightarrow y}^{(i)}(s) \\ 1 & 0 \end{bmatrix} = \mathbf{0}^{1 \times 2}$$

nach (2.69) ergibt sich dann für (4.11)

$$r_1^{(i)}(s) = Q_1^{(i)}(s) \begin{bmatrix} G_{f_g, 2 \rightarrow y}^{(i)}(s) & G_{d \rightarrow y}^{(i)}(s) \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{pmatrix} f_{f_g}^{(i, i^*)}, 2(s) \\ f_{d_g}(s) \end{pmatrix} \quad i = 1, 2, 3 \quad ,$$

und mit

$$Q_2^{(i)}(s) \begin{bmatrix} G_{u \rightarrow y}(s) & G_{\bar{d} \rightarrow y}(s) \\ 1 & 0 \end{bmatrix} = \mathbf{0}^{1 \times 2}$$

für (4.12)

$$r_2^{(i)}(s) = Q_2^{(i)}(s) \begin{bmatrix} G_{f_g, 1 \rightarrow y}^{(i)}(s) & G_{d \rightarrow y}^{(i)}(s) \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{pmatrix} f_{f_g}^{(i, i^*)}, 1(s) \\ f_{d_g}(s) \end{pmatrix} \quad i = 1, 2, 3 \quad .$$

Die Residuen an den Filterentwurfspunkten sind damit sowohl jeweils von einer fiktiven Fehlerkraft als auch von der Störung f_{d_g} abhängig. Sie sind also nicht robust.

Wie in Abschnitt 3.3.1 erläutert müssen die Detektionsfilter zur Lösung der Detektionsaufgabe des MMAC entweder zur qualitativen Fehlerschätzung nach (3.22) oder zur quantitativen Fehlerschätzung nach (3.23) normiert werden. Für die Filter zur Anwendung in der MMA Regelung des ZMS wird die Normierung zur quantitativen Fehlerschätzung (3.22) mit Hilfe der Inversion der TFM $G_{f_g, 1 \rightarrow r_2}^{(i)}(s)$ beziehungsweise $G_{f_g, 2 \rightarrow r_1}^{(i)}(s)$ (siehe (3.27)) von den Fehlern $f_{f_g}^{(i, i^*)}, 1(s)$ und $f_{f_g}^{(i, i^*)}, 2(s)$ auf das jeweilige Residuum $r_1^{(i)}$ und $r_2^{(i)}$ jeweils über alle Filterentwurfspunkte ($i = 1, 2, 3$) hinweg gewählt. Die den folgenden Untersuchungen zugrundeliegenden normierten, an den Modellen des ZMS der Ordnung vier synthetisierten, Detektionsfilter besitzen die Ordnung vier (Ordnung zwei unnormiert).

Abbildung 4.12 zeigt die Beträge der normierten Übertragungsfunktionen

$$G_{n_o f_g, 1 \rightarrow r_1}^{(i)}(s) = Q_{1_{n_o}}^{(i)}(s) \begin{bmatrix} G_{f_g, 1 \rightarrow y}^{(i)}(s) \\ 0 \end{bmatrix} \quad i = 1, 2, 3$$

und

$$G_{n_o f_g, 2 \rightarrow r_1}^{(i)}(s) = Q_{1_{n_o}}^{(i)}(s) \begin{bmatrix} G_{f_g, 2 \rightarrow y}^{(i)}(s) \\ 0 \end{bmatrix} \quad i = 1, 2, 3$$

bei Aufschaltung des i -ten normierten Filters $Q_{l_{n_o}}^{(i)}(s)$, ($l = 1, 2$, $i = 1, 2, 3$), auf das Modell des ZMS mit dem Betriebszustand $\Theta_g^{(i^*)}$. Es entspricht der Betriebszustand der Strecke jeweils dem des Filterentwurfspunkts ($\Theta_g^{(i^*)} = \Theta_g^{(i)}$, ($i, i^* = 1, 2, 3$)). Für diesen Fall gilt $f_{g, 1}^{(i, i^*)} = f_{g, 2}^{(i, i^*)} = 0$. Abbildung 4.13 zeigt die Beträge der normierten Übertragungsfunktionen

$$G_{n_o f_g, 1 \rightarrow r_2}^{(i)}(s) = Q_{2_{n_o}}^{(i)}(s) \begin{bmatrix} G_{f_g, 1 \rightarrow y}^{(i)}(s) \\ 0 \end{bmatrix} \quad i = 1, 2, 3$$

und

$$G_{n_o f_g, 2 \rightarrow r_2}^{(i)}(s) = Q_{2_{n_o}}^{(i)}(s) \begin{bmatrix} G_{f_g, 2 \rightarrow y}^{(i)}(s) \\ 0 \end{bmatrix} \quad i = 1, 2, 3$$

ebenfalls an den Filterentwurfspunkten. Die Abbildungen 4.12 und 4.13 zeigen deutlich die Wirkung

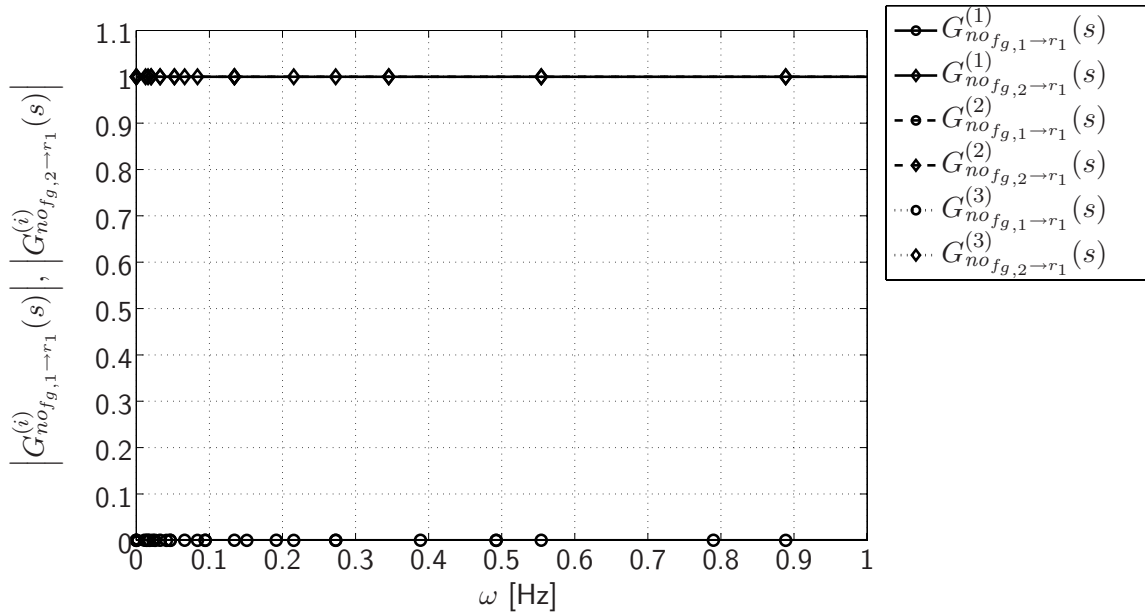


Abbildung 4.12: Betrag der normierten Fehlerübertragung auf das im zweiten physikalischen Freiheitsgrad sensitive Residuum an den Filterentwurfspunkten

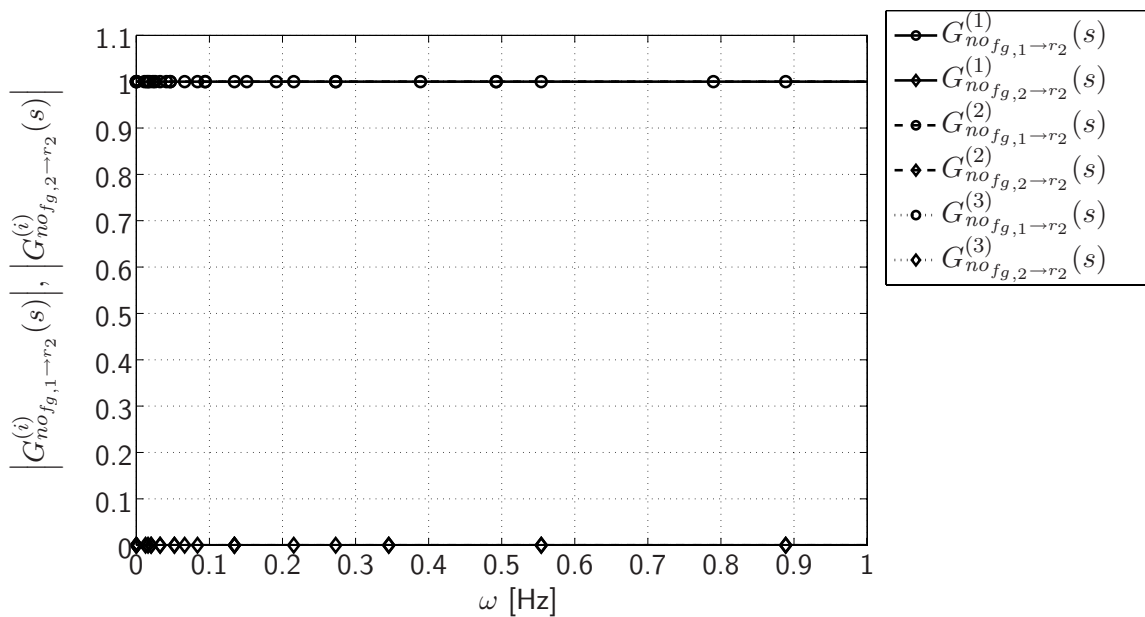


Abbildung 4.13: Betrag der normierten Fehlerübertragung auf das im ersten physikalischen Freiheitsgrad sensitive Residuum an den Filterentwurfspunkten

der Normierung sowie der Entkopplung. Die Residuen sind an den Entwurfspunkten jeweils nur von einer fiktiven Fehlerkraft abhängig. Der Betrag der Übertragungsfunktion der jeweils entkoppelten Fehlerkraft auf das Residuum wird im gesamten Frequenzbereich zu Null

$$\begin{aligned} \left| G_{no_{fg,2} \to r_1}^{(1)}(s) \right| &= \left| G_{no_{fg,2} \to r_1}^{(2)}(s) \right| = \left| G_{no_{fg,2} \to r_1}^{(3)}(s) \right| = 0 \\ \left| G_{no_{fg,1} \to r_2}^{(1)}(s) \right| &= \left| G_{no_{fg,1} \to r_2}^{(2)}(s) \right| = \left| G_{no_{fg,1} \to r_2}^{(3)}(s) \right| = 0 \quad . \end{aligned}$$

Für die sensitive Fehlerkraft ist der Betrag dank der Normierung hingegen im gesamten Frequenz-

bereich gleich eins

$$\begin{aligned} \left| G_{no_{fg,1 \rightarrow r_1}}^{(1)}(s) \right| &= \left| G_{no_{fg,1 \rightarrow r_1}}^{(2)}(s) \right| = \left| G_{no_{fg,1 \rightarrow r_1}}^{(3)}(s) \right| = 1 \\ \left| G_{no_{fg,2 \rightarrow r_2}}^{(1)}(s) \right| &= \left| G_{no_{fg,2 \rightarrow r_2}}^{(2)}(s) \right| = \left| G_{no_{fg,2 \rightarrow r_2}}^{(3)}(s) \right| = 1 \quad . \end{aligned}$$

Damit ist die Bedingung im Sinne von (3.22) zur quantitativen Schätzung der parametrischen Fehler erfüllt. Die normierten Residuen entsprechen den fiktiven Fehlerkräften

$$\begin{aligned} r_{1no}^{(i,i^*)}(t) &= f_{fg,2}^{(i,i^*)}(t) \\ r_{2no}^{(i,i^*)}(t) &= f_{fg,1}^{(i,i^*)}(t) \quad . \end{aligned}$$

Die Abbildungen 4.14 und 4.15 zeigen die Beträge der normierten Übertragungsfunktionen von der Störung auf das im zweiten physikalischen Freiheitsgrad sensitive Residuum

$$G_{no_{d \rightarrow r_1}}^{(i)}(s) = Q_{1no}^{(i)}(s) \begin{bmatrix} G_{d \rightarrow y}^{(i)}(s) \\ 0 \end{bmatrix} \quad i = 1, 2, 3$$

sowie der normierten Übertragungsfunktion von der Störung

$$G_{no_{d \rightarrow r_2}}^{(i)}(s) = Q_{2no}^{(i)}(s) \begin{bmatrix} G_{d \rightarrow y}^{(i)}(s) \\ 0 \end{bmatrix} \quad i = 1, 2, 3$$

jeweils an den Filterentwurfspunkten. Die Abbildungen 4.14 und 4.15 zeigen, dass die normierten

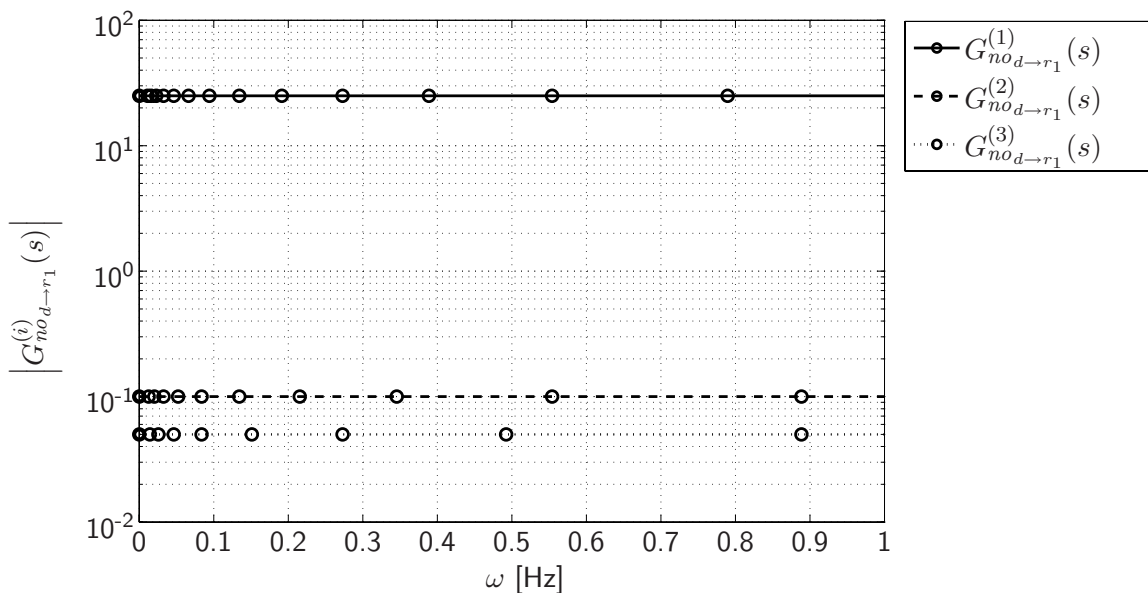


Abbildung 4.14: Betrag der normierten Störungsübertragung auf das im zweiten physikalischen Freiheitsgrad sensitive Residuum an den Filterentwurfspunkten

Residuen von der Störung f_{d_g} nicht entkoppelt sind. Die Störung hat somit eine Wirkung auf jeweils beide Residuen an allen drei Filterentwurfspunkten. Die Residuen sind damit nicht robust. Für eine vollständige Entkopplung wäre eine weitere, linear unabhängige, Messung notwendig, die aber für das ZMS nicht zur Verfügung steht.

Abbildung 4.16 und 4.17 zeigt die Beträge der normierten Übertragungsfunktionen von dem bekannten Systemeingang auf das in dem zweiten physikalischen Freiheitsgrad sensitive Residuum

$$G_{no_{u \rightarrow r_1}}^{(i)}(s) = Q_{1no}^{(i)}(s) \begin{bmatrix} G_{u \rightarrow y}^{(i)}(s) \\ 0 \end{bmatrix} \quad i = 1, 2, 3$$

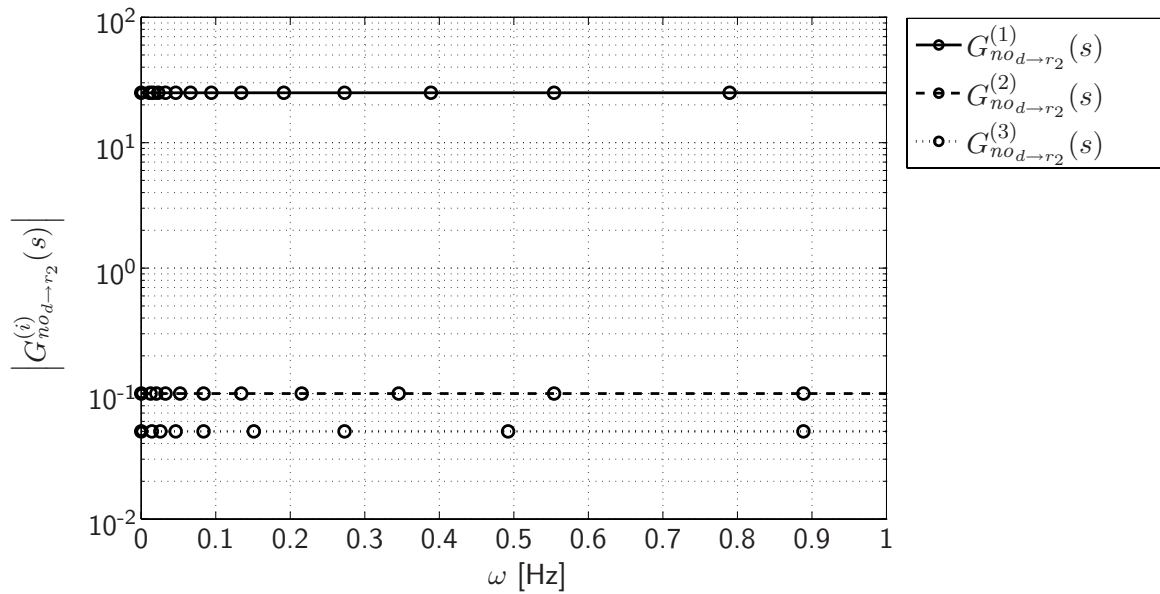


Abbildung 4.15: Betrag der normierten Störungsübertragung auf das im ersten physikalischen Freiheitsgrad sensitive Residuum an den Filterentwurfspunkten

sowie der normierten Übertragungsfunktion von dem bekannten Systemeingang auf das im ersten physikalischen Freiheitsgrad sensitive Residuum

$$G_{no_u \to r_2}^{(i)}(s) = Q_{2no}^{(i)}(s) \begin{bmatrix} G_{u \to y}^{(i)}(s) \\ 0 \end{bmatrix} \quad i = 1, 2, 3$$

jeweils an den Filterentwurfspunkten. Die Abbildungen 4.16 und 4.17 zeigen die Unabhängigkeit der normierten Residuen $r_{1no}^{(i)}$, $r_{2no}^{(i)}$ von dem bekannten Systemeingang f_{ug} im Frequenzbereich $\omega \in [0 \ 1]$ Hz an allen Filterentwurfspunkten.

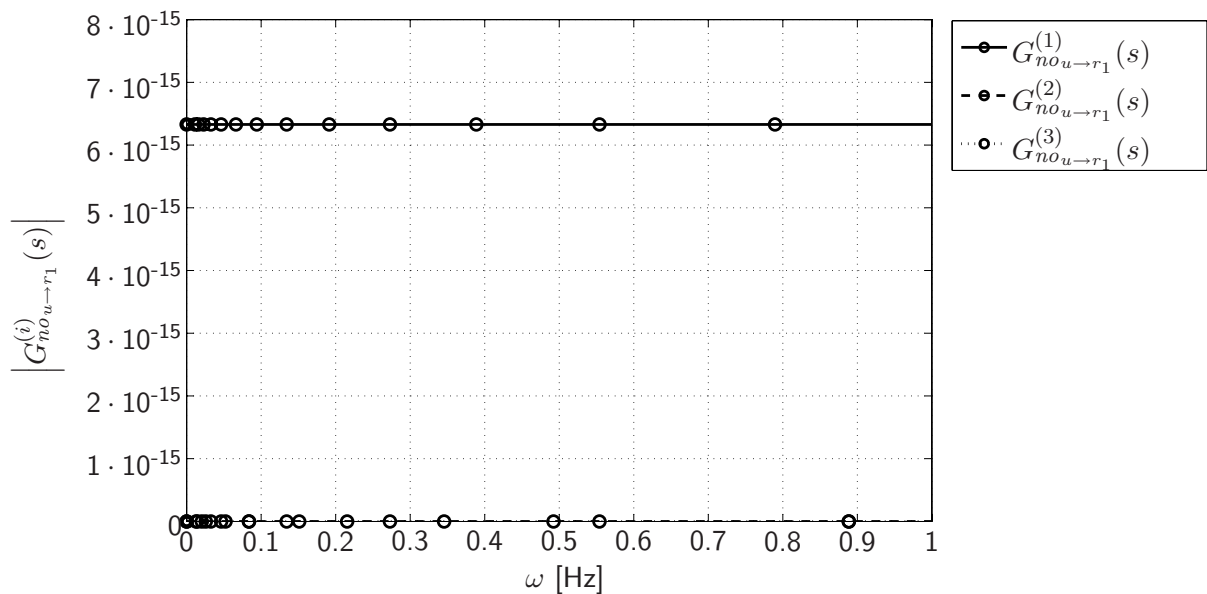


Abbildung 4.16: Betrag der normierten Übertragungsfunktion von dem bekannten Systemeingang auf das im zweiten physikalischen Freiheitsgrad sensitive Residuum an den Filterentwurfspunkten

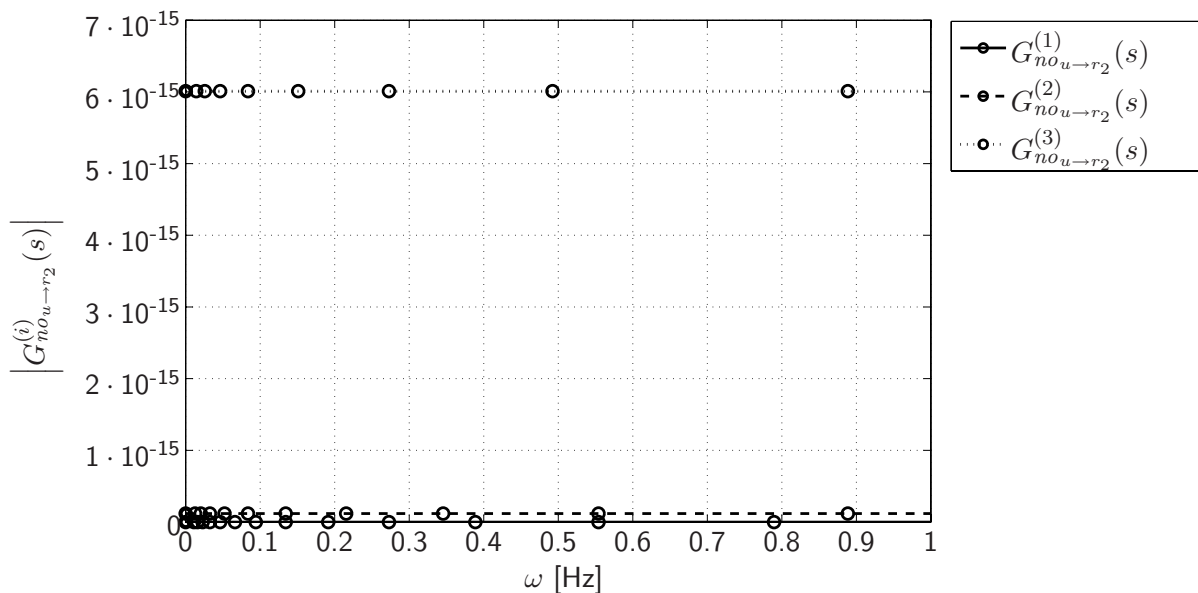


Abbildung 4.17: Betrag der normierten Übertragungsfunktion von dem bekannten Systemeingang auf das im ersten physikalischen Freiheitsgrad sensitive Residuum an den Filterentwurfspunkten

Für das ZMS mit variablen Massen ergibt sich bei Aufschaltung der an dem i -ten Filterentwurfspunkt ($m_{g,1}^{(i)}/m_{g,2}^{(i)}$ [kg]) ausgelegten, normierten Filter $Q_{l_{no}}^{(i)}(s)$, ($l = 1, 2$, $i = 1, 2, 3$) auf die Strecke an dem beliebigen, unbekanntem Betriebspunkt $\Theta_g^{(i^*)}$ der Zusammenhang (3.2) zu

$$r_{l_{no}}^{(i,i^*)}(s) = \underbrace{Q_{l_{no}}^{(i)}(s) \begin{bmatrix} G_{f \rightarrow y}^{(i)}(s) \\ 0 \end{bmatrix}}_{G_{no f \rightarrow r_l}^{(i)}(s)} \underbrace{\begin{bmatrix} s^2 \Delta_{m_{g,1}}^{(i,i^*)} & 0 \\ 0 & s^2 \Delta_{m_{g,2}}^{(i,i^*)} \end{bmatrix}}_{G_{no u \rightarrow r_l}^{(i,i^*)}(s)} \begin{bmatrix} G_{u \rightarrow q_{g,1}}^{(i^*)}(s) \\ G_{u \rightarrow q_{g,2}}^{(i^*)}(s) \end{bmatrix} f_{u_g}(s) \quad (4.13a)$$

$$+ \underbrace{Q_{l_{no}}^{(i)}(s) \begin{bmatrix} G_{l_{f \rightarrow y}}^{(i)}(s) \\ 0 \end{bmatrix}}_{G_{no f \rightarrow r_l}^{(i)}(s)} \underbrace{\begin{bmatrix} s^2 \Delta_{m_{g,1}}^{(i,i^*)} & 0 \\ 0 & s^2 \Delta_{m_{g,2}}^{(i,i^*)} \end{bmatrix}}_{G_{no d \rightarrow r_l}^{(i,i^*)}(s)} \begin{bmatrix} G_{d \rightarrow q_{g,1}}^{(i^*)}(s) \\ G_{d \rightarrow q_{g,2}}^{(i^*)}(s) \end{bmatrix} f_{d_g}(s) \quad (4.13b)$$

$$l = 1, 2 \quad i = 1, 2, 3 \quad .$$

Die Übertragungsfunktionen $G_{no u \rightarrow r_l}^{(i,i^*)}(s)$ von dem bekannten Systemeingang f_{u_g} auf das Residuum $r_{l_{no}}^{(i,i^*)}$ bei Überwachung der Strecke an einem Betriebspunkt $\Theta_g^{(i^*)}$, der nicht dem Auslegungspunkt des verwendeten Detektionsfilters entspricht, enthält also mit $G_{u \rightarrow q_{g,1}}^{(i^*)}(s)$ und $G_{u \rightarrow q_{g,2}}^{(i^*)}(s)$ die Führungsdynamik der überwachten Strecke. Entsprechend enthält die Übertragungsfunktion $G_{no d \rightarrow r_l}^{(i,i^*)}(s)$ mit $G_{d \rightarrow q_{g,1}}^{(i^*)}(s)$ und $G_{d \rightarrow q_{g,2}}^{(i^*)}(s)$ die Stördynamik der Strecke.

Nun wird die Aufschaltung der an den Filterentwurfspunkten (siehe Tabelle 4.6) normierten Detektionsfilter $Q_{1_{no}}^{(i)}(s)$ und $Q_{2_{no}}^{(i)}(s)$ auf die Strecke an mehreren beliebig ausgewählten Betriebspunkten betrachtet. Tabelle 4.7 zeigt die untersuchten Betriebspunkte der Strecke sowie jeweils die Unterschiede der Massen zu den Filterentwurfspunkten an. Die Abbildung 4.18 zeigt den Betrag der normierten Übertragungsfunktion (4.13a) von dem bekannten Systemeingang auf die Residuen und Abbildung 4.19 den Betrag der normierten Übertragungsfunktion (4.13b) von der Störung auf die

Parameter	Streckenbetriebspunkte							
	$i^* = 1$		$i^* = 2$		$i^* = 3$		$i^* = 4$	
$m_{g,1}^{(i^*)}$	0.04		1.0		1.0		4.0	
$m_{g,2}^{(i^*)}$	0.4		10.0		1.0		4.0	
Filterentwurfspunkt	$\Delta_{m_{g,1}}^{(i,i^*)}$	$\Delta_{m_{g,2}}^{(i,i^*)}$	$\Delta_{m_{g,1}}^{(i,i^*)}$	$\Delta_{m_{g,2}}^{(i,i^*)}$	$\Delta_{m_{g,1}}^{(i,i^*)}$	$\Delta_{m_{g,2}}^{(i,i^*)}$	$\Delta_{m_{g,1}}^{(i,i^*)}$	$\Delta_{m_{g,2}}^{(i,i^*)}$
$i = 1$	0.0	0.36	0.96	9.96	0.96	0.96	3.96	3.96
$i = 2$	9.96	9.6	9.0	0.0	9.0	9.0	6.0	6.0
$i = 3$	19.96	19.6	19.0	10.0	19.0	19.0	16.0	16.0

Tabelle 4.7: Ausgewählte Betriebspunkte der Regelstrecke sowie deren Parameterabstände zu den Filterentwurfspunkten

Alle Angaben in Kilogramm. Grau hinterlegt ist jeweils der geringste Parameterabstand.

Residuen an den Filterentwurfspunkten (siehe Abbildung 4.11 und Tabelle 4.6). Es ist jeweils die Aufschaltung der Detektionsfilter auf die Strecke an Betriebspunkten außerhalb der Filterentwurfspunkte dargestellt.

Im Gegensatz zur Aufschaltung auf die Strecke an den Filterentwurfspunkten (siehe Abbildung 4.16 und 4.17) hat neben der Störung nun auch der bekannte Systemeingang eine direkte Wirkung auf die Residuen.

Die normierten Übertragungsfunktionen des bekannten Systemeingangs $G_{no_u \rightarrow r_l}^{(i,i^*)}(s)$, ($i = 1, 2, 3$, $l = 1, 2$) in Abbildung 4.18 weisen eine exakte qualitative Normierung bezüglich der Parameterabstände $\Delta_{m_{g,1}}^{(i,i^*)}$ und $\Delta_{m_{g,2}}^{(i,i^*)}$ auf.

Der **Streckenbetriebspunkt** $i^* = 1$ mit den Parameterwerten $m_{g,1}^{(i^*=1)} = 0.04$ kg und $m_{g,2}^{(i^*=1)} = 0.4$ kg weist bezüglich Masse $m_{g,1}$ eine exakte Übereinstimmung mit dem Filterentwurfspunkt $i = 1$ auf (siehe Tabelle 4.7). Diesem Zusammenhang folgend gilt für den Betrag der Übertragungsfunktion von dem bekannten Systemeingang auf das für Veränderungen der Masse $m_{g,1}$ sensitive Residuum

$$\left| G_{no_u \rightarrow r_2}^{(1,i^*=1)}(j\omega) \right| = 0 \quad \forall \quad \omega \in [0 \ 1] \text{ Hz} \quad .$$

Der bezüglich der Masse $m_{g,1}$ nächstgelegene Filterentwurfspunkt weist damit also auch das Residuum mit der geringsten Amplitude auf

$$\left\{ i_{det,2} \left| \Delta_{m_{g,1}}^{(i_{det,2},i^*=1)} = \min_{i=1,2,3} \Delta_{m_{g,1}}^{(i,i^*=1)} \wedge \left| G_{no_u \rightarrow r_2}^{(i_{det,2},i^*=1)}(j\omega) \right| = \min_{i=1,2,3} G_{no_u \rightarrow r_2}^{(i,i^*=1)}(j\omega) \quad \forall \quad \omega \in [0 \ 1] \text{ Hz} \right\} = \{1\}$$

Bezüglich Masse $m_{g,2}$ weist ebenfalls der Filterentwurfspunkt $i = 1$ den geringsten Parameterabstand auf (siehe Tabelle 4.7). Es existiert jedoch keine exakte Übereinstimmung. Also ist

$$\left| G_{no_u \rightarrow r_1}^{(1,i^*=1)}(j\omega) \right| \neq 0 \quad \forall \quad \omega \in [0 \ 1] \text{ Hz} \quad .$$

Dennoch weist am Filterentwurfspunkt $i = 1$ die Übertragungsfunktion $G_{no_u \rightarrow r_1}^{(1)}(s)$ auf das für $m_{g,2}$ sensitive Residuum die geringste Amplitude auf. Es gilt also

$$\left\{ i_{det,1} \left| \Delta_{m_{g,2}}^{(i_{det,1},i^*=1)} = \min_{i=1,2,3} \Delta_{m_{g,2}}^{(i,i^*=1)} \wedge \left| G_{no_u \rightarrow r_1}^{(i_{det,1},i^*=1)}(j\omega) \right| = \min_{i=1,2,3} G_{no_u \rightarrow r_1}^{(i,i^*=1)}(j\omega) \quad \forall \quad \omega \in [0 \ 1] \text{ Hz} \right\} = \{1\}$$

Der Zusammenhang zwischen Amplitude und Parameterunterschied ist nicht nur für den minimalen Parameterabstand eindeutig. Vielmehr ist die Amplitude der Residuen ein allgemeines qualitatives Mass für den Abstand des Filterentwurfspunkts vom Betriebspunkt der Strecke in den jeweiligen

sensitiven Parametern.

Bezüglich Masse $m_{g,1}$ gilt nach Tabelle 4.7 für den Streckenbetriebspunkt $i^* = 1$

$$\Delta_{m_{g,1}}^{(1,i^*=1)} < \Delta_{m_{g,1}}^{(2,i^*=1)} < \Delta_{m_{g,1}}^{(3,i^*=1)}$$

analog gilt für die Amplitude der Übertragungsfunktion von bekanntem Systemeingang auf das Residuum r_2

$$\left| G_{no_u \rightarrow r_2}^{(1,i^*=1)}(j\omega) \right| < \left| G_{no_u \rightarrow r_2}^{(2,i^*=1)}(j\omega) \right| < \left| G_{no_u \rightarrow r_2}^{(3,i^*=1)}(j\omega) \right| \quad \forall \quad \omega \in [0 \ 1] \text{ Hz} \quad . \quad (4.14)$$

Für den Unterschied zwischen Filterentwurfspunkt $i = 1$ und Filterentwurfspunkt $i = 2$ zum Betriebspunkt der Strecke $i^* = 1$ gilt nach Tabelle 4.7 $\Delta_{m_{g,1}}^{(3,i^*=1)} \approx 2 \cdot \Delta_{m_{g,1}}^{(2,i^*=1)}$ dieses Verhältnis zeigt Abbildung 4.18 ebenfalls in der Amplitude von dem bekannten Systemeingang auf das Residuum r_2

$$\left| G_{no_u \rightarrow r_2}^{(3,i^*=1)}(j\omega) \right| \approx 2 \cdot \left| G_{no_u \rightarrow r_2}^{(2,i^*=1)}(j\omega) \right| \quad \forall \quad \omega \in [0 \ 1] \text{ Hz} \quad . \quad (4.15)$$

Eigenschaften analog zu (4.14) und (4.15) zeigt Abbildung 4.18 ebenfalls für das auf Veränderungen der Masse $m_{g,2}$ sensitive Residuum r_1 am Streckenbetriebspunkt $i^* = 1$.

Die Eigenschaften (4.14) und (4.15) sind freilich für den Einsatz der Detektionsfilter in dem fehlerdetektionsbasierten MMAC nicht unbedingt erforderlich.

Der **Streckenbetriebspunkt $i^* = 2$** mit den Parameterwerten $m_{g,1}^{(i^*=2)} = 1.0 \text{ kg}$ und $m_{g,2}^{(i^*=2)} = 10.0 \text{ kg}$ weist bezüglich Masse $m_{g,2}$ eine exakte Übereinstimmung mit dem Filterentwurfspunkt $i = 2$ auf (siehe Tabelle 4.7). Entsprechend zeigt Abbildung 4.18 die zugehörige Übertragungsfunktion $|G_{no_u \rightarrow r_1}^{(2,i^*=2)}(j\omega)| = 0 \quad \forall \quad \omega \in [0 \ 1] \text{ Hz}$. Für die Unterschiede der Masse $m_{g,2}$ zu den beiden anderen Filterentwurfspunkten gilt $\Delta_{m_{g,2}}^{(2,i^*=2)} \approx \Delta_{m_{g,2}}^{(3,i^*=2)}$. Entsprechend stimmen die Beträge der Übertragungsfunktionen überein $|G_{no_u \rightarrow r_1}^{(2,i^*=2)}(j\omega)| \approx |G_{no_u \rightarrow r_1}^{(3,i^*=2)}(j\omega)|$ (siehe Abbildung 4.18).

Sowohl **Streckenbetriebspunkt $i^* = 3$** mit den Parameterwerten $m_{g,1}^{(i^*=3)} = 1.0 \text{ kg}$ und $m_{g,2}^{(i^*=3)} = 1.0 \text{ kg}$ als auch **Streckenbetriebspunkt $i^* = 4$** mit den Parameterwerten $m_{g,1}^{(i^*=4)} = 4.0 \text{ kg}$ und $m_{g,2}^{(i^*=4)} = 4.0 \text{ kg}$ weisen in keinem der beiden Massenparameter eine Übereinstimmung mit einem der Filterentwurfspunkte auf. Für beide Streckenbetriebspunkte ist bezüglich beider Massen der Filterentwurfspunkt $i = 1$ nächstgelegen. Dieser Filterentwurfspunkt wird ebenfalls durch die geringste Amplitude der Übertragungsfunktion von dem bekannten Systemeingang auf die beiden Residuen in Abbildung 4.18 angezeigt.

Im Gegensatz zu den Übertragungsfunktionen von dem bekannten Systemeingang auf die Residuen weisen die normierten Übertragungsfunktionen der Störung $G_{no_d \rightarrow r_l}^{(i,i^*)}(s)$, ($i = 1, 2, 3$, $l = 1, 2$) in Abbildung 4.19 keine exakte qualitative Normierung bezüglich der Parameterabstände $\Delta_{m_{g,1}}^{(i,i^*)}$ und $\Delta_{m_{g,2}}^{(i,i^*)}$ auf. Dies ist in der fehlenden Entkopplung der Störung (siehe Abbildungen 4.14, 4.15) begründet.

Für **Streckenbetriebspunkt $i^* = 1$** mit den Parameterwerten $m_{g,1}^{(i^*=1)} = 0.04 \text{ kg}$ und $m_{g,2}^{(i^*=1)} = 0.4 \text{ kg}$ weist zwar der hinsichtlich beider Massenparameter nächstgelegene Filterentwurfspunkt $i = 1$ den kleinsten Betrag der Störungsübertragung auf die Residuen auf, wobei die exakte Übereinstimmung von Masse $m_{g,2}$ ebenfalls durch

$$\left| G_{no_d \rightarrow r_2}^{(1,i^*=1)}(j\omega) \right| = 0 \quad \forall \quad \omega \in [0 \ 1] \text{ Hz} \quad .$$

angezeigt wird.

Für die **Streckenbetriebspunkte $i^* = 2$, $i^* = 3$, $i^* = 4$** ist jedoch die Detektion des Filterentwurfspunkts mit dem kleinsten Parameterabstand nicht gewährleistet.

Insbesondere wird für **Streckenbetriebspunkt $i^* = 2$** trotz der exakten Übereinstimmung der

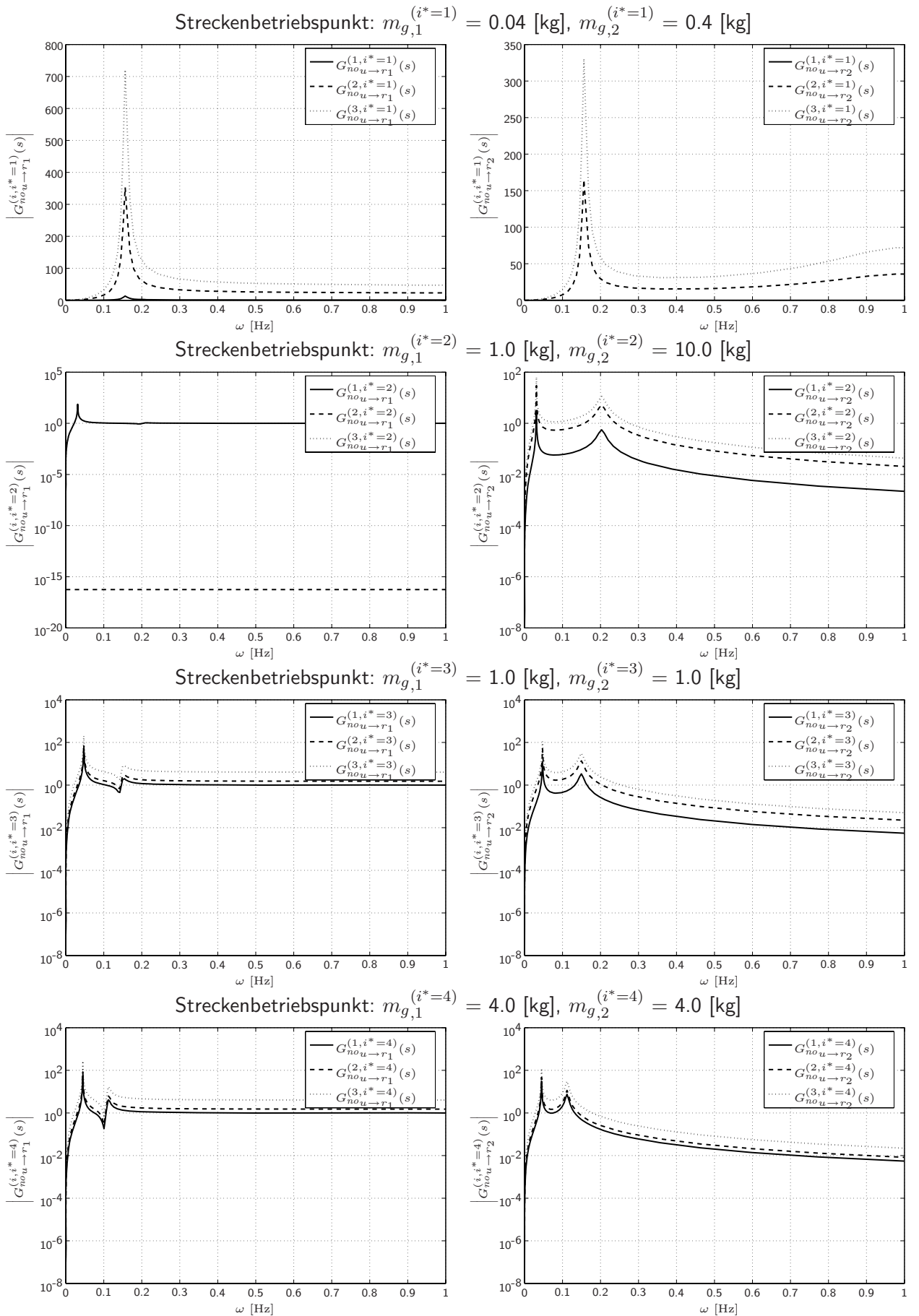


Abbildung 4.18: Betrag der normierten Übertragungsfunktion des bekannten Systemeingangs auf die Residuen an unterschiedlichen Streckenbetriebspunkten

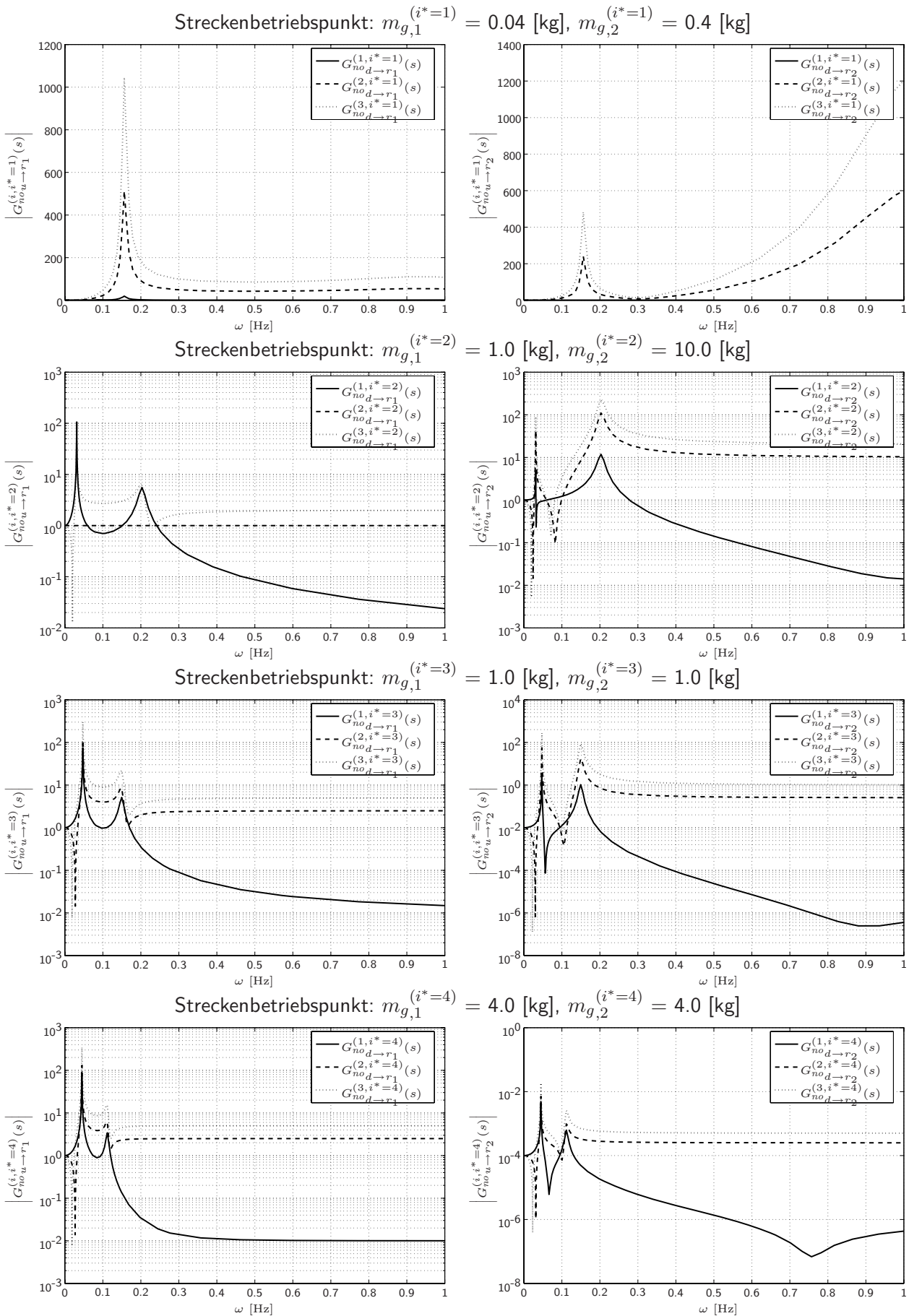


Abbildung 4.19: Betrag der normierten Übertragungsfunktion der Störung auf die Residuen an unterschiedlichen Streckenbetriebspunkten

Masse $m_{g,2}$ mit dem Filterentwurfspunkt $i = 2$ der Betrag der Störungsübertragung nicht zu null $|G_{no_d \rightarrow r_2}^{(2,i^*=2)}(j\omega)| \neq 0$ (siehe Abbildung 4.19).

Grundlage der Detektion ist der in Block R \rightarrow J des MMAC (siehe Abbildung 4.2) aus dem Vektor der normierten Residuen

$$R_{no} = \left(r_{1_{no}}^{(1,i^*)}, r_{2_{no}}^{(1,i^*)}, r_{1_{no}}^{(2,i^*)}, r_{2_{no}}^{(2,i^*)}, r_{1_{no}}^{(3,i^*)}, r_{2_{no}}^{(3,i^*)} \right)^T$$

berechnete Vektor

$$J = \left(j_1^{(1,i^*)}, j_2^{(1,i^*)}, j_1^{(2,i^*)}, j_2^{(2,i^*)}, j_1^{(3,i^*)}, j_2^{(3,i^*)} \right)^T$$

der verbesserten Residuen nach Narendra (siehe Abschnitt A.2). Die verbesserten Residuen $j_l^{(i,i^*)}$ stellen ein Mass für die Amplitude der normierten Residuen $r_{l_{no}}^{(i,i^*)}$, ($i = 1, 2, 3$, $l = 1, 2$) dar.

In einer ersten Analyse der Detektion wird nun durch eine Minimumsuche über die jeweils für die Veränderung einer Masse sensitiven verbesserten Residuen der dem unbekanntem Betriebspunkt $\Theta_g^{(i^*)}$ der Strecke für den nach der jeweiligen Masse nächstgelegenen Filterentwurfspunkt $\Theta_g^{(i_{det,1})}$, $\Theta_g^{(i_{det,2})}$ bestimmt. Es gilt für Masse $m_{g,1}$

$$\left\{ i_{det,1} \left| j_1^{(i_{det,1},i^*)} = \min_{i=1,2,3} j_1^{(i,i^*)} \right. \right\} \quad (4.16)$$

und für die Masse $m_{g,2}$

$$\left\{ i_{det,2} \left| j_2^{(i_{det,2},i^*)} = \min_{i=1,2,3} j_2^{(i,i^*)} \right. \right\} . \quad (4.17)$$

Damit die einzelnen verbesserten Residuen vergleichbar bleiben, werden die Vergessensfaktoren

$$\lambda_1^{(i)} = \lambda_2^{(i)} = 3.0 \quad i = 1, 2, 3 \quad (4.18a)$$

sowie die Gewichtungen der aktuellen Werte der normierten Residuen

$$\alpha_1^{(i)} = \alpha_2^{(i)} = 1.0 \quad i = 1, 2, 3 \quad (4.18b)$$

sowie der vergangenen Werte der normierten Residuen

$$\beta_1^{(i)} = \beta_2^{(i)} = 4.0 \quad i = 1, 2, 3 \quad (4.18c)$$

an jedem Filterentwurfspunkt gleich angenommen. Diese Konfiguration der Parameter erzeugt Leistungsindices mit einer hohen Sensitivität bezüglich Parameterveränderungen. Zur Analyse der Detektion wird für die variablen Massen des ZMS die Rasterung

$$m_{g,1} \in [0.04, 0.40, 1.00, 1.04, 2.00, 2.04, 3.04, 4.00, 4.04, 5.04, 6.04, 7.04, 8.04, 9.04, 10.00, 10.04, 11.04, 12.04, 13.04, 14.04, 15.04, 16.04, 17.04, 18.04, 19.04, 20.00] \text{ kg} \quad (4.19a)$$

$$m_{g,2} \in [0.04, 0.40, 1.00, 1.04, 2.00, 2.04, 3.04, 4.00, 4.04, 5.04, 6.04, 7.04, 8.04, 9.04, 10.00, 10.04, 11.04, 12.04, 13.04, 14.04, 15.04, 16.04, 17.04, 18.04, 19.04, 20.00] \text{ kg} \quad (4.19b)$$

des zu betrachtenden Betriebsbereichs angenommen. Es ergeben sich daraus $N^* = 26^2 = 676$ unterschiedliche Betriebspunkte des Systems.

Es werden nun die an den Filterentwurfspunkten $\Theta_g^{(i)}$, ($i = 1, 2, 3$) aus Tabelle 4.6 gebildeten Detektionsfilter $Q_l^{(i)}$, ($i = 1, 2, 3$, $l = 1, 2$) auf das System an jedem der durch die Rasterung (4.19) spezifizierten $N^* = 676$ als unbekannt angenommenen Betriebspunkten $\Theta_g^{(i^*)}$, ($i^* = 1, 2, \dots, 676$)

aufgeschaltet. Das Analysesystem entspricht dem in Abbildung 4.2 dargestellten System mit geöffnetem Regelkreis (Schalter der Stellgröße auf open-loop). Für jeden unbekanntem Betriebspunkt $\Theta_g^{(i^*)}$ wird ein Simulationsexperiment durchgeführt. Dabei wird das elastische System mit aufgeschalteten Detektionsfiltern durch die bekannte Kraft $f_{u_g}(t)$ für 200 s angeregt. Das in der Studie verwendete Anregungssignal $f_{u_g}(t)$ ist in Abbildung (4.20) dargestellt und wird für jedes Simulationsexperiment gleich verwendet.

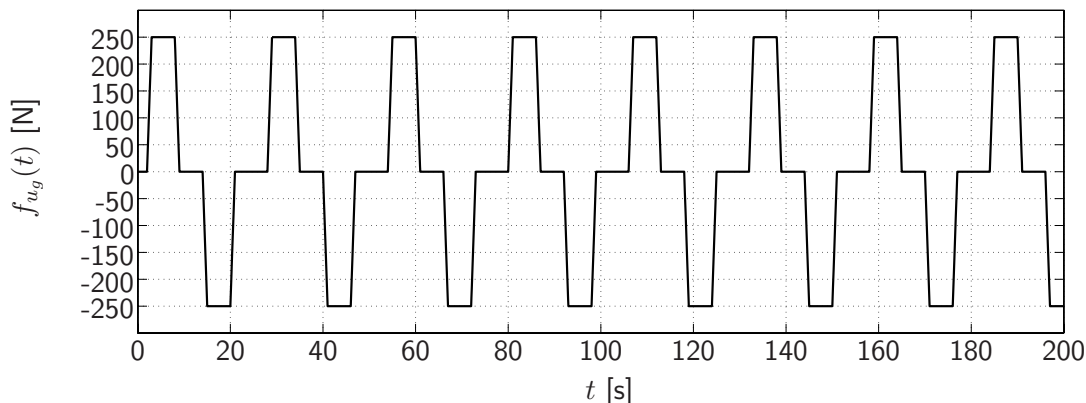


Abbildung 4.20: Anregung des Systems zur Detektionsanalyse

Abbildung 4.21 zeigt den Verlauf der aus den entkoppelten, normierten Residuen $r_{1_{no}}^{(i,i^*)}(t)$, $r_{2_{no}}^{(i,i^*)}(t)$, ($i^* = 1, 2, \dots, 676$, $i = 1, 2, 3$) berechneten verbesserten Residuen. Über dem Betriebsbereich ist jeweils an den in Tabelle 4.6 spezifizierten Filterentwurfspunkten $\Theta_g^{(i)}$, ($i = 1, 2, 3$) der Wert der verbesserten Residuen $j_1^{(i,i^*)}(t_{end})$, $j_2^{(i,i^*)}(t_{end})$, ($i^* = 1, 2, \dots, 676$, $i = 1, 2, 3$) am Ende des jeweiligen Simulationsexperiments aufgetragen.

Die verbesserten Residuen $j_1^{(i,i^*)}$ (jeweils links dargestellt) sind bezüglich der Fehlerkraft $f_{f_g}^{(i,i^*)},_2$ sensitiv und bezüglich der Fehlerkraft $f_{f_g}^{(i,i^*)},_1$ entkoppelt. Die verbesserten Residuen $j_2^{(i,i^*)}$ (jeweils rechts dargestellt) sind bezüglich der Fehlerkraft $f_{f_g}^{(i,i^*)},_1$ sensitiv und bezüglich der Fehlerkraft $f_{f_g}^{(i,i^*)},_2$ entkoppelt. Es ist jeweils der Filterentwurfspunkt markiert.

Abbildung 4.21a zeigt entsprechend der Fehlerentkopplung $j_1^{(i,i^*)}(t_{end}) = 0$, ($i = 1, 2, 3$) für alle unbekanntem Betriebspunkte mit $m_g^{(i^*)},_1 \in [0.04, 20]$ kg und $m_g^{(i^*)},_2 = 0.04$ kg. Die Abhängigkeit der verbesserten Residuen $j_1^{(i,i^*)}(t_{end})$, ($i = 1, 2, 3$) von $m_g^{(i^*)},_1$ für unbekanntem Betriebspunkte mit $m_g^{(i^*)},_2 \neq 0.04$ ist durch die Abhängigkeit der Beschleunigung $\ddot{q}_{g,2}$ von $m_{g,1}$ zu erklären.

Abbildung 4.21a zeigt für die bezüglich der Fehlerkraft $f_{f_g}^{(i,i^*)},_1$ sensitiven und hinsichtlich der Fehlerkraft $f_{f_g}^{(i,i^*)},_2$ entkoppelten verbesserten Residuen $j_2^{(i,i^*)}(t_{end}) = 0$, ($i = 1, 2, 3$) für alle unbekanntem Betriebspunkte mit $m_g^{(i^*)},_2 \in [0.04, 20]$ kg und $m_g^{(i^*)},_1 = 0.04$ kg. Die Abhängigkeit der verbesserten Residuen $j_2^{(i,i^*)}(t_{end})$, ($i = 1, 2, 3$) von $m_g^{(i^*)},_2$ für unbekanntem Betriebspunkte mit $m_g^{(i^*)},_1 \neq 0.04$ ist durch die Abhängigkeit der Beschleunigung $\ddot{q}_{g,1}$ von $m_{g,2}$ zu erklären. Abbildung 4.22 zeigt die mit den in Abbildung 4.21 dargestellten verbesserten Residuen nach der Minimumsuche (4.16) und (4.17) erzielte Detektion. Die Farbcodierung der einzelnen als unbekannt angenommenen Betriebspunkte entspricht links dem durch das kleinste verbesserte Residuum $j_1^{(i_{det},i^*)}$ ($i_{det} \in [1, 2, 3]$) angezeigten Nominalbetriebspunkt. Rechts entspricht die Farbcodierung dem durch das kleinste verbesserte Residuum $j_2^{(i_{det},i^*)}$ ($i_{det} \in [1, 2, 3]$) angezeigten Nominalbetriebspunkt.

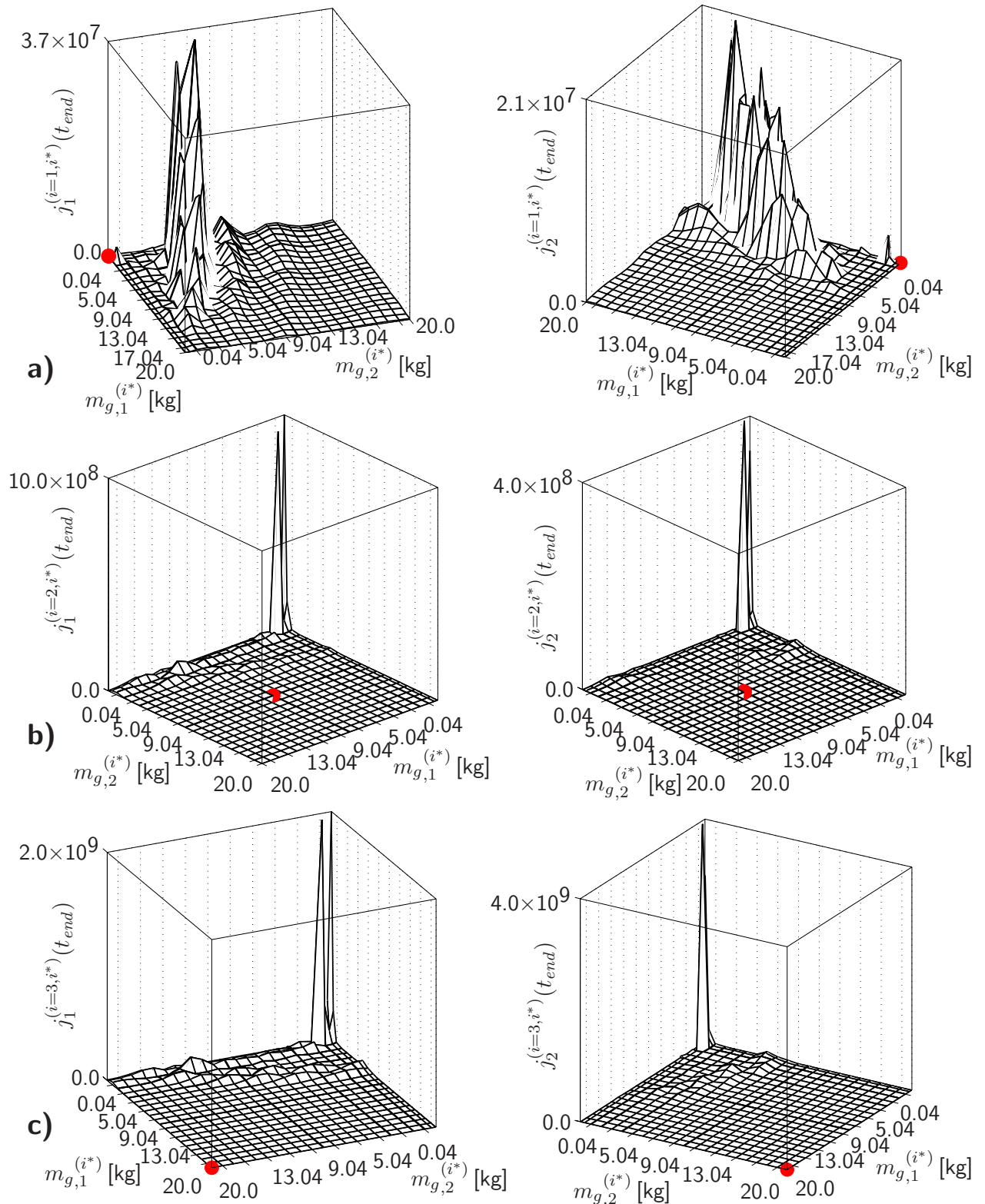


Abbildung 4.21: Verlauf der verbesserten, entkoppelten Residuen als Funktion von $m_{g,1}$ und $m_{g,2}$

a) Verbessertes Residuum $j_1^{(1,i^*)}$ (links), $j_2^{(1,i^*)}$ (rechts) für Filterentwurfspunkt 1: $m_{g,1} = m_{g,2} = 0.04$ kg
 b) Verbessertes Residuum $j_1^{(2,i^*)}$ (links), $j_2^{(2,i^*)}$ (rechts) für Filterentwurfspunkt 2: $m_{g,1} = m_{g,2} = 10.0$ kg
 c) Verbessertes Residuum $j_1^{(3,i^*)}$ (links), $j_2^{(3,i^*)}$ (rechts) für Filterentwurfspunkt 3: $m_{g,1} = m_{g,2} = 20.0$ kg
 Der jeweilige Filterentwurfspunkt ist markiert.

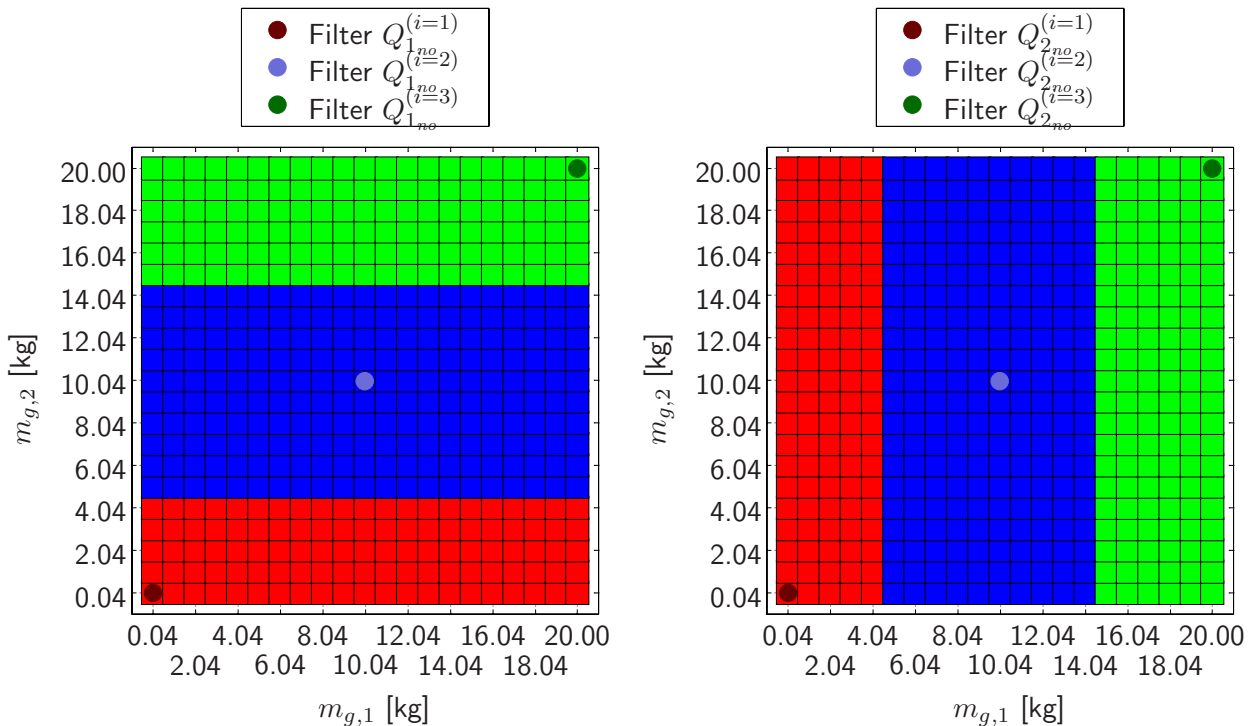


Abbildung 4.22: Detektionsanalyse mit entkoppelten Residuen

Es ist deutlich die Entkopplung der Residuen zu erkennen. Die normierten Filter $Q_{1_{no}}^{(i)}$ erzeugen Residuen die bezüglich der Fehlerkraft $f_{f_g}^{(i,i^*)},2$ sensitiv und zugleich von der Fehlerkraft $f_{f_g}^{(i,i^*)},1$ entkoppelt sind. Die auf den verbesserten Residuen $j_1^{(i_{det},i^*)}$ basierende Detektion (in Abbildung 4.22 links dargestellt) zeigt damit keine Abhängigkeit von den Unterschieden des Parameters $m_{g,1}$. Analog zeigt die Detektion basierend auf den durch Filter $Q_{2_{no}}^{(i)}$ (in Abbildung 4.22 rechts dargestellt) erzeugten Residuen $j_2^{(i_{det},i^*)}$ keine Sensitivität hinsichtlich des Parameters $m_{g,2}$.

Die Abbildung zeigt, dass die mit den Filtern $Q_{1_{no}}^{(i)}$ und $Q_{2_{no}}^{(i)}$ erzielte Detektion exakt dem Abstand der unbekanntem Betriebspunkte von den Filterentwurfspunkten in dem jeweiligen sensitiven Parameter folgt. Mit Hilfe von sechs Filtern vierter Ordnung kann damit der gesamte analysierte Betriebsbereich in neun Teilbereiche aufgeteilt werden. Die in den jeweiligen Teilbereichen zusammengefassten unbekanntem Betriebspunkte besitzen in etwa den gleichen Parameterabstand von den einzelnen Filterentwurfspunkten.

Der im Modul Detektor des Supervisors berechnete Vektor der verbesserten Residuen stellt die Grundlage der Aufschaltung der lokalen Regler durch die Schaltlogik dar. Dieses Modul wird im folgenden Abschnitt erläutert.

Schaltlogik

Schritt vier der Auslegung des fehlerdetektionsbasierten MMAC ist die Wahl der Zeitkonstanten T_{wait} und T_{fade} sowie der Vertrauensgrenze T in der Schaltlogik, so dass Fehlschaltungen, Chattering und Stöße während des Umschaltens vermieden werden.

Der Block Supervisor des fehlerdetektionsbasierten MMAC zur aktiven Dämpfung des ZMS umfasst neben dem Detektor auch die Schaltlogik.

Zur Steuerung des Umschaltens der lokalen Regler wird der Vektor $G(t) = (g_1(t), g_2(t))^T$ der

Steuersignale berechnet. Wie in Abschnitt 3.3.1 erläutert sind die Massenunterschiede schwach detektierbar. Die Residuen tragen bei kleinen Werten der physikalischen Beschleunigungen $\ddot{q}_{g,1}$ und $\ddot{q}_{g,2}$ nur eine geringe Information hinsichtlich der Unterschiede der Massen zwischen den Filterentwurfspunkten und dem Betriebspunkt der Strecke. Für $\ddot{q}_{g,1} = 0$ oder $\ddot{q}_{g,2} = 0$ ist dann eine Aussage über einen eventuellen Unterschied der entsprechenden physikalischen Massen nicht mehr möglich. Dieses Verhalten muss zur Vermeidung von Fehlschaltungen infolge von Fehldetektionen und dadurch bedingter starker Verschlechterungen der Leistung des MMAC in der Aufschaltung der lokalen Regler explizit berücksichtigt werden. Dafür wird der in Abschnitt 3.3.2 beschriebene Unsicherheitsfaktor zur Korrektur der verbesserten Residuen

$$J = \left(\left\| r_{1_{no}}^{(1,i^*)} \right\|_f, \left\| r_{2_{no}}^{(1,i^*)} \right\|_f, \left\| r_{1_{no}}^{(2,i^*)} \right\|_f, \left\| r_{2_{no}}^{(2,i^*)} \right\|_f, \left\| r_{1_{no}}^{(3,i^*)} \right\|_f, \left\| r_{2_{no}}^{(3,i^*)} \right\|_f \right)^T$$

aus den zur Rückführung gemessenen physikalischen Beschleunigungen berechnet. Für das ZMS werden nur Unterschiede der Massenparametern zwischen den Filterentwurfspunkten des MMAC und dem Betriebspunkt der Strecke angenommen. Also ist eine Korrektur des Vektors der Leistungsindices der Fehlerresiduen nur hinsichtlich der physikalischen Beschleunigungen $\ddot{q}_{g,1}$ und $\ddot{q}_{g,2}$ ausreichend. Zur Bestimmung des Korrekturfaktors (siehe (3.31)) wird der (3.30) entsprechende Vektor

$$J_y = \left(\|\ddot{q}_{g,1}\|_f, \|\ddot{q}_{g,2}\|_f \right)^T$$

der Leistungsindices der Beschleunigungen $\ddot{q}_{g,1}$ und $\ddot{q}_{g,2}$ bestimmt (siehe Abschnitt A.2). Für die dabei verwendeten Gewichtungparameter $\alpha = 1.0$ und $\beta = 4.0$ sowie den Vergessensfaktor $\lambda = 3.0$ werden die gleichen Werte wie zur Berechnung der Leistungsindices der normierten Fehlerresiduen gewählt. Der Korrekturfaktor p wird dann nach (3.31) bestimmt. Wobei als Vertrauensgrenze $T = 50$ festgelegt wurde.

Durch eine Suche nach dem jeweils minimalen Element über die in einem Freiheitsgrad sensitiven korrigierten verbesserten Residuen innerhalb des nach (3.29) gebildeten Vektors

$$J_{corr} = \left(j_{corr,1}^{(1,i^*)}, j_{corr,2}^{(1,i^*)}, j_{corr,1}^{(2,i^*)}, j_{corr,2}^{(2,i^*)}, j_{corr,1}^{(3,i^*)}, j_{corr,2}^{(3,i^*)} \right)^T$$

der korrigierten Integralnormen der normierten Fehlerresiduen wird nach

$$\left\{ \begin{array}{l} i_{det,1} \left| \begin{array}{l} j_{corr,1}^{(i_{det,1},i^*)} = \min_{i=1,2,3} j_{corr,1}^{(i,i^*)} \end{array} \right. \\ i_{det,2} \left| \begin{array}{l} j_{corr,2}^{(i_{det,2},i^*)} = \min_{i=1,2,3} j_{corr,2}^{(i,i^*)} \end{array} \right. \end{array} \right\}$$

der auf die Strecke aufzuschaltende lokale Regler bestimmt. Dabei gilt das in Tabelle 4.8 dargestellte Schema für die Zuordnung des Betriebspunkts der Strecke zu einem der in Abbildung 4.11 dargestellten Detektionssektoren. Jeder Detektionssektor entspricht dem Entwurfsbereich eines lokalen Reglers. Damit kann nach Tabelle 4.8 dem Betriebspunkt der Strecke die Nummer i_{det} des aufzuschaltenden lokalen Reglers und damit der zu dem detektierten Sektor gehörende lokale Regler $C^{(i_{det})}$ zugeordnet werden. Die Steuersignale zur Umschaltung der Regler werden dann nach (3.32) und (3.33) bestimmt. Für die Wartezeit wird $T_{wait} = 25$ s und für die Überblendzeit $T_{fade} = 4$ s gewählt.

Abbildung 4.23 zeigt exemplarisch die stückweise konstanten Steuersignale $g_1(t)$, $g_2(t)$ sowie das globale MMAC Stellsignal f_C und die lokalen Stellgrößen $f_C^{(5)}$ und $f_C^{(6)}$ bei der Umschaltung von Regler $C^{(6)}$ nach $C^{(5)}$ in einer Simulation mit dynamischer Veränderung der variablen Streckenparameter $m_{g,1}$ und $m_{g,2}$. Es kommt dabei die in Abschnitt 2.4 vorgestellte Schaltstrategie zum Einsatz. Zum Zeitpunkt $t_{w_1} = 688.8$ s zeigt der Sprung von 6 nach 5 im Steuersignal $g_1(t)$ eine bevorstehende Reglerumschaltung von Regler $C^{(6)}$ auf $C^{(5)}$ an. Der Regler $C^{(5)}$ wird mit $x_0 = \mathbf{0}^{4 \times 1}$

Detektionssektor	lokaler Regler	$i_{det,1}$	$i_{det,2}$
I	$i_{det} = 1$	1	1
II	$i_{det} = 2$	2	1
III	$i_{det} = 3$	3	1
IV	$i_{det} = 4$	3	2
V	$i_{det} = 5$	2	2
VI	$i_{det} = 6$	1	2
VII	$i_{det} = 7$	3	3
VIII	$i_{det} = 8$	2	3
IX	$i_{det} = 9$	1	3

Tabelle 4.8: Zuordnung des Betriebspunkts der Strecke zu den Detektionssektoren

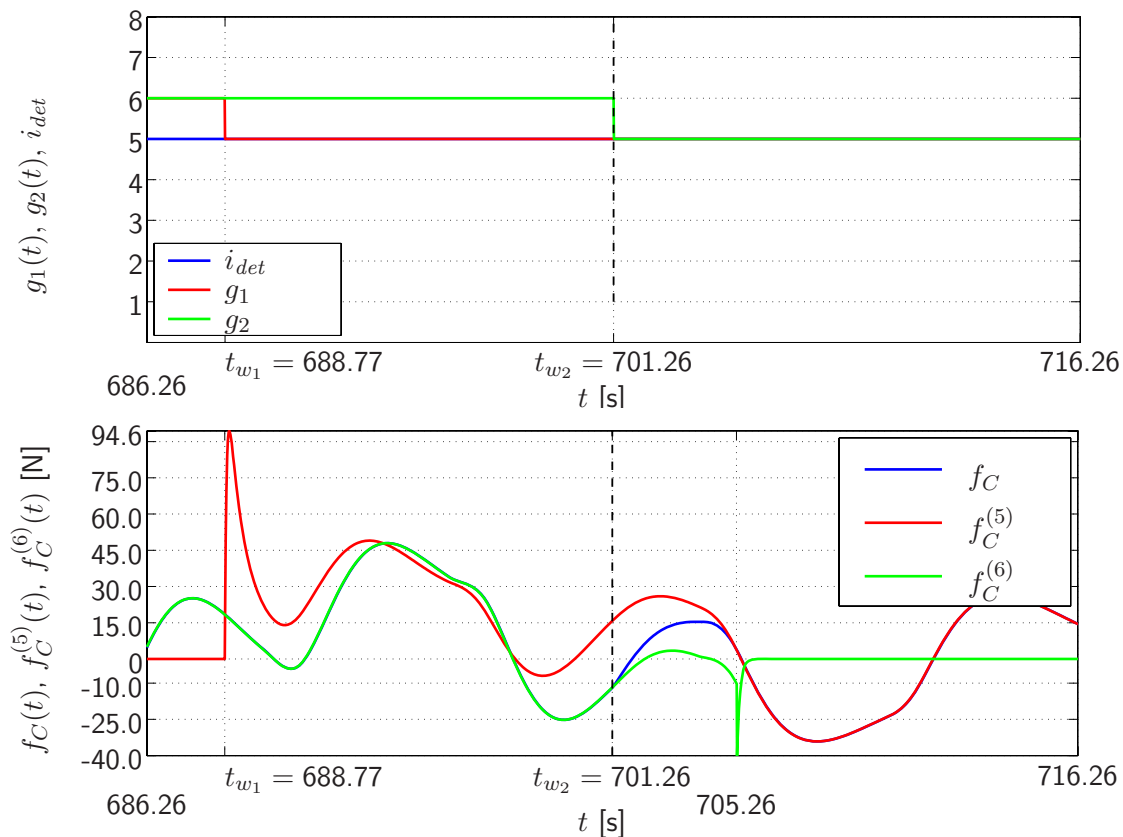


Abbildung 4.23: Exemplarische Darstellung eines Umschaltvorgangs zwischen zwei lokalen Reglern

initialisiert und mit dem Messvektor beaufschlagt. Zum Zeitpunkt $t_{w2} = 701.3$ s springt das Steuersignal $g_2(t)$ ebenfalls von 6 nach 5 und löst damit die Umschaltung des globalen Stellsignals f_C von dem lokalen Stellsignal $f_C^{(6)}$ nach $f_C^{(5)}$ aus. Dabei wird die Stellgröße $f_C^{(6)}$ in der Zeit $T_{fade} = 4$ s linear auf die Stellgröße $f_C^{(5)}$ übergeblendet. Das Signal $i_{det}(t)$ entspricht der Nummer des an jedem Zeitpunkt aufzuschaltenden lokalen Reglers.

Die Abbildung zeigt, dass die Schaltstrategie einen stossfreien Übergang ohne Spitzen, Sprünge und fast ohne Knicke im zeitlichen Verlauf des globalen Stellsignals f_C des MMAC ermöglicht. Es wird deutlich, dass die Steuersignale $g_1(t)$ und $g_2(t)$ dem Signal i_{det} der Nummer des aufzuschaltenden lokalen Reglers mit unterschiedlichen Zeitverzögerungen entsprechen.

Um die Leistungsfähigkeit der Detektion zu testen, wird auf eine Logik zur Vermeidung instabiler

Kombinationen von Streckenbetriebspunkt und lokalem Regler innerhalb des Blocks Schaltlogik für dieses Beispiel verzichtet.

Der gesamte Block „Schaltlogik“ im SIMULINK-Modell 4.2 wird als SIMULINK S-function [151] implementiert.

4.4 Auslegung eines global robusten nicht adaptiven Referenzreglers

Als zweiter Ansatz zur robusten, aktiven Dämpfung des LPV ZMS soll nun ein nicht adaptiver Regler $C^{(rob)}$ nach Abbildung 4.24 an dem Synthesepunkt $m_{g,1}^{(rob)}$, $m_{g,2}^{(rob)}$ für den gesamten Betriebsbereich (4.1) global robust ausgelegt werden. Eine derartige Reglerauslegung wurde nach Kordt & Ballauf [135] bereits für die Auslegung eines robusten Reglers zur Reduktion von Böenlasten an Großverkehrsflugzeugen angewendet. Der global robuste Regler dient in Abschnitt 4.5 als Referenz zur Bewertung der Leistung des fehlerdetektionsbasierten MMAC.

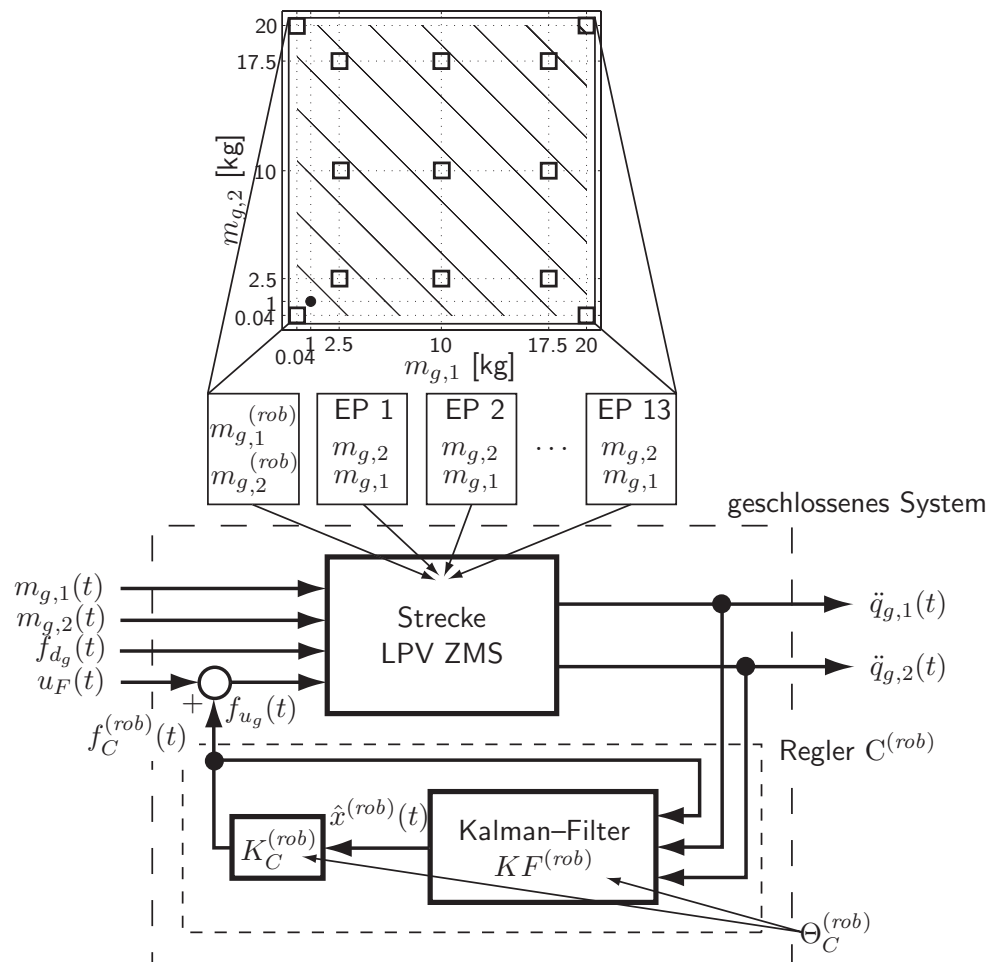


Abbildung 4.24: Schaltbild eines global robust ausgelegten nicht adaptiven Reglers

Lage der Reglerentwurfspunkte \square sowie des Reglersynthesepunkts \bullet im Betriebsbereich für den global robusten Entwurf (oben).

Bei der in Kapitel 4.3 beschriebenen Auslegung des MMAC werden N Nominalbetriebspunkte als Synthesepunkte für die lokalen Regler des Regler-Satzes ausgewählt. Für die über den gesamten Parameterraum (4.1) global robuste Reglerauslegung hingegen wird nur ein einziger Synthesepunkt

im Betriebsbereich der Strecke bestimmt. Abbildung 4.24 (oben) zeigt die Lage des ausgewählten Synthesepunkts mit $m_{g,1}^{(rob)} = 1 \text{ kg}$ und $m_{g,2}^{(rob)} = 1 \text{ kg}$. Die in Abbildung 4.25 dargestellte Übertragungsfunktion $|G_{f_{ug} \rightarrow \ddot{q}_{g,1}}^{(rob)}(s)|$ der Strecke an diesem Betriebspunkt zeigt beide Resonanzspitzen deutlich ausgebildet und ist daher als Synthesepunkt für einen global robusten Regler besonders gut geeignet. Das zu diesem Synthesepunkt gehörige lineare, zeitinvariante Zustandsraummodell nach (4.4) dient als Modell für die Synthese des Reglers $C^{(rob)}$ nach der in Abschnitt 2.4 beschriebenen optimierungsbasierten Auslegungsstrategie. Die bezüglich den variablen Massen robuste Auslegung

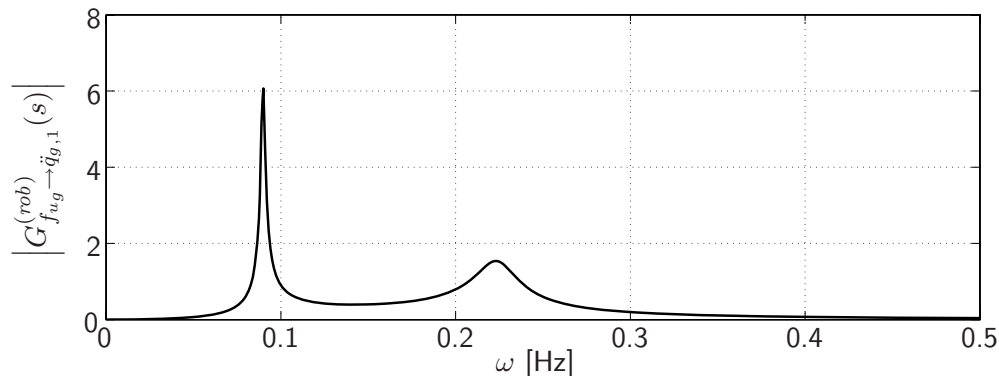


Abbildung 4.25: Führungsübertragung am Synthesepunkt des global robusten Entwurfs

des Reglers $C^{(rob)}$ erfolgt mit Hilfe einer mehrzieligen Optimierung der freien Reglerparameter

$$\Theta_C^{(rob)} = \left(d_1^{(rob)}, d_2^{(rob)}, q_1^{(rob)}, q_2^{(rob)}, q_3^{(rob)}, q_4^{(rob)}, r_1^{(rob)}, r_2^{(rob)} \right)^T$$

unter Bewertung der Reglerwirkung an 13 Entwurfspunkten, deren Lage im Betriebsbereich ebenfalls in Abbildung 4.24 (oben) und die zugehörigen Parameterkombinationen in Tabelle 4.9 dargestellt sind. Die Entwurfspunkte 1–9 entsprechen den Nominalbetriebspunkten des MMAC (siehe

Parameter	Entwurfspunkte												
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13
$m_{g,1}$ [kg]	2.5	2.5	2.5	10.0	10.0	10.0	17.5	17.5	17.5	0.04	0.04	20.0	20.0
$m_{g,2}$ [kg]	2.5	10.0	17.5	2.5	10.0	17.5	2.5	10.0	17.5	0.04	20.0	20.0	0.04

Tabelle 4.9: Parameterkombinationen $m_{g,1}$, $m_{g,2}$ der Entwurfspunkte des global robusten Reglers zur aktiven Dämpfung des LPV ZMS

Abbildung 4.5). Der Entwurfsbereich für den global robusten Regler umfasst damit den gesamten Betriebsbereich. Die in der Optimierung verwendeten Kriterien entsprechen den in der Auslegung der lokalen Regler des MMAC ausgewerteten Kriterien (2.87), (2.88), (2.89), (2.92), (2.93) und (2.94). Die Optimierung wird ebenfalls als MC Problem formuliert wobei für jeden der 13 Entwurfspunkte ein Case definiert wird. Die Auslegung des global robusten Reglers erfordert also die Lösung nur eines Optimierungsproblems im Gegensatz zu den für die Auslegung des MMAC erforderlichen $N = 9$ einzelnen Optimierungen an den Nominalbetriebspunkten. Dieses eine Problem besitzt aber mit 13 Entwurfspunkten eine deutlich höhere Anzahl von Entwurfsfällen im Vergleich zu den jeweils fünf Entwurfsfällen an jedem Synthesepunkt der MMA Auslegung. Da in jedem Optimierungsschritt die Kriterienberechnung für jeden Entwurfsfall durchgeführt wird gilt für die Anzahl N_{calc} der Auswertungen pro Optimierungsschritt und damit den Rechenaufwand:

$$\begin{aligned} \text{MMA Auslegung:} & \quad N_{calc} = 9 \cdot 5 = 45 \\ \text{global robuste Auslegung:} & \quad N_{calc} = 13 \end{aligned}$$

Für das Beispiel des ZMS müssen also für eine Evaluierung in der Optimierung des global robusten Reglers 13 Auswertungen der Kriterien berechnet werden, während für die MMA Auslegung 45 Berechnungen erforderlich sind. Vor allem bei komplizierten Optimierungsproblemen die viele Schritte bis zur Konvergenz der Lösung benötigen sowie bei Regelstrecken hoher Ordnung und großen Betriebsbereichen wie aeroelastischen Strukturmodellen von Verkehrsflugzeugen ist die Anzahl der Nominalbetriebspunkte sowie der Reglerentwurfspunkte entscheidend für den Syntheseaufwand. Eine MMA Auslegung kann gegenüber einer global robusten Auslegung bei größeren lokalen Entwurfsbereichen und einer geringen Anzahl von Nominalbetriebspunkten einen Vorteil in der benötigten Rechenleistung und Rechendauer bringen.

In Tabelle 4.10 ist jeweils an den 13 Entwurfspunkten aus Tabelle 4.9 die auf den open-loop Wert bezogene bei Aufschaltung des global robusten Reglers erreichte minimale Dämpfung

$$\underline{\zeta} := \frac{\bar{\zeta}^{(rob)}}{\zeta}$$

angegeben. Mit der geringsten Dämpfung $\bar{\zeta}^{(rob)}$ am jeweiligen Entwurfspunkt bei Aufschaltung des global robusten Reglers und der geringsten open-loop Dämpfung ζ ebenfalls an diesem Punkt. Die

Entwurfspunkt													
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13
ζ	8.9	4.2	4.8	5.8	10.8	120.9	11.1	28.4	139.4	2.0	37.0	66.4	11.2

Tabelle 4.10: Steigerung der Dämpfung an den Entwurfspunkten des global robusten Reglers

Envelopendämpfung¹, also die minimale Dämpfung über den gesamten Betriebsbereich der Strecke, kann durch den global robust ausgelegten Regler um

$$\underline{\zeta} := \frac{\min_{\Theta_{OR}} \bar{\zeta}^{(rob)}}{\min_{\Theta_{OR}} \zeta} = 13.58$$

gesteigert werden. Der Unterschied in der Leistung der lokalen Regler (siehe (4.10)) im Vergleich zu dem global robusten Regler stellt das Potential zur Erhöhung der globalen Envelopendämpfung durch den MMA Ansatz dar.

Die Abbildungen der Übertragungsfunktionen 4.7, 4.9, sowie der Sprungantworten 4.8 und 4.10 zeigen, dass im Fall der global robusten Auslegung eines Reglers im Vergleich zu den lokal ausgelegten Reglern nur eine geringere Erhöhung der Dämpfung erreicht werden kann.

Die bisher in diesem Kapitel präsentierten Analysen und Ergebnisse wurden bei geöffneter Rückführung des in Abbildung 4.2 dargestellten Simulationsmodells beziehungsweise bei Aufschaltung der lokalen Regler auf die Strecke an den entsprechenden Nominalbetriebspunkten ohne Detektion erzielt. Der folgende Abschnitt 4.5 präsentiert nun Simulationsergebnisse bei geschlossener Rückführung. Detektion und Regleraufschaltung werden damit verknüpft.

4.5 Simulationsergebnisse

In den Abschnitten 4.5.1 und 4.5.2 werden zwei Arten von Simulationsexperimenten vorgestellt. In der statischen Betrachtung in Abschnitt 4.5.1 werden die variablen Massenparameter über der Zeit konstant gehalten. Abschnitt 4.5.2 hingegen präsentiert Simulationen mit einer dynamischen Veränderung des Streckenbetriebspunkts. Es werden die Massenparameter kontinuierlich variiert,

¹Ermittelt mit Hilfe einer Rasterung des globalen Betriebsbereichs der Strecke.

um so die dynamische Reglerleistung in einem größeren Betriebsbereich zu bewerten. Ergebnisse für den open-loop sowie den MMA closed-loop Fall werden im Vergleich zu den entsprechenden Werten der global robusten Regelung dargestellt.

4.5.1 Simulation mit zeitlich konstanten diskreten Massenparametern

Für das Simulationsexperiment mit zeitlich konstanten Parametern gilt für den Betriebspunkt der Strecke innerhalb eines Betriebsintervalls

$$\Theta_g^{(i^*)}(t) = \left(m_{g,1}^{(i^*)}(t), m_{g,2}^{(i^*)}(t), d_{g,1}, d_{g,2}, k_{g,1}, k_{g,2} \right)^T = \text{const.} \quad .$$

Der Wechsel zwischen den Betriebspunkten erfolgt als Sprung. Für die variablen Parameter wird der globale Wertebereich (4.2) angenommen. Diese Art von sprunghaften Veränderungen des Betriebspunkts können bei plötzlichen Fehlern (siehe Abschnitt 2.3.2) wie zum Beispiel Strukturbrüchen oder Rissen auftreten. Insbesondere tritt eine sprungartige Verringerung von Strukturmassen beim Abwurf oder auch Abschuss von Flügelaussenlasten auf. Der Supervisor muss möglichst schnell und sicher den Sprung in den neuen Betriebspunkt der Strecke detektieren und den für diesen Betriebspunkt ausgelegten lokalen Regler aufschalten.

Die in Abbildung 4.26 dargestellte bekannte Kraft wirkt sowohl in der in diesem Abschnitt präsentierten Simulation mit Sprung des Betriebspunkts wie auch in den in Abschnitt 4.5.2 präsentierten Simulationen mit kontinuierlicher Veränderung des Betriebspunkts als Anregung auf das ZMS. Das System wird nur durch die Führungsgröße u_F erregt für die Störung wird $f_{d_g}(t) = 0 = \text{const.}$ angenommen.

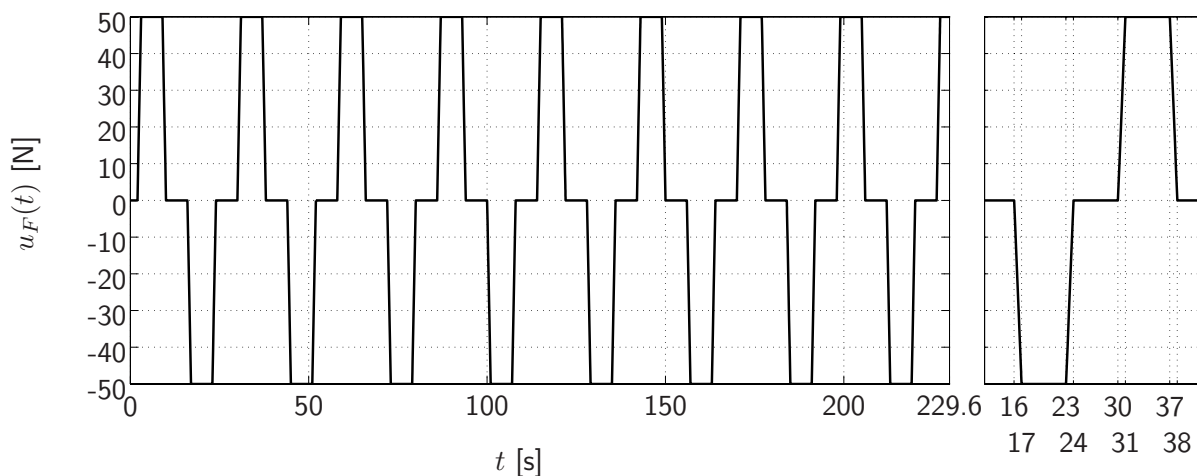


Abbildung 4.26: Verlauf der Führungsgröße u_F

Das System wird alle sechs Sekunden durch wechselnde Impulse von ± 50 [N] mit einer Anstiegszeit von einer Sekunde und einer Dauer von sechs Sekunden angeregt.

Abbildung 4.27 zeigt den spezifizierten Verlauf der Massen

$$\begin{aligned} m_{g,1}^{(i^*)}(t) &= m_{g,2}^{(i^*)}(t) = 20.0 \text{ kg} && \text{für } t < 50 \text{ s} \\ m_{g,1}^{(i^*)}(t) &= m_{g,2}^{(i^*)}(t) = 10.0 \text{ kg} && \text{für } t \geq 50 \text{ s} \quad . \end{aligned}$$

Beide Massenparameter und damit auch der Betriebspunkt des ZMS weisen bei $t = 50$ s einen Sprung auf.

Die Abbildungen 4.28, 4.29, 4.30, 4.31, 4.32, 4.33 und 4.34 zeigen die für den Sprung des Betriebspunkts bei Aufschaltung des fehlerdetektionsbasierten MMAC erzielten Simulationsergebnisse.

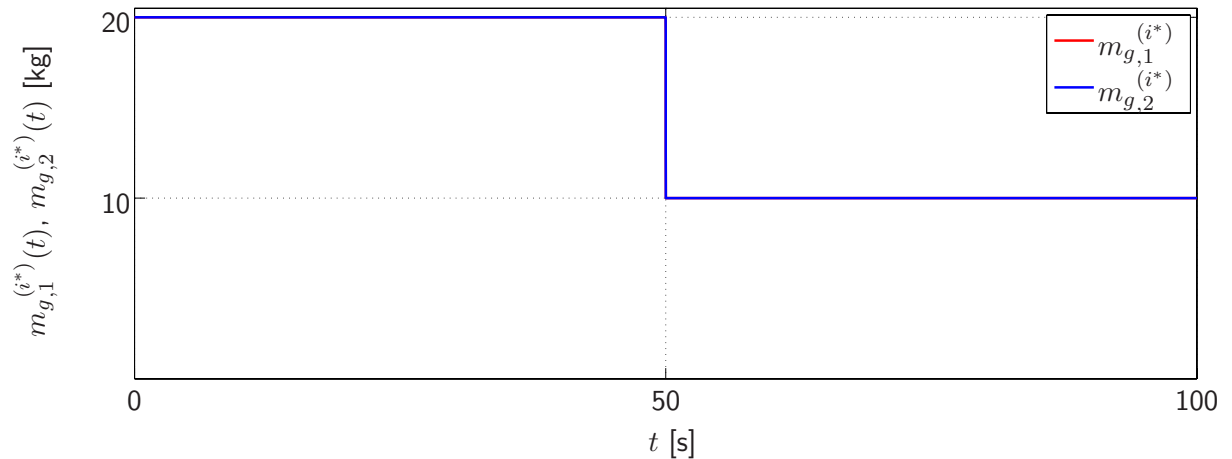


Abbildung 4.27: Verlauf der Massenparameter $m_{g,1}^{(i^*)}(t)$, $m_{g,2}^{(i^*)}(t)$ des LPV Streckenmodells mit Sprung

Abbildung 4.28 zeigt den Verlauf der für je eine Massenveränderung sensitiven normierten Residuen. Infolge der gewählten Normierung entsprechen die Residuen den in den physikalischen Freiheitsgraden durch die Parameterunterschiede der Filterentwurfspunkte zu dem Betriebspunkt der Strecke hervorgerufenen fiktiven Fehlerkräften. Die Residuen besitzen damit eine exakte physikalische Entsprechung. Zu Beginn der Simulation befindet sich das ZMS in einem Betriebspunkt mit den Massenwerten $m_{g,1}^{(i^*)}(t_0) = 20.0$ kg und $m_{g,2}^{(i^*)}(t_0) = 20.0$ kg der mit dem Filterentwurfspunkt 3 (siehe Tabelle 4.6) genau übereinstimmt. Diese Übereinstimmung wird durch die Residuen $r_{1no}^{(3,i^*)}(t)$, $r_{2no}^{(3,i^*)}(t)$ mit der Amplitude null angezeigt, wie in Abschnitt 3.3.1 bereits theoretisch gezeigt. Für die Filterentwurfspunkte 1 und 2 gilt für diesen Betriebspunkt der Strecke $\Delta_{m_{g,1}}^{(1,i^*)} > \Delta_{m_{g,1}}^{(2,i^*)}$ und $\Delta_{m_{g,2}}^{(1,i^*)} > \Delta_{m_{g,2}}^{(2,i^*)}$ (siehe Tabelle 4.6). Dieses Verhältnis zeigt sich entsprechend in der Amplitude der Residuen $r_{1no}^{(2,i^*)}(t)$, $r_{1no}^{(3,i^*)}(t)$ und $r_{2no}^{(2,i^*)}(t)$, $r_{2no}^{(3,i^*)}(t)$.

Nach dem Sprung bei $t = 50$ s stimmt der Streckenbetriebspunkt $m_{g,1}^{(i^*)}(t_{end}) = 10.0$ kg und $m_{g,2}^{(i^*)}(t_{end}) = 10.0$ kg exakt mit dem Filterentwurfspunkt 2 (siehe Tabelle 4.6) überein. Die zugehörigen Residuen $r_{1no}^{(2,i^*)}(t)$, $r_{2no}^{(2,i^*)}(t)$ werden, wie in Abbildung 4.28 deutlich zu erkennen ist, nun zu Null. Für die Filterentwurfspunkte 1 und 3 gilt für diesen Betriebspunkt der Strecke $\Delta_{m_{g,1}}^{(1,i^*)} \approx \Delta_{m_{g,1}}^{(3,i^*)}$ und $\Delta_{m_{g,2}}^{(1,i^*)} \approx \Delta_{m_{g,2}}^{(3,i^*)}$ (siehe Tabelle 4.6). Dementsprechend gilt für die Residuen $|r_{1no}^{(1,i^*)}(t)| \approx |r_{1no}^{(3,i^*)}(t)|$ und $|r_{2no}^{(1,i^*)}(t)| \approx |r_{2no}^{(3,i^*)}(t)|$ wie in Abschnitt 3.3.1 bereits theoretisch dargelegt.

Abbildung 4.28 zeigt, dass die Residuen auf den Sprung des Streckenbetriebspunkts bei $t = 50$ s sehr schnell reagieren und den neuen Betriebspunkt exakt anzeigen. Bei $t_s = 52.2$ s wird dann das Überblenden der lokalen Steuersignale zur Reglerumschaltung eingeleitet.

Abbildung 4.29 zeigt die aus den in Abbildung 4.28 dargestellten normierten Residuen berechneten Leistungsindices. Diese verbesserten Residuen stellen ein Mass für die Amplitude der normierten Residuen dar und dienen als Grundlage für die Detektion des dem Betriebspunkt der Strecke nächstgelegenen Nominalbetriebspunkts. Deutlich ist die Übereinstimmung der Amplituden der Residuen $r_{1no}^{(2,i^*)}(t)$ und $r_{1no}^{(3,i^*)}(t)$ sowie $r_{2no}^{(2,i^*)}(t)$ und $r_{2no}^{(3,i^*)}(t)$ nach dem Sprung des Streckenbetriebspunkts erkennbar.

Abbildung 4.30 zeigt die stückweise konstanten, diskreten Signale $i_{det}(t)$, $g_1(t)$ und $g_2(t)$. Diese werden durch die Auswertung der in Abbildung 4.29 dargestellten verbesserten Residuen nach (3.25), (3.32) und (3.33) bestimmt. Das Signal $i_{det}(t)$ entspricht dem Detektionssektor innerhalb dessen sich nach der Detektion durch den Supervisor der Betriebspunkt der Strecke zum jeweiligen Zeit-

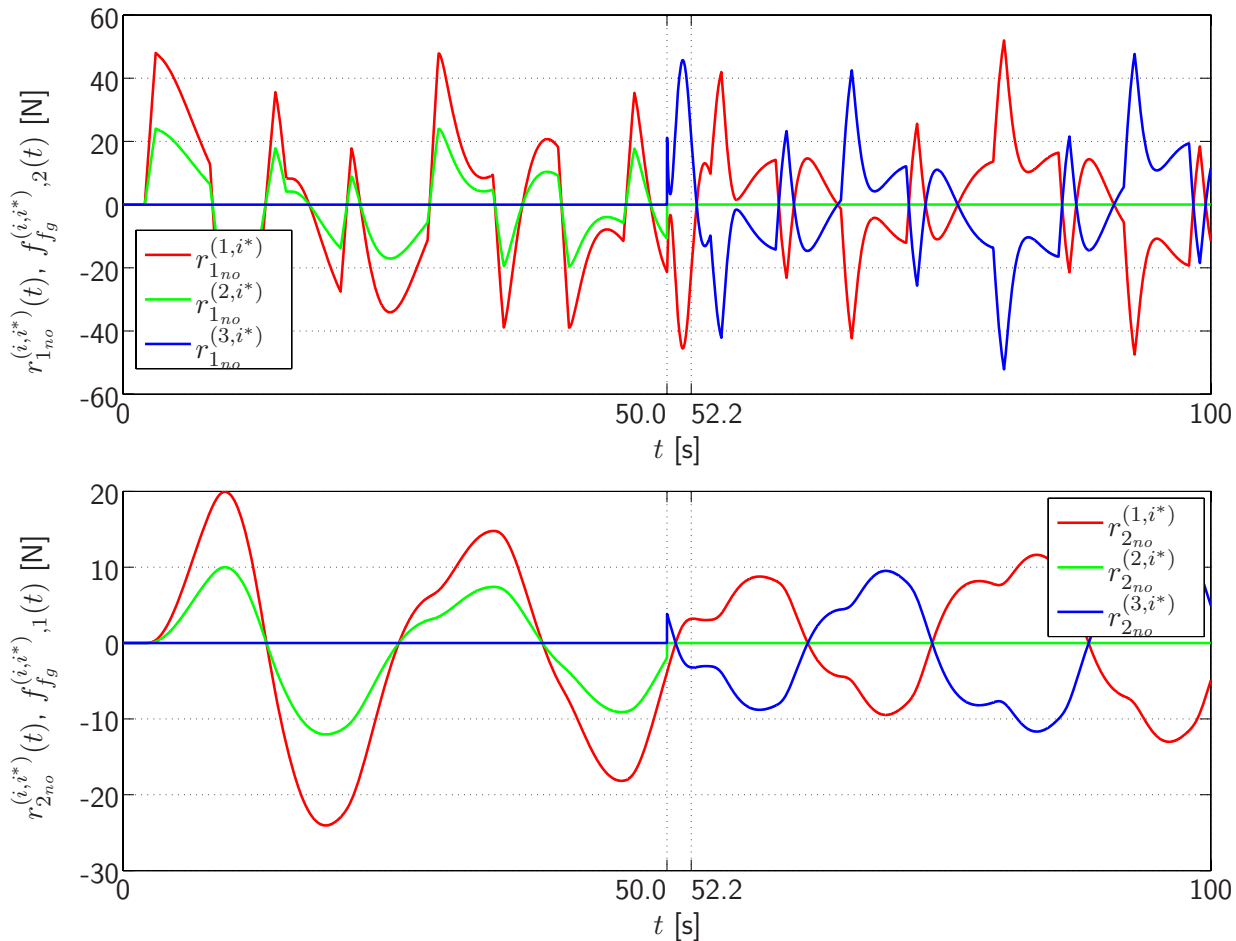


Abbildung 4.28: An den Filterentwurfspunkten berechnete normierte Residuen bei einem Sprung des Betriebspunkts der Strecke

Residuen sensitiv für Änderungen der Masse $m_{g,2}$ (oben). Residuen sensitiv für Änderungen der Masse $m_{g,1}$ (unten).

punkt befindet. Das Signal gibt damit den Nominalbetriebspunkt an, der dem Betriebspunkt der Strecke im Sinne des Parameterabstands fast exakt nächstgelegen ist und somit den lokalen Regler, der für den Betriebspunkt der Strecke spezifisch ausgelegt ist. Die nach dem Verlauf von $i_{det}(t)$ bestimmten Signale $g_1(t)$ und $g_2(t)$ dienen zur Steuerung des Umschaltens der lokalen Regler. Das Signal i_{det} zeigt eine Detektion mit chattering zum Zeitpunkt $t = 50$ s der sprunghaften Veränderung des Betriebszustands. Ein neuer Betriebspunkt muss jedoch zum Schutz der MMA Regelung vor Fehldetektionen und vor Aufschaltung falscher lokaler Regler sowie vor Schaltschwingungen infolge chattering erst über die Zeitspanne von $T_{wait} = 1$ s durchgehend detektiert werden ehe das Überblenden der lokalen Stellsignale eingeleitet wird (Sprung in g_2 zum Zeitpunkt $t_s = 52.2$ s). Die Einleitung des $T_{fade} = 4$ s langen Überblendvorgangs wird als eigentlicher Schaltzeitpunkt betrachtet. Abbildung 4.30 zeigt, dass die Einführung der Wartezeit ein geeignetes und notwendiges Mittel zur Unterdrücken von chattering bei der Reglerumschaltung darstellt.

In der Initialisierungsphase befindet sich nach Abbildung 4.30 der MMAC in Betriebszustand 10. Dies entspricht der Aufschaltung des global robusten Reglers.

Abbildung 4.31 zeigt die beiden Betriebspunkte der Strecke in dieser Simulation innerhalb der Detektionssektoren aus Abbildung 4.11. Die Färbung der Streckenbetriebspunkte (gekennzeichnet mit ∇) entspricht der Farbe des zu dem jeweiligen Streckenbetriebspunkt detektierten Nominalbetriebspunkts.

Abbildung 4.32 zeigt die Beschleunigungen $\ddot{q}_{g,1}(t)$ und $\ddot{q}_{g,2}(t)$ an den beiden Körpern des ZMS.

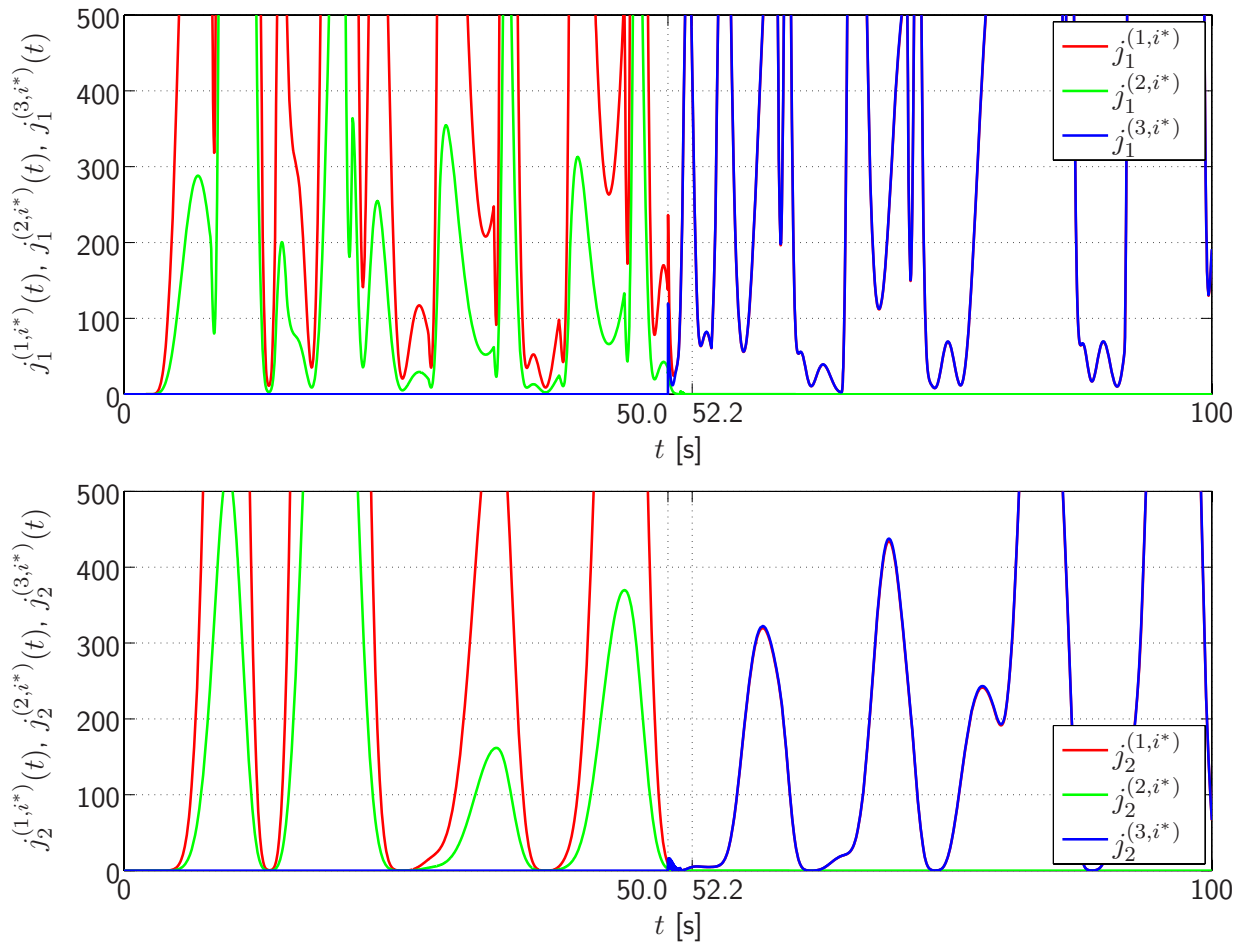


Abbildung 4.29: An den Filterentwurfspunkten berechnete verbesserte Residuen bei einem Sprung des Betriebspunkts der Strecke

Verbesserte Residuen sensitiv für Änderungen der Masse $m_{g,2}$ (oben). Verbesserte Residuen sensitiv für Änderungen der Masse $m_{g,1}$ (unten).

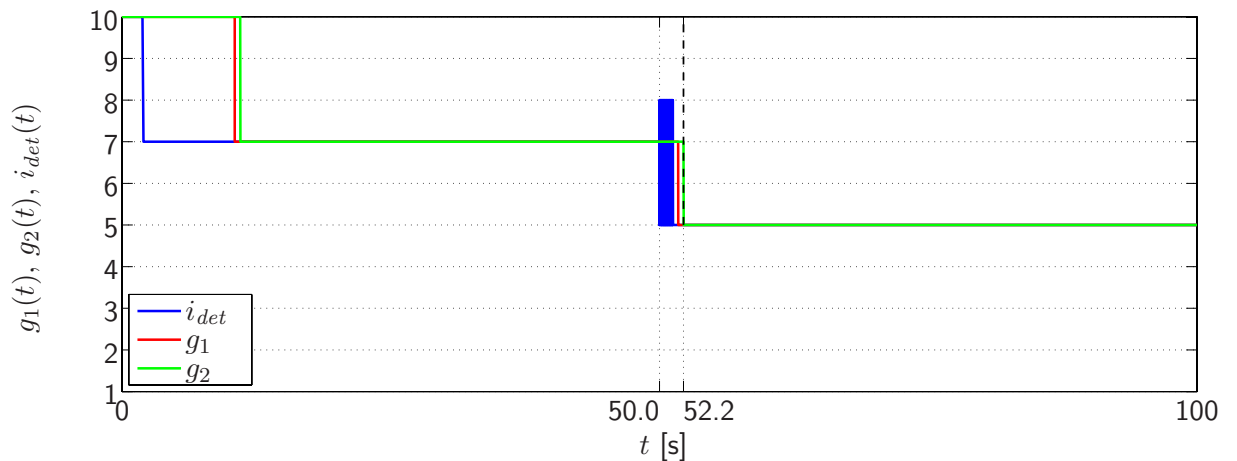


Abbildung 4.30: Detektierter Nominalbetriebspunkt $i_{det}(t)$ sowie Schaltsignale $g_1(t)$ und $g_2(t)$ bei einem Sprung des Betriebspunkts der Strecke

Dargestellt ist der open-loop Fall ohne aktive Dämpfung sowie aktive Dämpfung durch den global robust ausgelegten Regler im Vergleich zu der fehlerdetektionsbasierten MMA aktiven Dämpfung. Die Anregung ist zur besseren Darstellung auf den Maximalwert der Beschleunigung skaliert. Die

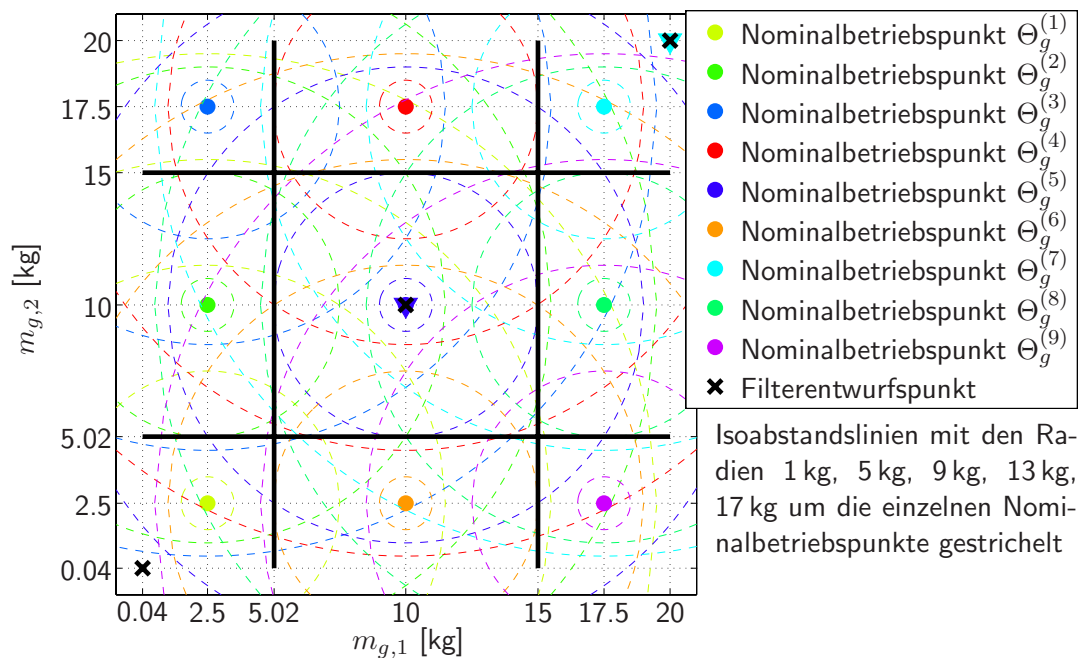


Abbildung 4.31: Spur des Systems im globalen Betriebsbereich bei einem Sprung des Betriebspunkts der Strecke

Streckenbetriebspunkte markiert mit ∇ .

Reglerumschaltung erfolgt an dem Schaltzeitpunkt $t_s = 52.2$ s.

Beide Messungen weisen zum Zeitpunkt des Sprungs des Betriebspunkts der Strecke und in der anschließenden Umschaltphase des Reglers keine größeren Sprünge oder Knicke auf. Die Beschleunigung $\ddot{q}_{g,1}(t)$ zeigt bei Aufschaltung des fehlerdetektionsbasierten MMAC eine im Vergleich zu dem global robusten Regler in beiden Betriebsintervallen deutlich höhere Dämpfung. Für $\ddot{q}_{g,2}(t)$ der Beschleunigung an Körper 2 dem Angriffspunkt der Anregung und der Stellgröße ist in Abbildung 4.32 ebenfalls eine im Vergleich zu dem global robusten Regler erhöhte Dämpfung sowohl vor als auch nach dem Sprung des Streckenbetriebspunkts zu erkennen.

Abbildung 4.33 zeigt die Auslenkungen $q_{g,1}$, $q_{g,2}$ der beiden Körper. Dargestellt ist auch hier der open-loop Fall ohne aktive Dämpfung sowie aktive Dämpfung des ZMS durch den global robust ausgelegten Regler im Vergleich zu dem fehlerdetektionsbasierten MMAC. Die Anregung ist zur besseren Darstellung auf den Maximalwert der Auslenkung skaliert. Auch die Auslenkung der beiden Körper zeigen für die Aufschaltung des fehlerdetektionsbasierten MMAC eine im Vergleich zu dem global robusten Regler erhöhte Dämpfungsleistung.

Abbildung 4.34 zeigt das globale Stellsignal f_C des fehlerdetektionsbasierten MMAC sowie das Stellsignal $f_C^{(rob)}$ des global robust ausgelegten Reglers. Das MMA Stellsignal f_C weist an dem Schaltzeitpunkt $t_s = 52.2$ s und sowie in der anschließenden $T_{fade} = 4$ s langen Überblendphase keine Sprünge oder Spitzen auf. Die angewendete Schalttechnologie ist also in der Lage ein geeignetes globales Stellsignal bereitzustellen. Der Vergleich des Stellsignals f_C mit der Stellgröße $f_C^{(rob)}$ zeigt, dass die höhere Leistung des MMAC mit einer deutlich höheren Stellaktivität einhergeht. In Abbildung 4.34 ist die Initialisierungsphase des MMAC deutlich zu erkennen. In dieser Phase schaltet der Supervisor des MMAC den global robusten Regler auf das System auf. Die beiden Stellsignale sind dann in dieser Betriebsphase identisch.

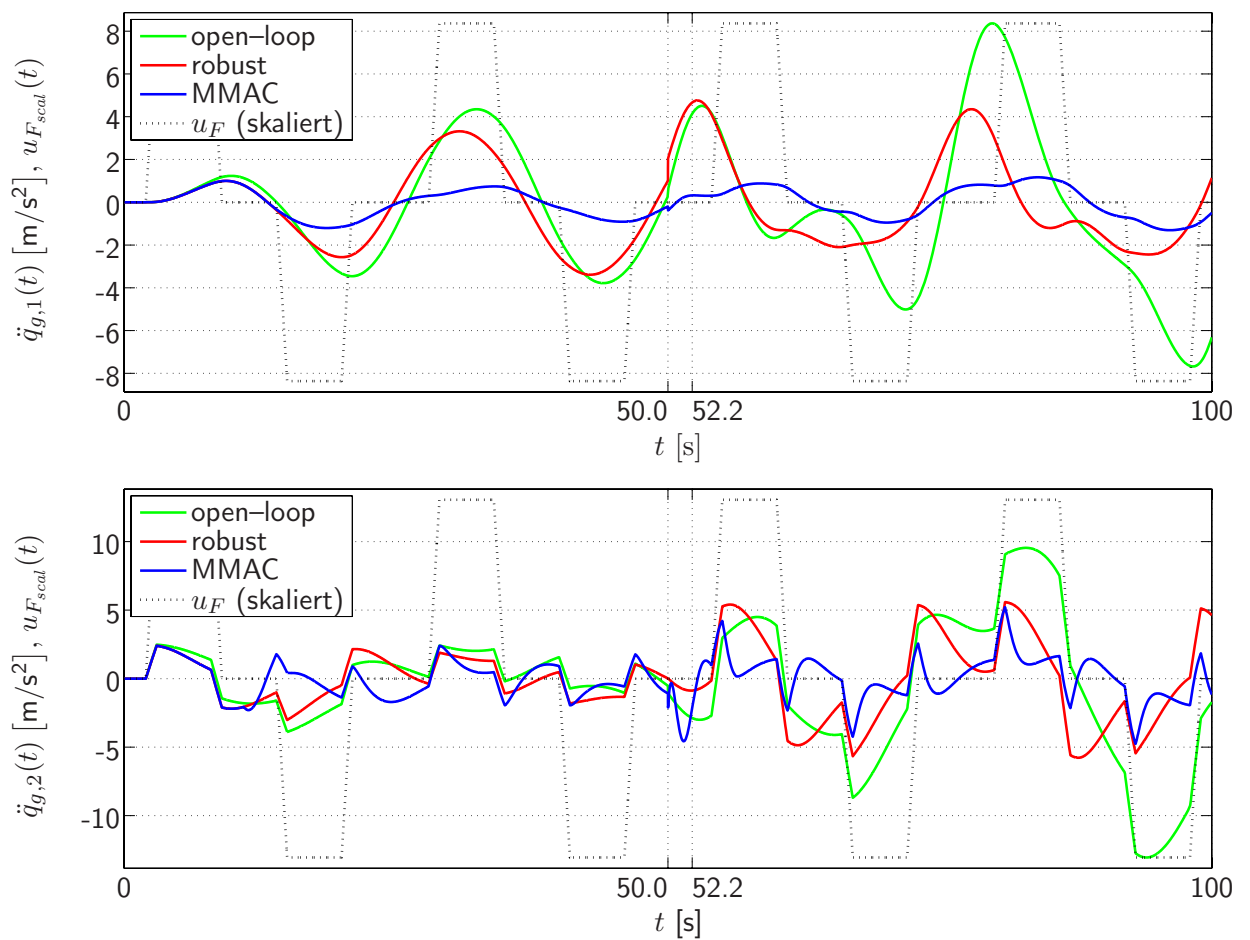


Abbildung 4.32: Verlauf der Beschleunigungen $\ddot{q}_{g,1}(t)$ und $\ddot{q}_{g,2}(t)$ bei einem Sprung des Betriebspunktes der Strecke

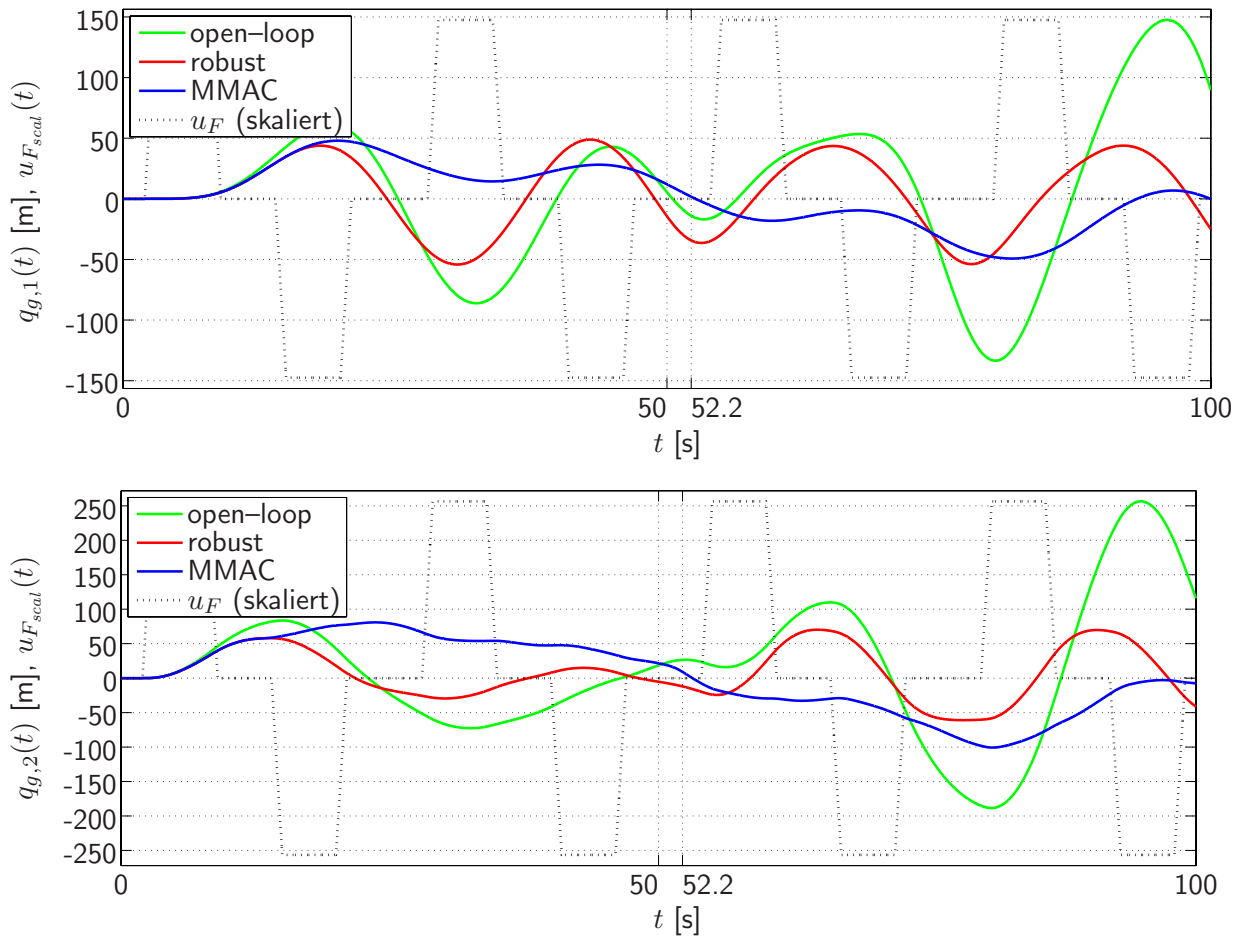


Abbildung 4.33: Verlauf der Auslenkungen $q_{g,1}(t)$ und $q_{g,2}(t)$ bei einem Sprung des Betriebspunkts der Strecke

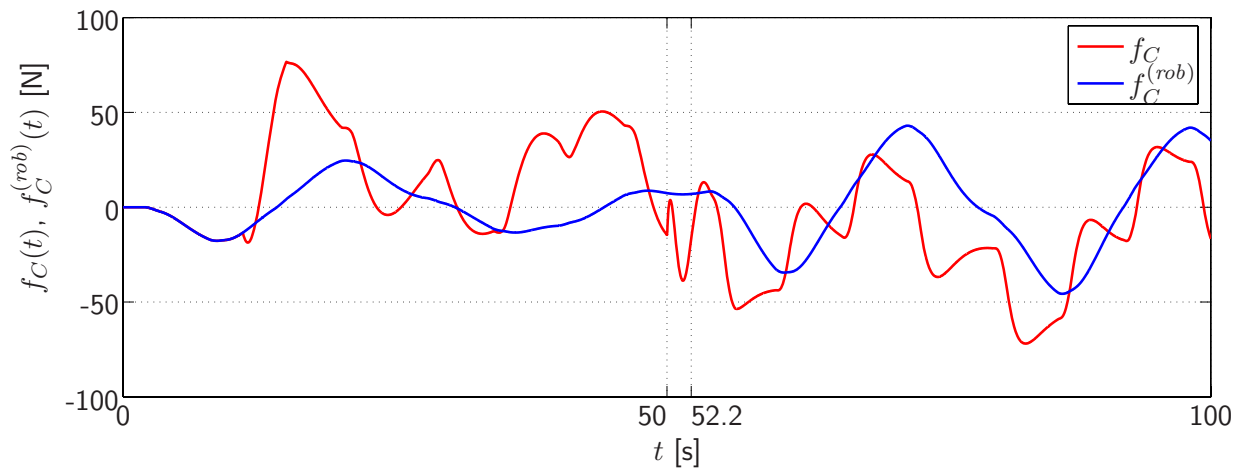


Abbildung 4.34: Globales Stellsignal f_C des fehlerdetektionsbasierten MMAC sowie Stellsignal $f_C^{(rob)}$ des global robusten Reglers bei einem Sprung des Betriebspunkts der Strecke

4.5.2 Simulation mit kontinuierlich, zeitlich varianten Massenparametern

Der vorhergehende Abschnitt 4.5.1 präsentiert eine Experiment mit zeitlich konstanten Streckenbetriebspunkten. Für das in diesem Abschnitt beschriebene Simulationsexperiment mit kontinuierlich, zeitlich varianten Parametern gilt für den Betriebspunkt der Strecke

$$\Theta_g^{(i^*)}(t) = \left(m_{g,1}^{(i^*)}(t), m_{g,2}^{(i^*)}(t), d_{g,1}, d_{g,2}, k_{g,1}, k_{g,2} \right)^T \neq \text{const.}$$

wobei ebenfalls der globale Wertebereich (4.2) angenommen wird. Dieses Experiment entspricht dem in dieser Arbeit betrachteten Szenario eines Flugzeugs mit veränderlichen Tankmassen. Sowohl das Entleeren der Tanks durch den Verbrauch der Triebwerke als auch das Umpumpen von Treibstoff zu Trimmzwecken oder das Ablassen von Kraftstoff in Notsituationen erfolgt nicht schlagartig oder als Sprung wie für das Simulationsexperiment in Abschnitt 4.5.1 angenommen sondern kontinuierlich. Die Parameterveränderungen können dabei aber mit unterschiedlichen Geschwindigkeiten auftreten und sowohl ein negatives, für eine Massenabnahme, als auch ein positives Vorzeichen, bei einer Massenzunahme besitzen.

Zu jedem Zeitpunkt der Simulation muss der Supervisor den Detektionssektor detektieren in dem der aktuelle Betriebspunkt der Strecke liegt und den für diesen lokalen Entwurfsbereich speziell ausgelegten lokalen Regler auf die Strecke aufschalten. Überschreitet die Regelstrecke die Grenze eines Detektionssektors (siehe Abbildung 4.11) muss der Supervisor den neuen Nominalbetriebspunkt detektieren und das Stellsignal umschalten.

Dieser Abschnitt präsentiert Simulationsexperimente mit unterschiedlichen Trajektorien des Streckenbetriebspunkts im globalen Betriebsbereich.

Simulation mit spiralförmiger Betriebspunkttrajektorie

Die in diesem Simulationsexperiment für den Streckenbetriebspunkt spezifizierte Trajektorie durchläuft jeden der neun Detektionssektoren (siehe Abbildung 4.11) kontinuierlich. Als Anregung in diesem Experiment dient ebenfalls der in Abbildung 4.26 dargestellte Verlauf der Führungsgröße u_F . Das System wird nur durch die Führungsgröße u_F erregt. Für die Störung wird $f_{d_g}(t) = 0 = \text{const.}$ angenommen.

In der Simulation von $t_0 = 0$ s bis $t_{end} = 300$ s gilt dabei für die zeitlich veränderlichen Parameter

$$\begin{aligned} m_{g,1}^{(i^*)}(t) &= 1.1 (\tau \cos(\tau)) + 11 \quad [\text{kg}] \\ m_{g,2}^{(i^*)}(t) &= 0.9 (\tau \sin(\tau)) + 11 \quad [\text{kg}] \quad \text{mit } \tau = [0 \ 12] \quad . \end{aligned}$$

Abbildung 4.35 zeigt den spezifizierten Verlauf der Systemparameter $m_{g,1}^{(i^*)}(t)$ und $m_{g,2}^{(i^*)}(t)$. Dieser Verlauf der Massenparameter entspricht einer spiralförmigen Trajektorie des Betriebspunkts der Strecke in dem globalen Betriebsbereich des LPV ZMS (siehe Abbildung 4.38). Die Spiraltrajektorie wird in 300 s durchlaufen und schneidet alle neun Detektionssektoren.

Die Abbildungen 4.36, 4.37, 4.38, 4.39 und 4.40 zeigen die Simulationsergebnisse für eine Aufschaltung des fehlerdetektionsbasierten MMAC auf das ZMS dessen Betriebspunkt die in 4.38 dargestellte spiralförmige Trajektorie durchläuft.

Abbildung 4.36 zeigt die Verläufe der jeweils für die Veränderung einer Masse sensitiven normierten Residuen. Auf eine Darstellung der aus den normierten Residuen berechneten verbesserten Residuen wird in diesem Abschnitt verzichtet da deren Funktion bereits in Abschnitt 4.5.1 deutlich gemacht wurde. Im Gegensatz zu dem in Abschnitt 4.5.1 beschriebenen Simulationsexperiment liegt keiner der Filterentwurfspunkte exakt auf der Trajektorie des Betriebspunkts. Damit nimmt die Amplitude keines der Residuen den Wert null an. Vielmehr zeigen die normierten Residuen

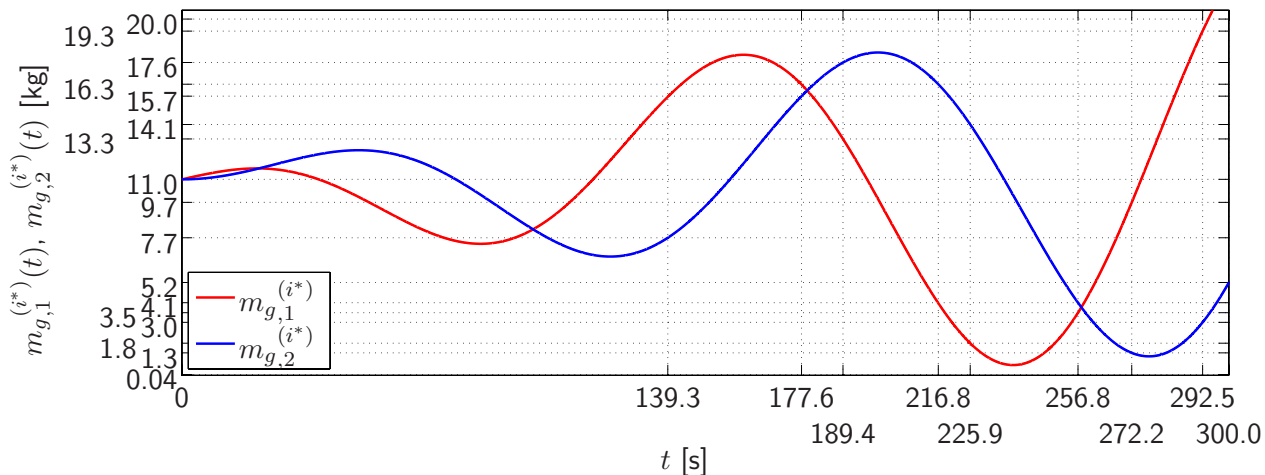


Abbildung 4.35: Verlauf der Massenparameter $m_{g,1}^{(i^*)}(t)$, $m_{g,2}^{(i^*)}(t)$ des LPV Streckenmodells für eine spiralförmige Betriebspunkttrajektorie

Die Umschaltung der lokalen Regler erfolgt an den Schaltzeitpunkten $t_{s_1} = 139.3$ s, $t_{s_2} = 177.6$ s, $t_{s_3} = 189.4$ s, $t_{s_4} = 216.8$ s, $t_{s_5} = 225.9$ s, $t_{s_6} = 256.8$ s, $t_{s_7} = 272.2$ s, $t_{s_8} = 292.5$ s, $t_{s_9} = 300.0$ s.

mit der jeweils kleinsten Amplitude innerhalb der beiden Residuensätze den nächstgelegenen Nominalbetriebspunkt an. Die Übereinstimmung des Betriebspunkts der Strecke mit einem Filterentwurfspunkt oder Nominalbetriebspunkt kann und darf für den Betrieb des fehlerdetektionsbasierten MMAC nicht vorausgesetzt werden. Die Detektion des dem Betriebspunkt der Strecke nächstgelegenen Nominalbetriebspunkts ist daher eine wesentliche Fähigkeit des Supervisors und für den Betrieb des fehlerdetektionsbasierten MMAC essentiell und stellt einen Kernbeitrag der vorliegenden Arbeit dar.

Abbildung 4.37 zeigt das Signal $i_{det}(t)$ des durch die Auswertung der in Abbildung 4.36 dargestellten Residuen detektierten Nominalbetriebspunkts sowie die Steuersignale zur Reglerumschaltung. In diesem Simulationsexperiment wird jeder der neun lokalen Regler einmal auf die Strecke umgeschaltet. Die Abbildung zeigt Detektionsvorgänge mit zum Teil starkem chattering. Die vor einer Umschaltung einzuhaltende Wartezeit $T_{wait} = 1$ s zeigt sich auch in diesem Experiment als sehr wirksames Mittel, um ein Schaltsignal $g_2(t)$ ohne chattering zu erzeugen.

Abbildung 4.38 zeigt die spiralförmige Spur des Betriebspunkts des ZMS im globalen Betriebsbereich. Die Einfärbung der Spur des Betriebspunkts kodiert den zu dem jeweiligen Streckenbetriebspunkt als nächstgelegenen detektierten Nominalbetriebspunkt. Zur Bewertung des Parameterabstands sind Isoabstandslinien um die einzelnen Nominalbetriebspunkte eingezeichnet. Die Abbildung zeigt für die meisten Schaltvorgänge eine sehr gute Übereinstimmung der Schaltzeitpunkte, Sprung in Signal $g_2(t)$ mit den Zeitpunkten an denen der Betriebszustand des ZMS die Grenzen der Detektionssektoren überschreitet. Das Signal $i_{det}(t)$ zeigt dass die Detektion des neuen Nominalbetriebspunkts exakt an den Sektorengrenzen erfolgt. Durch die Wartezeit oder chattering wird jedoch für manche Schaltvorgänge der Schaltzeitpunkt etwas verzögert. Dabei hängt der Schaltverzug von der Geschwindigkeit des Betriebspunkts und damit von der Rate der Änderung der Streckenparameter ab². Diese Verzögerung und damit das leicht verspätete Umschalten der lokalen Regler wird in der Reglerauslegung durch die weiche Teilung des globalen Betriebsbereichs mit überlappenden lokalen Entwurfsbereichen berücksichtigt. Für die Überlappungsbereiche an den Grenzen der Detektionssektoren sind jeweils zwei lokale Regler spezifisch entworfen. Zu den Schaltzeitpunkten t_{s_7} und t_{s_8} zeigt Abbildung 4.38 eine starke Schaltverzögerung infolge chattering (siehe Abbildung 4.37).

²Die Abhängigkeit der Detektion von der Rate der Parameterveränderungen wird im folgenden Abschnitt genauer untersucht.

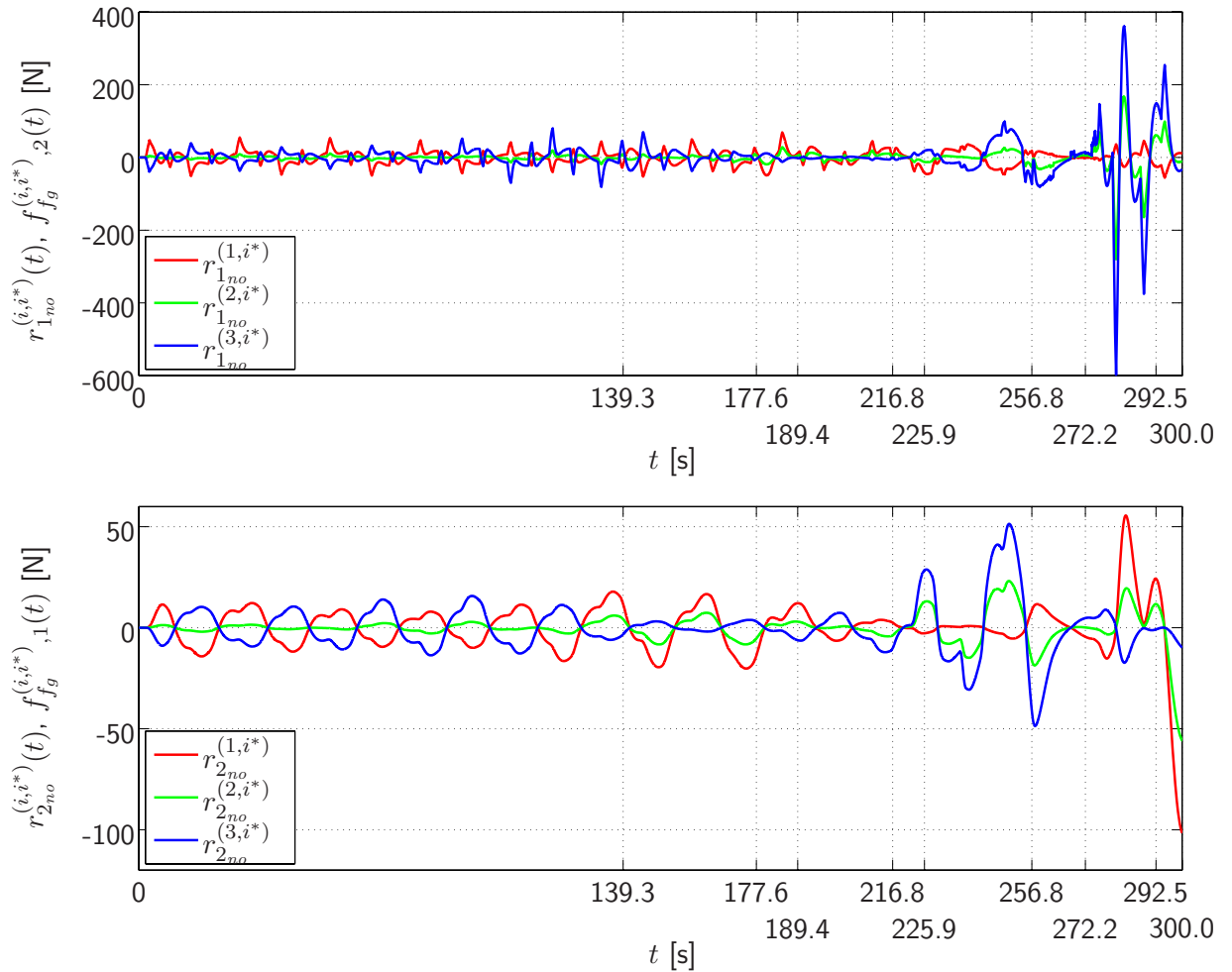


Abbildung 4.36: An den Filterentwurfspunkten berechnete normierte Residuen bei einer spiralförmigen Trajektorie des Betriebspunkts

Residuen sensitiv für Änderungen der Masse $m_{g,2}$ (oben). Residuen sensitiv für Änderungen der Masse $m_{g,1}$ (unten).

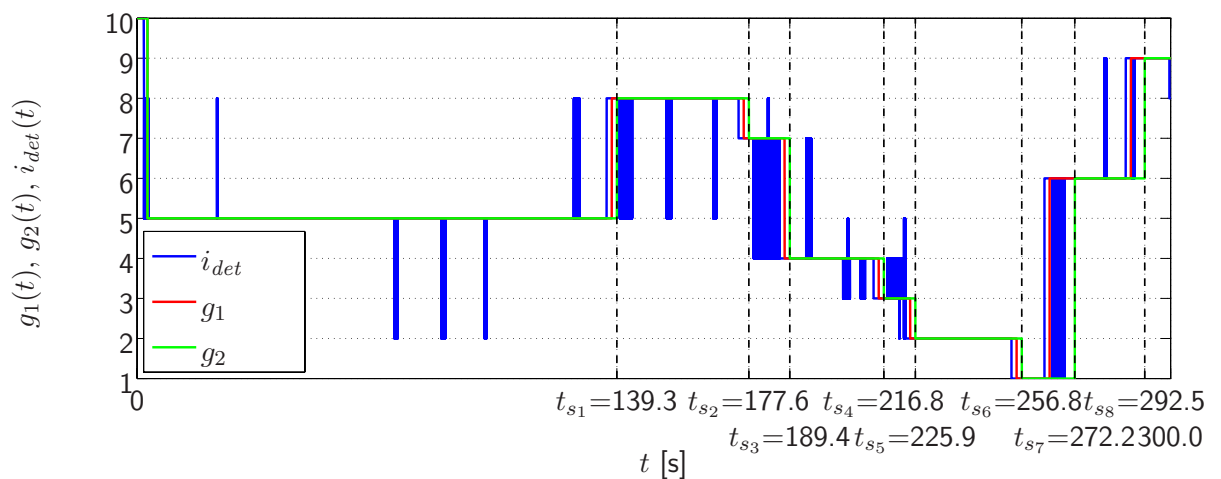


Abbildung 4.37: Detektierter Nominalbetriebspunkt $i_{det}(t)$ sowie Schaltsignale $g_1(t)$ und $g_2(t)$ bei einer spiralförmiger Betriebspunkttrajektorie

Abbildung 4.39 zeigt die Beschleunigungen der beiden Körper. An beiden Körpern ist bei Auf-

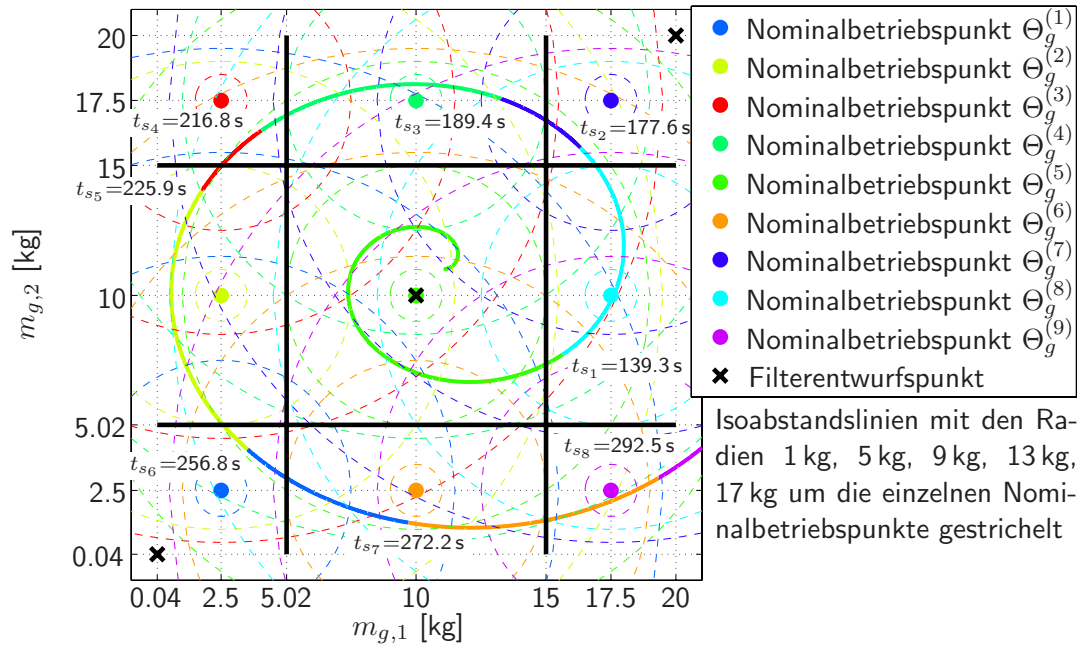


Abbildung 4.38: Spiralförmige Spur des Systembetriebspunkts im globalen Betriebsbereich

schaltung des fehlerdetektionsbasierten MMAC eine gegenüber dem global robusten Regler über das gesamte Simulationsexperiment deutlich erhöhte Dämpfung erkennbar. Vor allem im Bereich von Streckenbetriebspunkten mit einem großen Unterschied der Massen $m_{g,1}$ und $m_{g,2}$ der beiden Körper zeigt der MMAC eine sehr gute Leistung. So im Bereich zwischen $t_{s_3} = 189.4$ s und $t_{s_6} = 256.8$ s mit einer hohen Masse $m_{g,2}$ des Körpers 2 dem Angriffspunkt der Stellgröße und einer geringen Masse $m_{g,1}$. Sowie an dem Schaltzeitpunkt $t_{s_7} = 272.2$ s mit einer geringen Masse $m_{g,2}$ und einer hohen Masse $m_{g,1}$.

Abbildung 4.40 zeigt die Stellsignale des global robusten Reglers sowie des fehlerdetektionsbasierten MMAC. Das Stellsignal des fehlerdetektionsbasierten MMAC weist auch in diesem Simulationsexperiment an den Schaltzeitpunkten weder Sprünge noch Knicke auf. Die Abbildung zeigt vor allem in den Zeitbereichen mit einer gegenüber dem global robusten Regler sehr erhöhten Leistung auch eine stark erhöhte Stellaktivität des MMAC.

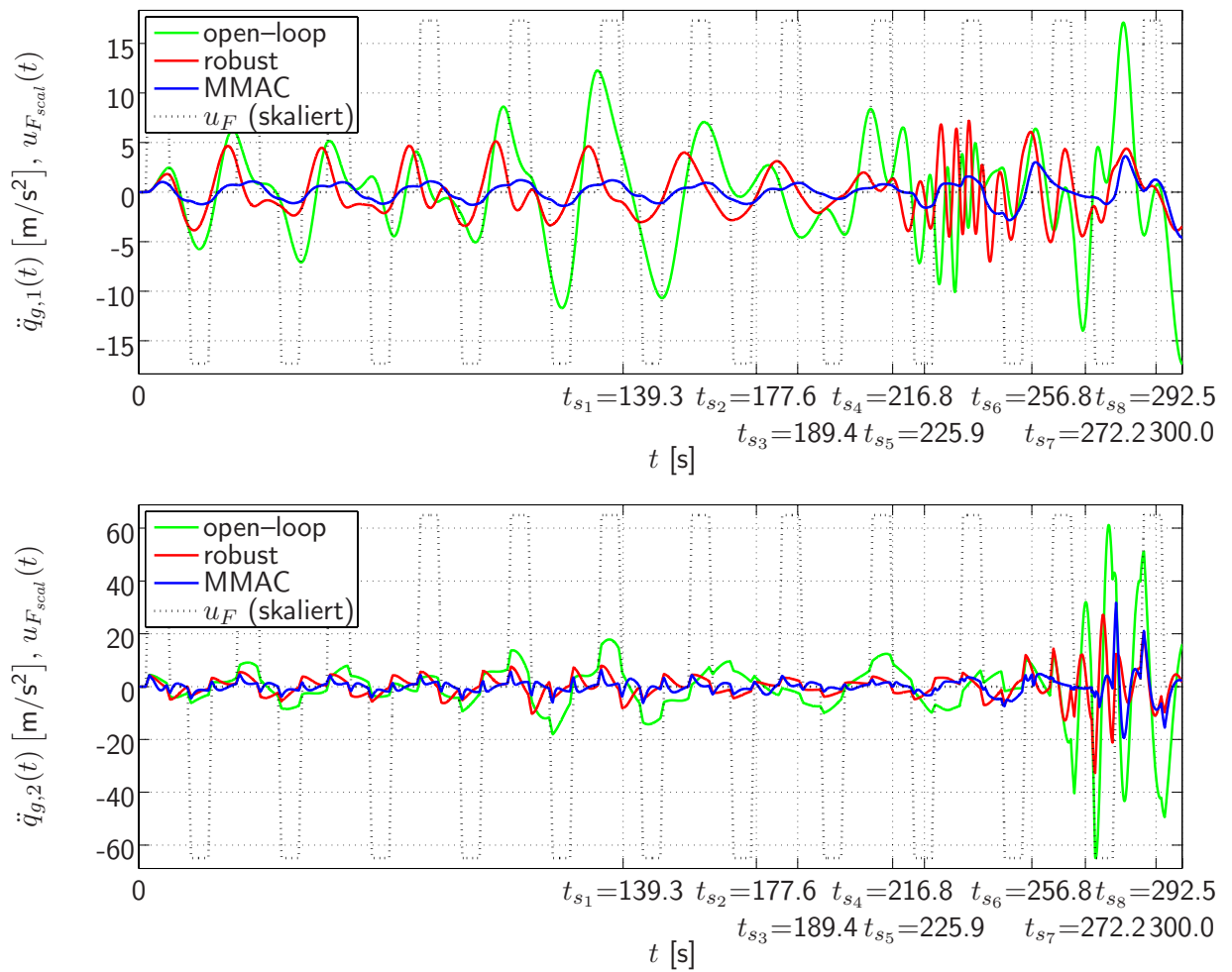


Abbildung 4.39: Verlauf der Beschleunigungen $\ddot{q}_{g,1}(t)$ und $\ddot{q}_{g,2}(t)$ bei einer spiralförmigen Trajektorie des Betriebspunkts der Strecke

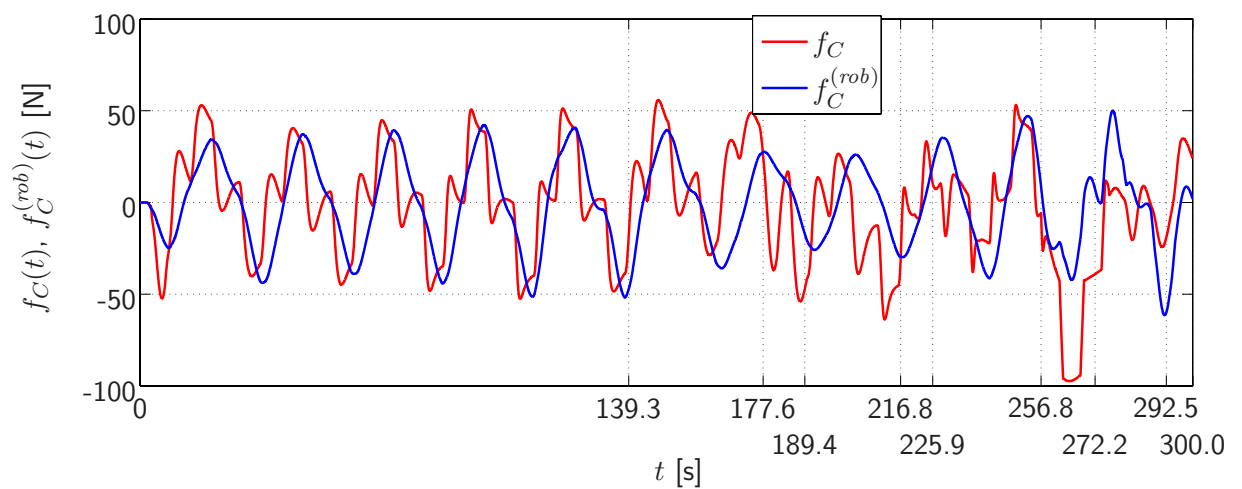


Abbildung 4.40: Globales Stellsignal f_C des fehlerdetektionsbasierten MMAC sowie Stellsignal $f_C^{(rob)}$ des global robusten Reglers bei einer spiralförmigen Trajektorie des Betriebspunkts der Strecke

Simulationen mit kontinuierlich abnehmenden Massen

Die beiden Simulationsstudien in diesem Abschnitt dienen dazu den Einfluss der Rate der Massenänderungen sowie der Intensität der Anregung auf die Funktion des fehlerdetektionsbasierten MMAC zu untersuchen und die mit diesen beiden Faktoren verbundenen Grenzen des Reglerkonzepts aufzuzeigen.

In den im Folgenden vorgestellten Simulationsexperimenten werden kontinuierlich abnehmende Massen $m_{g,1}$ und $m_{g,2}$ vorausgesetzt. Dieses Verhalten kommt dem Szenario der aktiven Strukturdämpfung eines Verkehrsflugzeugs mit veränderlichen Tankmassen nahe. So werden die Flügeltanks während des Reiseflugs kontinuierlich geleert (siehe Orme [198]).

In diesem Abschnitt wird die Leistung des fehlerdetektionsbasierten MMAC in Abhängigkeit der Rate der Parameterveränderungen sowie der Intensität der Anregung des Systems untersucht. Die übrigen Parameter des fehlerdetektionsbasierten MMAC wie die Wartezeit T_{wait} , Überblendzeit T_{fade} sowie die Parameter α , β und λ zur Berechnung der Leistungsindices die entscheidend die Sensitivität der Detektion beeinflussen bleiben konstant.

Für beide Untersuchungen wird eine Trajektorie mit einer kontinuierlichen Abnahme der Massen definiert. Es gilt dabei für die zeitlich veränderlichen Parameter in unterschiedlichen Zeitintervallen

$$\begin{aligned}
 m_{g,1}^{(i^*)}(t) &= m_{g,2}^{(i^*)}(t) = 20 \text{ kg} && \text{für } t < 15 \text{ s} \\
 m_{g,1}^{(i^*)}(t) &= 20 \text{ kg} - \Delta m_{g,1} t && \text{für } 15 \text{ s} < t < t_1 \\
 m_{g,2}^{(i^*)}(t) &= 20 \text{ kg} - \Delta m_{g,2} t && \text{für } 15 \text{ s} < t < t_2 \\
 m_{g,1}^{(i^*)}(t) &= 0.04 \text{ kg} && \text{für } t_1 < t < t_{end} \\
 m_{g,2}^{(i^*)}(t) &= 12 \text{ kg} && \text{für } t_2 < t < t_{end} .
 \end{aligned} \tag{4.20}$$

Tabelle 4.11 zeigt die untersuchten Raten $\Delta m_{g,1}$ und $\Delta m_{g,2}$ der Parameterveränderung. Abbildung

		Experiment			
		1	2	3	4
$\Delta m_{g,1}$ [kg/s]		0.1	0.5	1.0	2.0
$\Delta m_{g,2}$ [kg/s]		0.1	0.5	1.0	2.0

Tabelle 4.11: Raten der Parameterveränderungen

4.41 zeigt den spezifizierten Verlauf der Systemparameter $m_{g,1}^{(i^*)}(t)$ und $m_{g,2}^{(i^*)}(t)$ für die unterschiedlichen Raten aus Tabelle 4.11. Mit den spezifizierten Anfangs- und Endmassen ergeben sich für die unterschiedlichen Experimente die Simulationszeiten $t_{end} = 39.98 \text{ s}$, $t_{end} = 49.96 \text{ s}$, $t_{end} = 69.92 \text{ s}$ und $t_{end} = 229.6 \text{ s}$.

Die Abbildungen 4.42, 4.43, 4.44 und 4.45 zeigen die Ergebnisse der fehlerdetektionsbasierten MMA aktiven Regelung des ZMS im Vergleich zu einem für den gesamten Betriebsbereich robust ausgelegten Regler bei einer zeitabhängigen Variation des Streckenbetriebspunkts ohne Störeinwirkung $f_{dg}(t) = 0$ für die in Tabelle 4.11 angegebenen unterschiedlichen Raten der Massendegression. Als Anregung dient der in Abbildung 4.26 dargestellte Verlauf der Führungsgröße u_F .

Abbildung 4.42 zeigt jeweils die stückweise konstanten, diskreten Signale $i_{det}(t)$, $g_1(t)$ und $g_2(t)$. Abbildung 4.43 zeigt die Spur der Betriebspunkte der Strecke im globalen Betriebsbereich sowie den für jeden Streckenbetriebspunkt detektierten Nominalbetriebspunkt für die einzelnen Simulationsexperimente. Für die Massendegression $\Delta m_{g,1} = \Delta m_{g,2} = 0.1 \text{ [kg/s]}$ sowie $\Delta m_{g,1} = \Delta m_{g,2} = 0.5 \text{ [kg/s]}$ zeigt Abbildung 4.42 Detektionen unter Wirkung von chattering das durch die Wartezeit T_{wait} jedoch erfolgreich unterdrückt wird. Abbildung 4.43 zeigt für diese Massenraten fehlerfreie Detektionen die exakt den Grenzen der Detektionssektoren folgen. Für die Rate $\Delta m_{g,1} = \Delta m_{g,2} = 0.5$

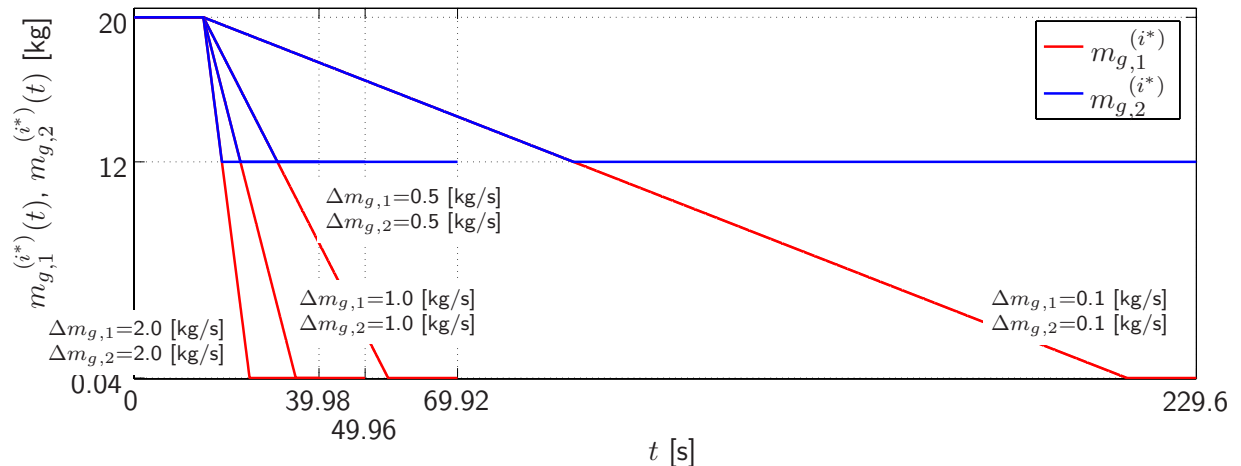


Abbildung 4.41: Verlauf der Massenparameter $m_{g,1}^{(i^*)}(t)$, $m_{g,2}^{(i^*)}(t)$ des LPV Streckenmodells mit unterschiedlichen Raten der Massenabnahme

[kg/s] ist lediglich eine leichte Verzögerung der Detektion des Nominalbetriebspunkts $\Theta_g^{(5)}$ erkennbar. Für die Massenabnahme von $\Delta m_{g,1} = \Delta m_{g,2} = 1.0$ [kg/s] hingegen kommt es bei $t = 21.2$ s mit der Detektion von Nominalbetriebspunkt $\Theta_g^{(4)}$ zu einer Fehldetektion. Die Umschaltung des am Nominalbetriebspunkt $\Theta_g^{(4)}$ synthetisierten und im zugehörigen lokalen Betriebsbereich robust ausgelegten Reglers auf die Strecke an einem Betriebspunkt innerhalb des zum Nominalbetriebspunkt $\Theta_g^{(5)}$ gehörenden lokalen Betriebsbereich führt nach Tabelle 4.5 jedoch zu keinem instabilen System.

Bei weiter zunehmenden Degressionsraten treten dann wie für $\Delta m_{g,1} = \Delta m_{g,2} = 2.0$ [kg/s] erkennbar Fehldetektion und sehr starke Verzögerungen der Schaltungen gleichzeitig auf. Das chattering hingegen nimmt wie aus Abbildung 4.42 ersichtlich mit zunehmender Rate der Massenabnahme ab.

Die Abbildungen 4.44 und 4.45 zeigen die Verläufe der Beschleunigungen $\ddot{q}_{g,1}(t)$ und $\ddot{q}_{g,2}(t)$ sowohl bei aufgeschaltetem fehlerdetektionsbasierten MMAC als auch bei Umschaltung des global robusten Reglers für die unterschiedlichen Massendegressionen. Der fehlerdetektionsbasierte MMAC zeigt trotz der bei einer Massenabnahme von $\Delta m_{g,1} = \Delta m_{g,2} = 1.0$ [kg/s] sowie $\Delta m_{g,1} = \Delta m_{g,2} = 2.0$ [kg/s] aufgetretenen Fehldetektion im Vergleich zu dem für den gesamten Arbeitsbereich ausgelegten global robusten Regler über die gesamte Simulationsdauer hinweg eine bessere Leistung mit deutlich reduzierten Amplituden der Beschleunigung $\ddot{q}_{g,1}$. Für $\ddot{q}_{g,2}$ der Beschleunigung an Körper 2 dem Angriffspunkt der Anregung und der Stellgröße zeigt Abbildung 4.45 jedoch für die Degressionsraten $\Delta m_{g,1} = \Delta m_{g,2} = 0.5$ [kg/s], $\Delta m_{g,1} = \Delta m_{g,2} = 1.0$ [kg/s] und $\Delta m_{g,1} = \Delta m_{g,2} = 2.0$ [kg/s] eine stark verschlechterte Dämpfungsleistung des MMAC. Diese ist auf eine erhöhte Stellaktivität infolge verzögerter Schaltpunkte und Fehldetektionen zurückzuführen.

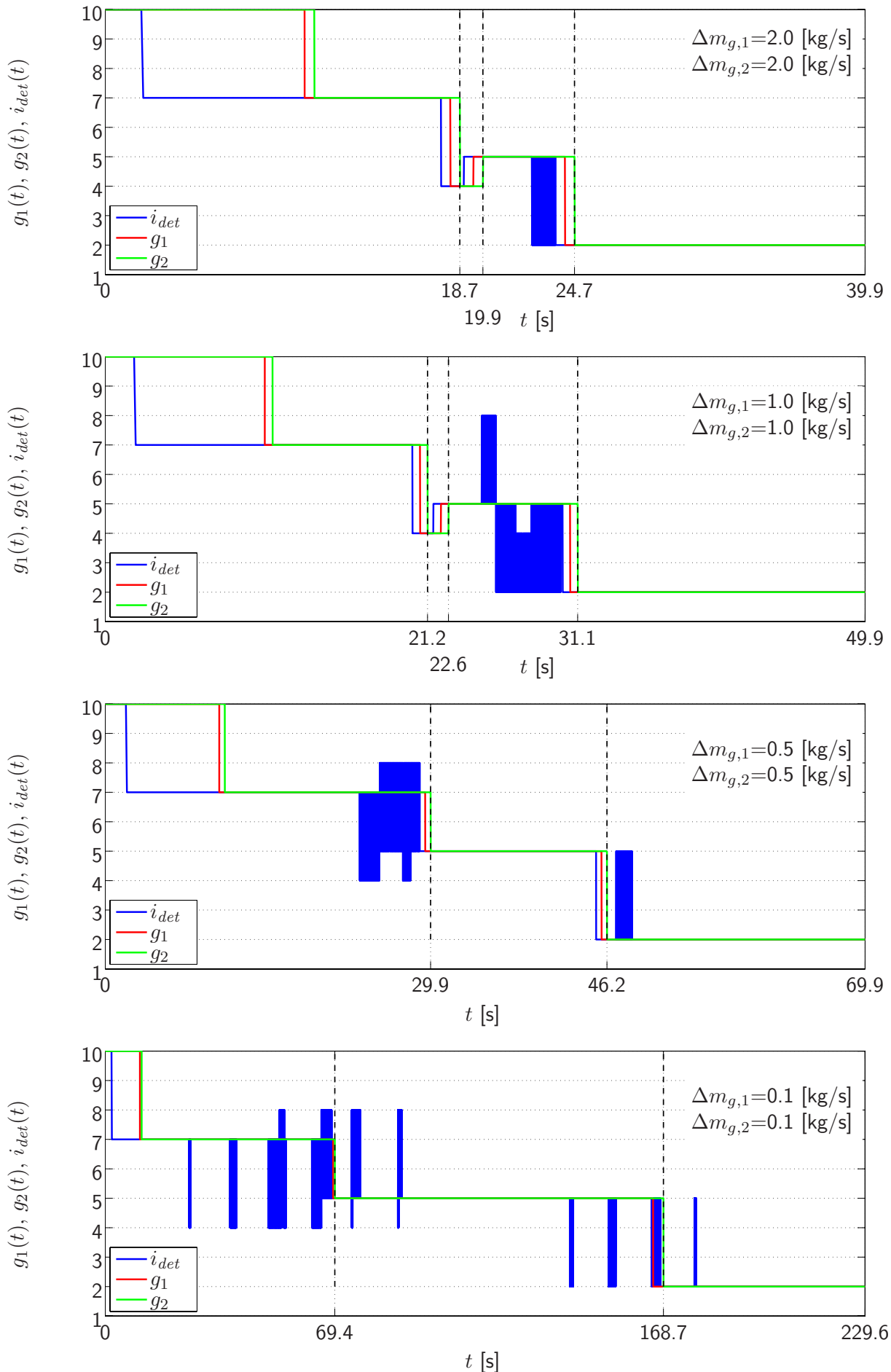


Abbildung 4.42: Detektierter Nominalbetriebspunkt $i_{det}(t)$ sowie Schaltsignale $g_1(t)$ und $g_2(t)$ für unterschiedliche Raten der Massenabnahme

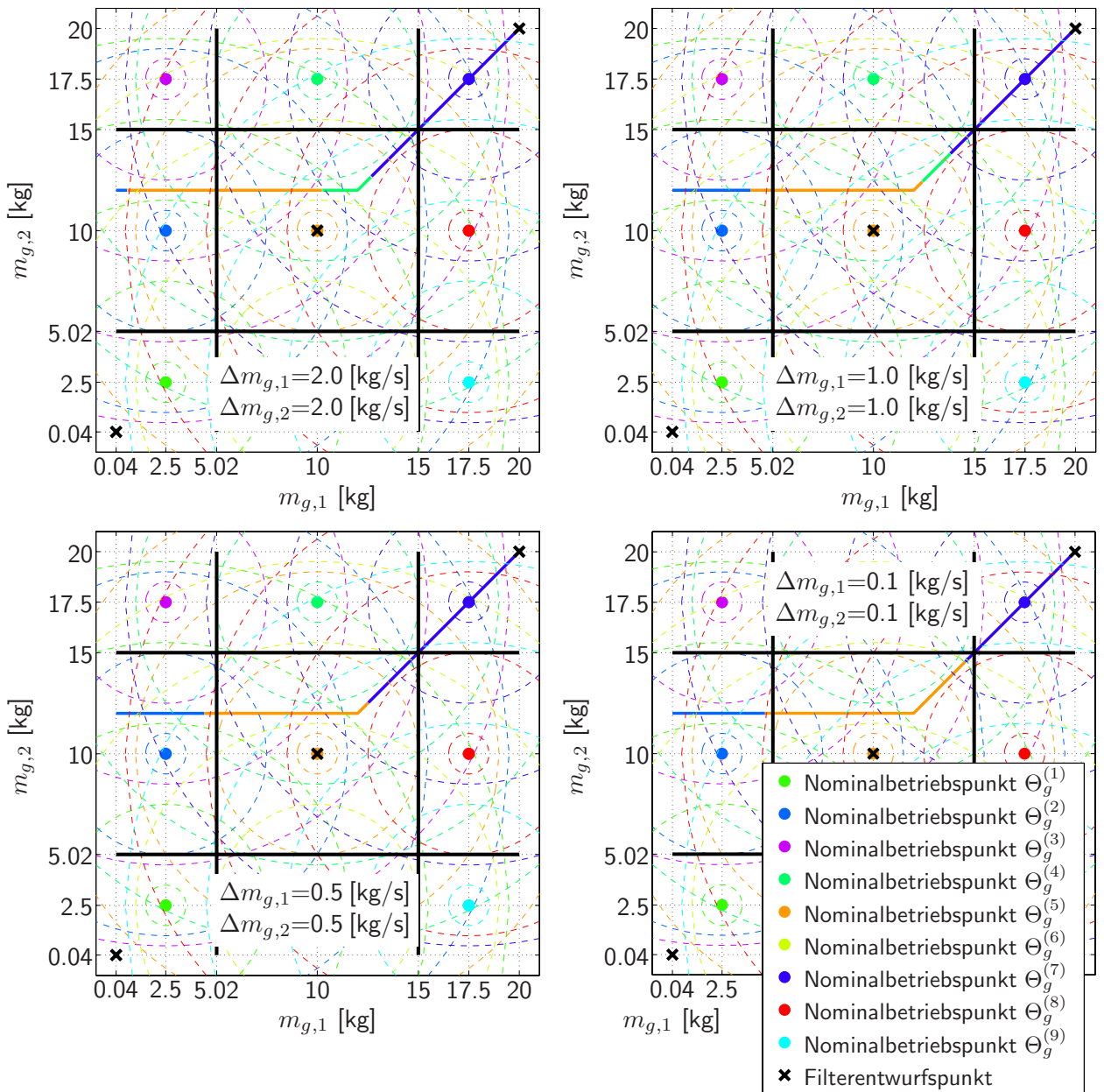


Abbildung 4.43: Spur des Systems im globalen Betriebsbereich für unterschiedliche Raten der Massenabnahme

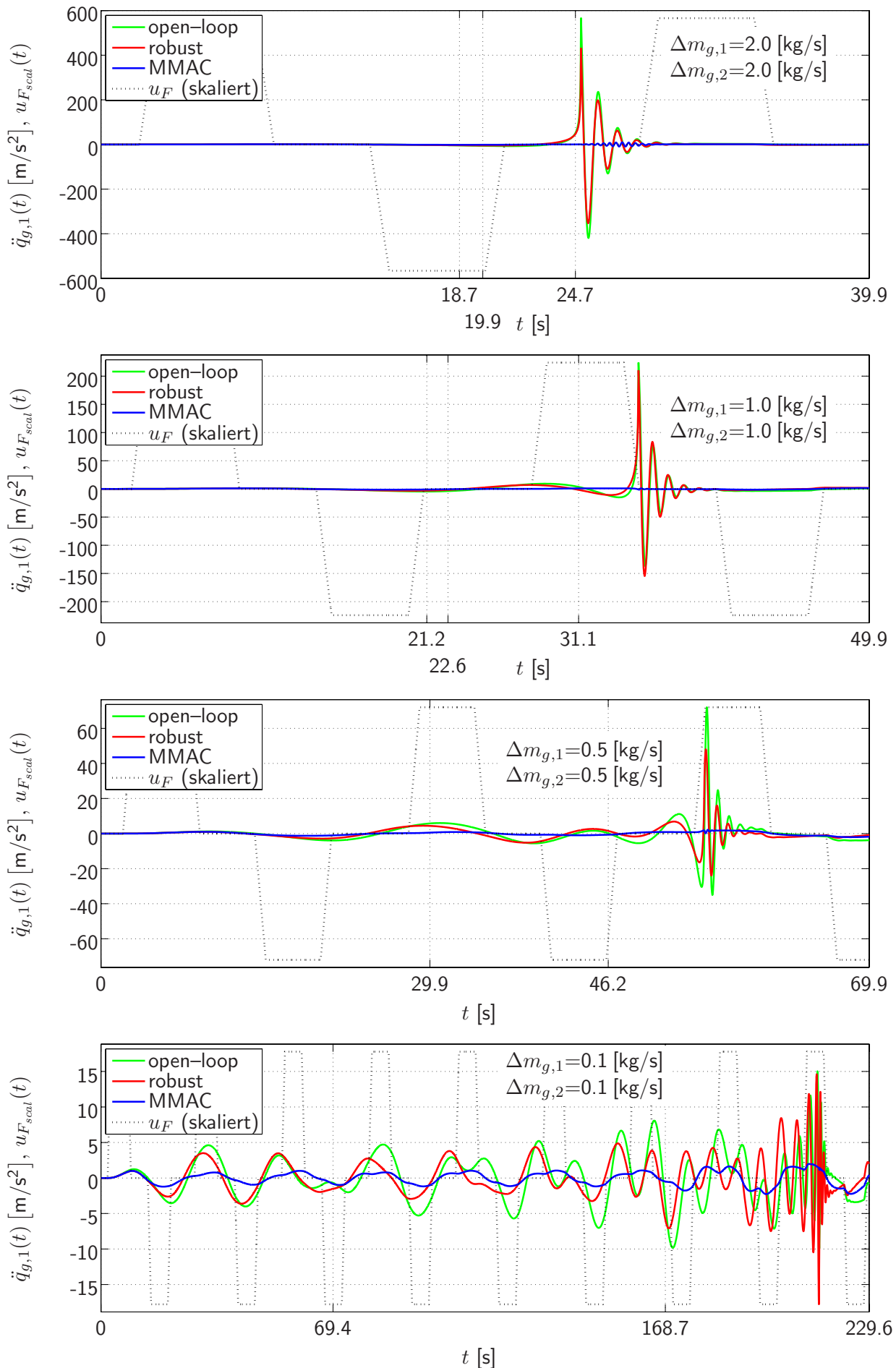


Abbildung 4.44: Verlauf der Beschleunigungen $\ddot{q}_{g,1}(t)$ bei zeitlich variablen Massen $m_{g,1}(t)$ und $m_{g,2}(t)$ mit unterschiedlichen Raten der Massenabnahme

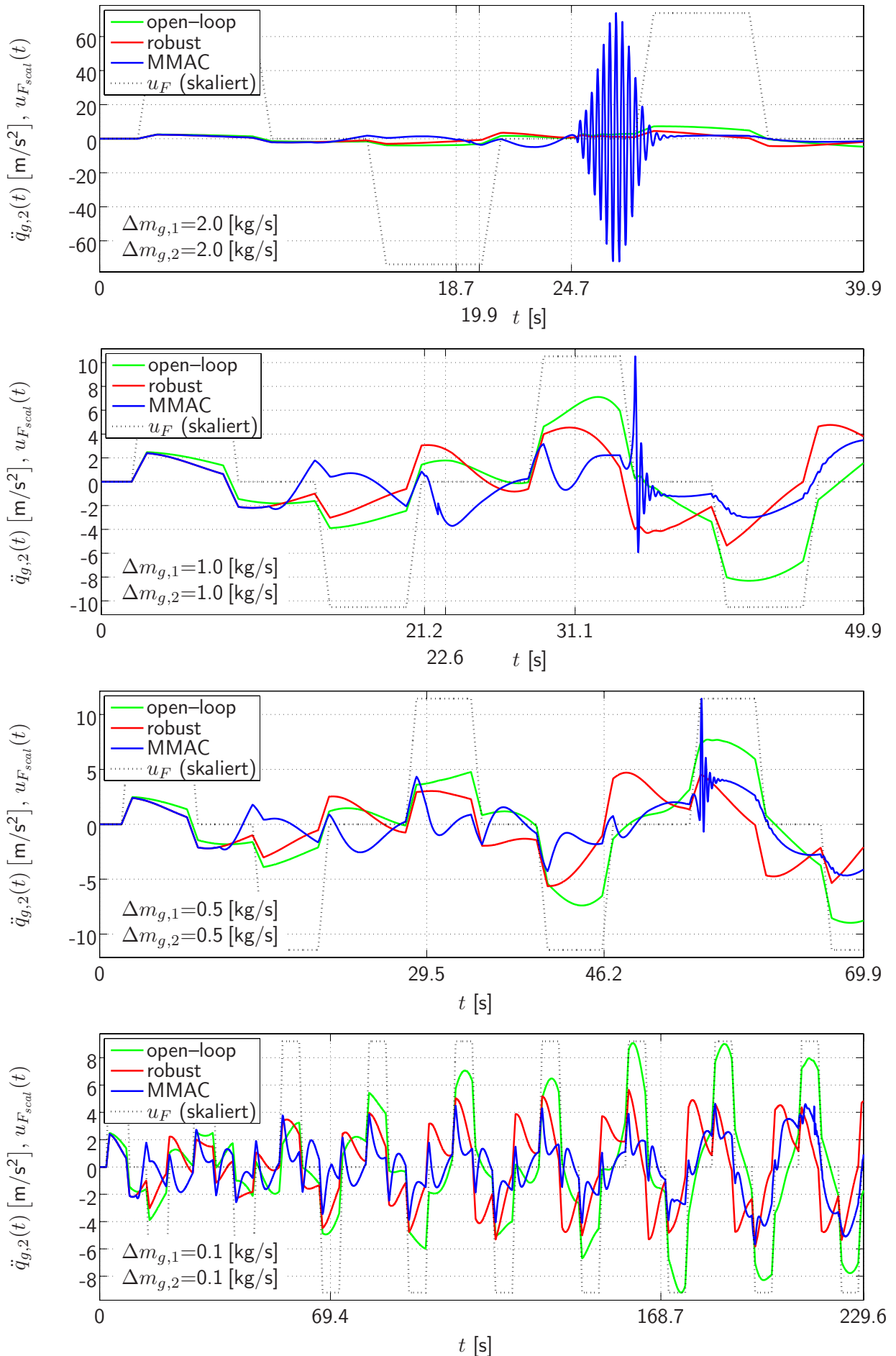


Abbildung 4.45: Verlauf der Beschleunigungen $\ddot{q}_{g,2}(t)$ bei zeitlich variablen Massen $m_{g,1}(t)$ und $m_{g,2}(t)$ mit unterschiedlichen Raten der Massenabnahme

In einer zweiten Studie wird nun bei gleichbleibender Massendegression die Intensität der Anregung variiert. Infolge der in Abschnitt 3.3.1 diskutierten schwachen Detektierbarkeit sind Unterschiede der Massenparameter bei Messung der Beschleunigung nur schwach detektierbar. Damit ist im (fast) stationären Zustand des ZMS keine exakte Detektion des Detektionssektors, in dem sich der Betriebspunkt der Regelstrecke befindet, zu erwarten. Für die aktive Strukturdämpfung eines Verkehrsflugzeugs ist die Situation einer geringen Intensität der Anregung vergleichbar mit einem Flug ohne oder nur geringen Steuereingaben beziehungsweise atmosphärischen Störungen. In dieser Untersuchung wird für die Betriebspunkttrajektorie (4.20) die Degression $\Delta m_{g,1} = \Delta m_{g,2} = 0.1$ angenommen. Für das in Abbildung 4.26 dargestellte Führungssignal wird nun die Impulslänge variiert. Tabelle 4.12 zeigt die in den einzelnen Simulationsexperimenten untersuchten Impulslängen. Die Abbildung 4.46 zeigt die Zeitverläufe der vier in dieser Studie untersuchten Anregungssignale.

Experiment				
	1	2	3	4
Impulslänge [s]	5.0	50.0	100.0	200.0

Tabelle 4.12: Impulslängen

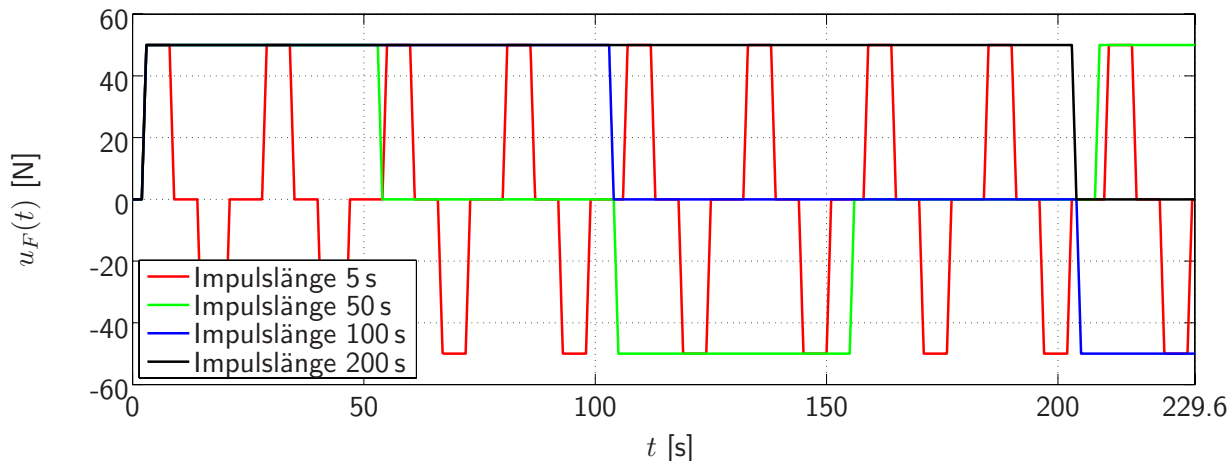


Abbildung 4.46: Verlauf der Anregung mit unterschiedliche Impulslängen

Die Abbildung 4.47 zeigt das Signal $i_{det}(t)$ der detektierten Nominalbetriebspunkte sowie die daraus berechneten Steuersignale $g_1(t)$ und $g_2(t)$ zur Umschaltung der lokalen Regler bei Beaufschlagung des ZMS mit den vier unterschiedlichen Anregungssignalen. Die Abbildung zeigt, dass mit Abnahme der Intensität der Anregung das chattering in der Detektion stark ansteigt. Bedingt durch das verstärkte chattering zeigt Abbildung 4.48 Ungenauigkeiten in der Detektion des Sektors in dem sich der Betriebspunkt des ZMS aktuell befindet. Für eine Impulslänge von 5 s folgt die Detektion noch exakt den Grenzen der Detektionssektoren. Für eine Impulslänge von 100 s ist dann eine erhebliche Verzögerung der Detektion zu erkennen. Bei einer Impulslänge von 200 s treten sogar Fehldetektionen auf. Der Nominalbetriebspunkt $\Theta_g^{(5)}$ wird dann nicht mehr detektiert. Die Aufschaltung des lokalen Reglers $C^{(7)}$ auf die Strecke in dem zum Nominalbetriebspunkt $\Theta_g^{(5)}$ gehörenden lokalen Betriebsbereich führt jedoch nach Tabelle 4.5 zu stabilen closed-loop Systemen.

Die Abbildungen 4.49 und 4.50 zeigen die Beschleunigungen an den beiden Körpern des ZMS für die unterschiedlichen Impulslängen. Im Gegensatz zu den Beobachtungen in der vorangegangenen Studie zeigen die Messungen trotz der Verschlechterung der Genauigkeit der Detektion mit der ansteigenden Impulslänge eine sehr gute, gegenüber dem global robusten Regler deutlich bessere, Leistung des fehlerdetektionsbasierten MMAC. Diese gute Leistung resultiert aus dem Zusammenhang, dass einerseits bei geringen gemessenen Beschleunigungen die Residuen zwar infolge schwach-

cher Detektierbarkeit kaum mehr Informationen hinsichtlich der Massenunterschiede tragen und damit die Detektion zunehmend ungenau wird. Aber andererseits die Regler bei Rückführung geringer Beschleunigungen auch nur eine geringe Wirkung auf das System besitzen. Aufgeschaltete Regler die nicht optimal für den aktuellen Betriebspunkt der Strecke ausgelegt sind verschlechtern damit die Reglerwirkung kaum.

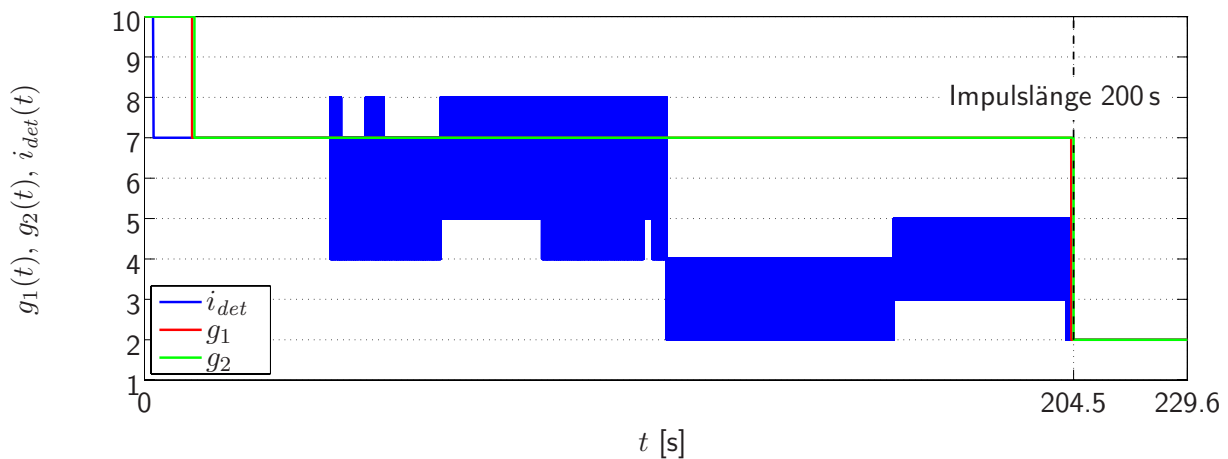
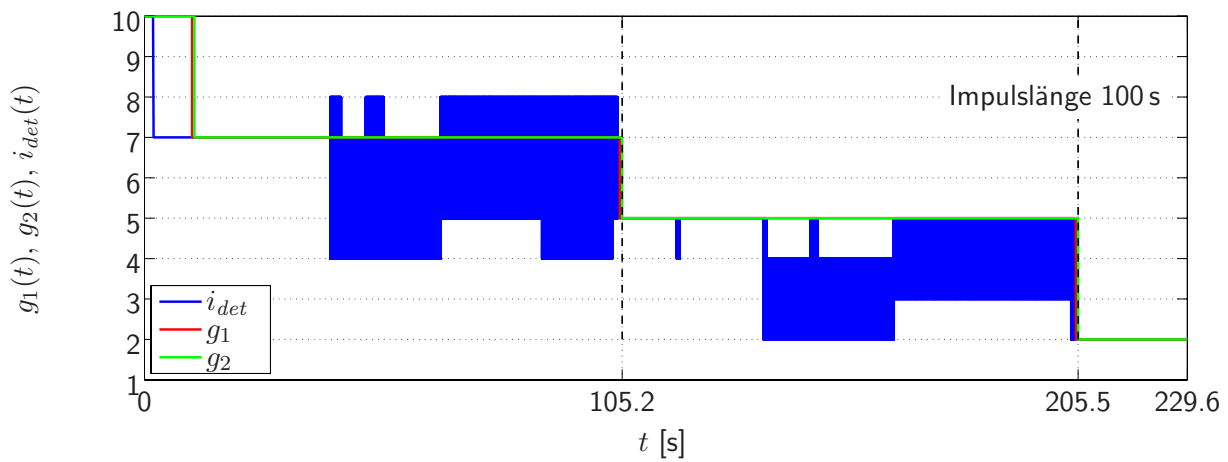
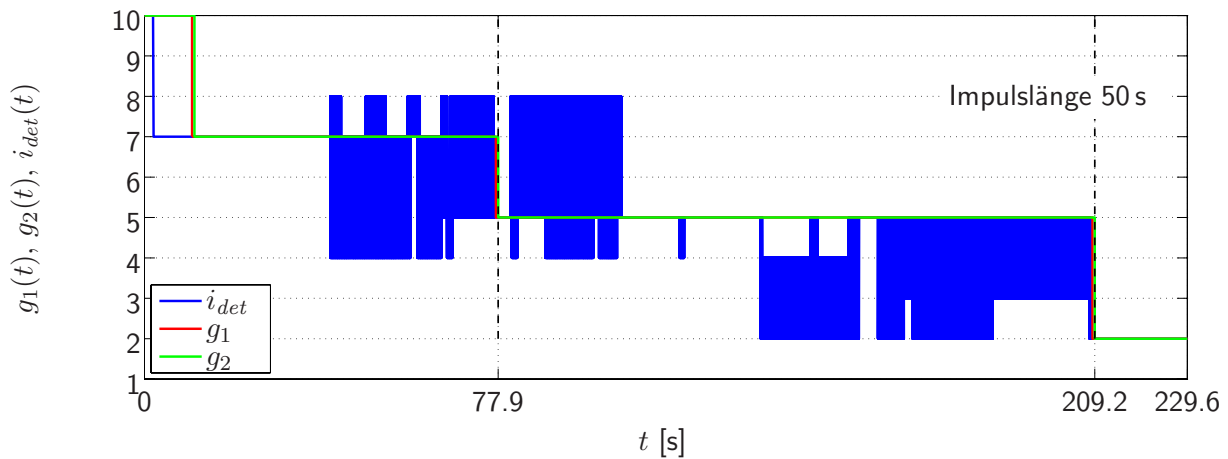
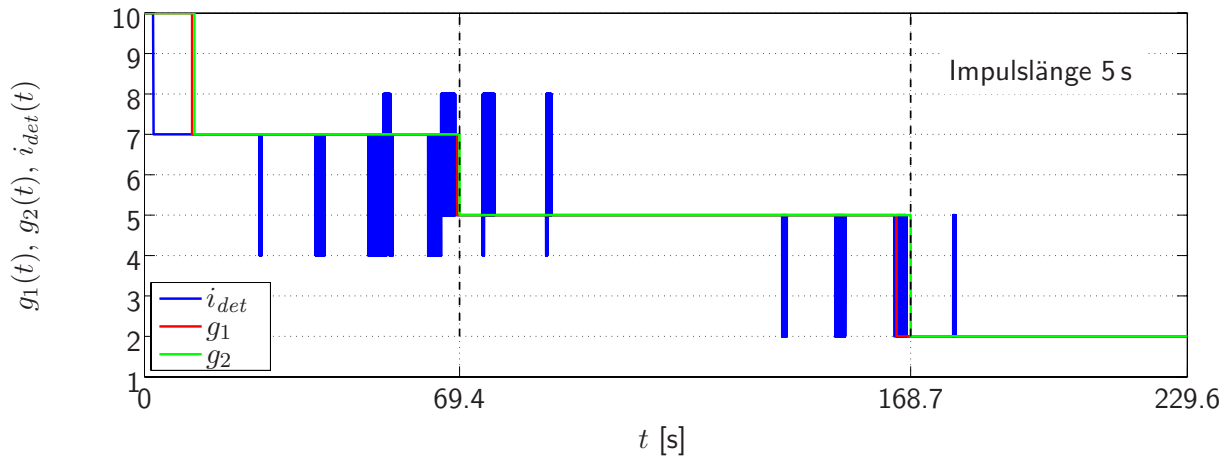


Abbildung 4.47: Detektierter Nominalbetriebspunkt $i_{det}(t)$ sowie Schaltsignale $g_1(t)$ und $g_2(t)$ für unterschiedliche Impulslängen der Anregung

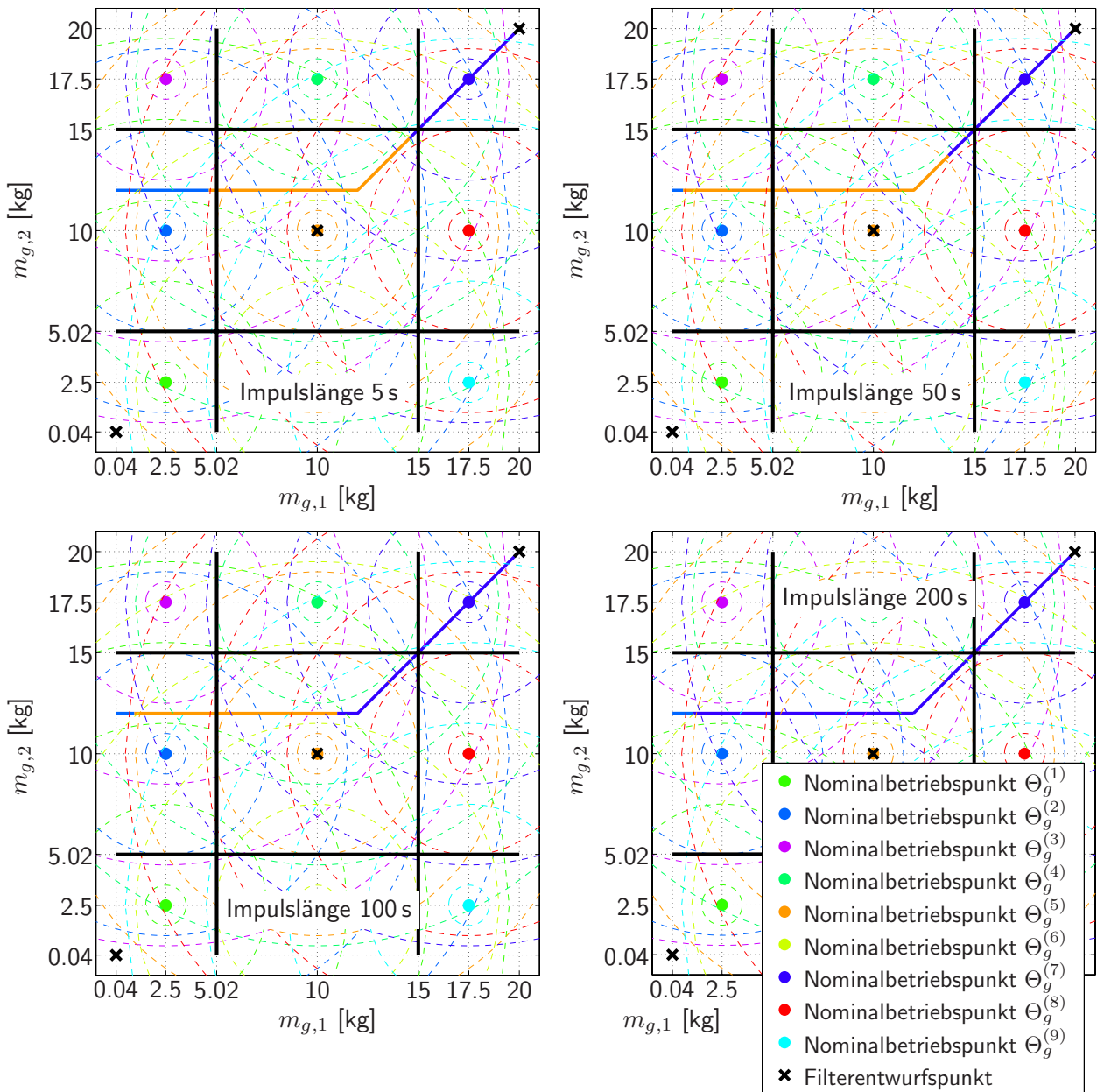


Abbildung 4.48: Spur des Systems sowie detektierte Nominalbetriebspunkte im globalen Betriebsbereich für unterschiedliche Impulslängen der Anregung

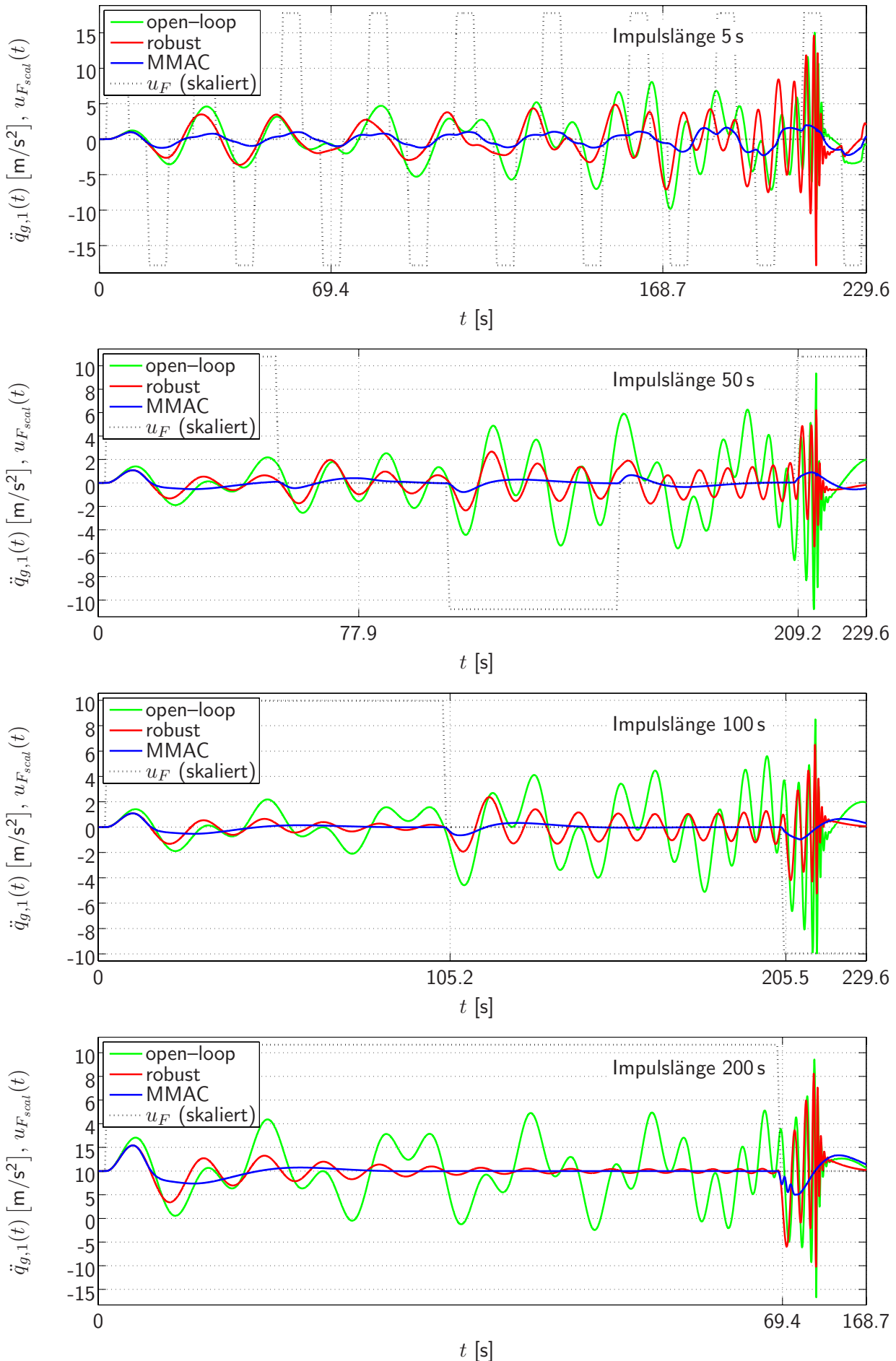


Abbildung 4.49: Verlauf der Beschleunigungen $\ddot{q}_{g,1}(t)$ bei zeitlich variablen Massen $m_{g,1}(t)$ und $m_{g,2}(t)$ mit unterschiedlichen Impulslängen der Anregung

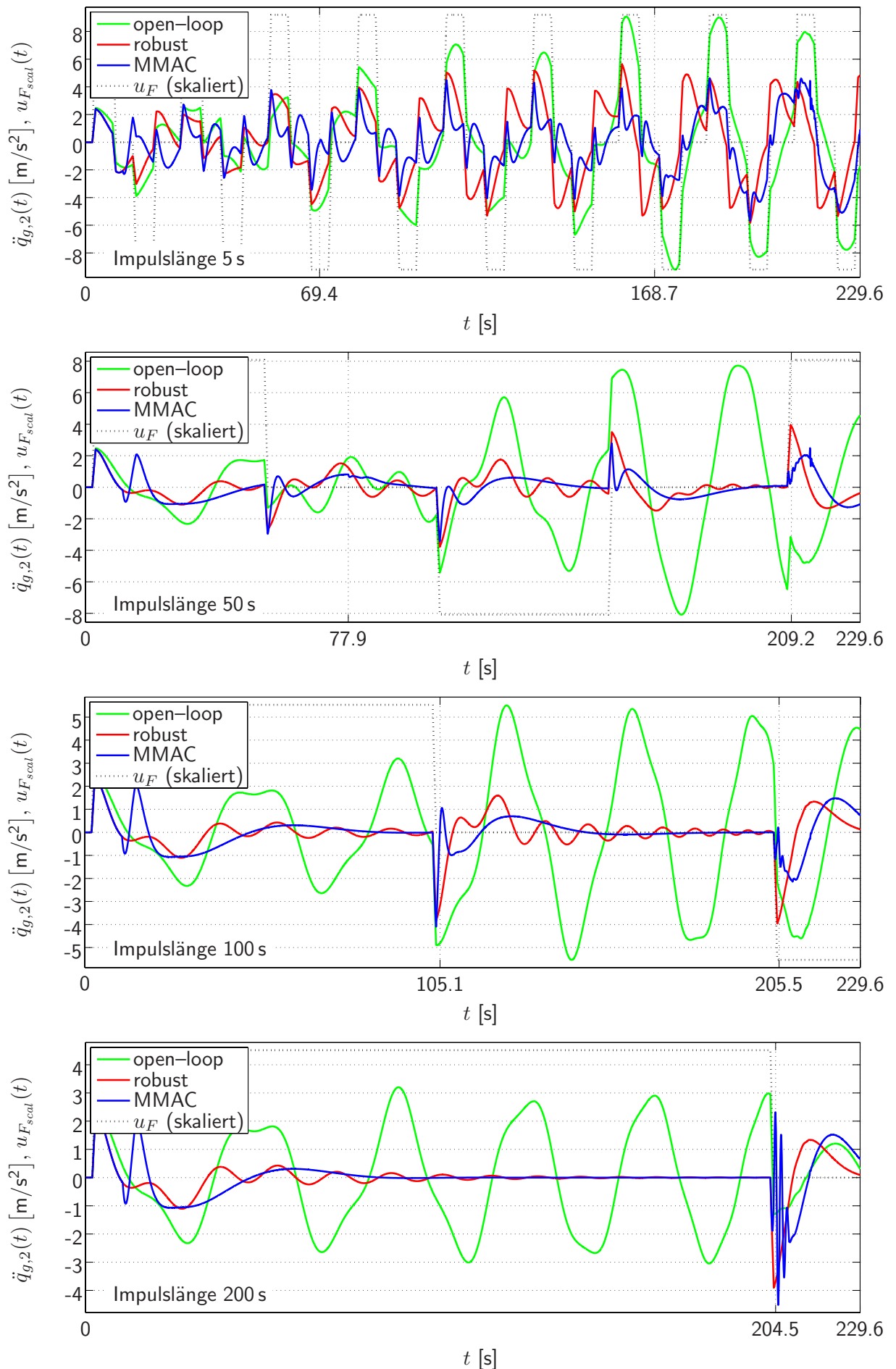


Abbildung 4.50: Verlauf der Beschleunigungen $\ddot{q}_{g,2}(t)$ bei zeitlich variablen Massen $m_{g,1}(t)$ und $m_{g,2}(t)$ mit unterschiedlichen Impulslängen der Anregung

4.6 Zusammenfassung, Diskussion und Schlussfolgerungen

Dieser Abschnitt präsentiert die Auslegung und die wirkungsvolle Anwendung des fehlerdetektionsbasierten MMAC zur aktiven Dämpfung eines speziellen ZMS mit zwei variablen Massen. Das einfach zu handhabende Simulationsbeispiel ermöglicht es, umfangreiche Studien mit zahlreichen Simulationsexperimenten zur Untersuchung der Funktion der modelladaptiven Regelungsmethode durchzuführen. Ziel ist es, gegenüber einem global robust ausgelegten Regler durch Anwendung des Konzepts der fehlerdetektionsbasierten MMA aktiven Strukturregelung, die globale Envelopendämpfung des Systems zu erhöhen.

Kernmodul des MMAC ist der Supervisor. Dessen Konzeption stellt einen Hauptbeitrag dieser Arbeit dar. Der auf der Technologie der modellbasierten Fehlerdetektion basierende Detektor im Supervisormodul erlaubt sowohl die Detektion der exakten Übereinstimmung des Betriebspunkts der Strecke mit einem Filterentwurfspunkt als auch die Detektion des dem Streckenbetriebspunkt nächstgelegenen Nominalbetriebspunkts. In der vorgestellten Beispielanwendung genügen sechs Filter zweiter Ordnung in dem Filter-Satz des Detektorblocks, um die neun Nominalbetriebspunkte des MMAC zur aktiven Dämpfung des ZMS vierter Ordnung eindeutig abzudecken. Die schnelle und sichere Detektion ist nicht nur wie in Abschnitt 4.3.3 dargestellt bei geöffneter Rückführung des MMAC sondern auch wie in Abschnitt 4.5 gezeigt bei aufgeschaltetem globalen MMA Stellsignal möglich. Die vorgestellten Simulationen belegen die sichere Detektion sowohl für Sprünge des Betriebspunkts der Strecke als auch für kontinuierliche Betriebspunktveränderungen.

Die im Block Schaltlogik des Supervisormoduls eingesetzte Strategie zum Überblenden der lokalen Stellsignale ist geeignet, ein globales Stellsignal ohne Sprünge oder Knicke zu erzeugen. Wobei die überlappenden lokalen Entwurfsbereiche in einer weichen Teilung des globalen Betriebsbereichs des Systems den stoßfreien Übergang zwischen den lokalen Reglern unterstützen und kleinere Ungenauigkeiten in der Detektion ausgleichen. Die eingeführte Wartezeit ist ein notwendiges und wirkungsvolles Mittel, um chattering beim Umschalten der lokalen Regler zu unterdrücken. Die ohne eine explizite Unterdrückung instabiler Kombinationen in der Schaltlogik durchgeführten Simulationen zeigen, dass es insbesondere bei einer geringen Intensität der Anregung oder bei hohen Raten der Parameterveränderungen Fehldetektionen auftreten können. Damit ist eine Logik zur Vermeidung instabiler Regler/Streckenkombinationen für einen sicheren Betrieb des fehlerdetektionsbasierten MMAC unbedingt erforderlich.

Die durchgeführten Untersuchungen zeigen, dass die Güte der Detektion und damit die Leistung des MMAC unter anderem von der Rate der Massenabnahme sowie von der Intensität der Anregung abhängt. Infolge steigender Raten der Massenabnahme treten verstärkt verzögerte Detektionen oder sogar Fehldetektionen auf, die negative Auswirkungen auf die Leistungsfähigkeit des MMAC haben. Ebenso treten bei einer Verringerung der Intensität der Anregung infolge der schwachen Detektierbarkeit der Massenfehler verstärkt Verzögerungen der Detektionen und Fehldetektionen auf, die jedoch die Leistungsfähigkeit des MMAC kaum beeinflussen. Der fehlerdetektionsbasierte MMAC kommt also eher durch hohe Raten der Parameterveränderungen an die Grenze seiner Einsatzfähigkeit als durch eine allzu geringe Intensität der Anregung.

Für das spezielle ZMS kann durch die Integration lokal spezifisch ausgelegter Regler in das Schema eines fehlerdetektionsbasierten MMAC die globale Envelopendämpfung eines Systems mit variablen Parametern gegenüber einem für den globalen Betriebsbereich ausgelegten Regler gesteigert werden. Voraussetzung ist, dass die lokalen Betriebsbereiche den gesamten globalen Betriebsbereich des Systems abdecken und alle lokalen Envelopendämpfungen die durch den globalen Regler erzielbare Envelopendämpfung übersteigen.

Dieses Kapitel präsentiert Untersuchungen zur Handhabung und Funktionsweise der modelladaptiven aktiven Strukturregelung anhand eines einfachen elastischen Systems. Die Anwendung des Regelungskonzepts an einem komplexen aeroelastischen generischen Modell eines Verkehrsflugzeugs beschreibt das nachfolgende Kapitel 5. Für dieses Simulationsmodell sind infolge der Komplexität

und der dadurch verursachten hohen Rechendauer umfangreiche Studien zur Funktion des MMAC, wie sie in diesem Kapitel präsentiert werden, nur sehr schwer möglich.

Kapitel 5

Anwendung der Methode zur modelladaptiven Regelung auf ein generisches aeroelastisches Flugzeugmodell

DIESES KAPITEL demonstriert nun die Anwendbarkeit sowie die Leistung des modelladaptiven Reglers an einem komplexen aeroelastischen generischen Modell eines Großverkehrsflugzeugs bei variabler Betankung.

5.1 Vorbemerkung

Während der Schwerpunkt der Untersuchungen in Kapitel 4 auf dem dynamischen Verhalten des MMAC sowie der Auslegung des Detektormoduls für zwei veränderliche Systemparameter liegt, setzt dieses Kapitel den Akzent auf die Auslegung des Detektormoduls für ein komplexes aeroelastisches System hoher Ordnung unter der Wirkung von nicht messbaren Störungen. Die den Untersuchungen in diesem Kapitel zugrundeliegenden Modelle kommen in der Auslegungsrechnung innerhalb des industriellen Entwurfsprozess eines Verkehrsflugzeugs insbesondere in der Berechnung der Strukturlasten unter Böeneinwirkung und auf Steuerflächenausschläge zur Anwendung. Die Daten wurden von der Firma AIRBUS (Abteilung Loads and Aeroelastics, Hamburg) zur Verfügung gestellt. Das Kapitel stellt eine grundlegende Studie zur Demonstration der Anwendbarkeit des fehlerdetektionsbasierten MMAC auf ein komplexes aeroelastisches Modell mit approximierter instationärer Aerodynamik inklusive Steuerflächeneingängen und Böeneingängen dar. Es werden die Möglichkeiten aber auch die Grenzen des Einsatzes der fehlerdetektionsbasierten MMA Regelung aufgezeigt.

Zu Anfang des Kapitels beschreibt Abschnitt 5.2 das aeroelastische generische Modell eines Großverkehrsflugzeugs mit variabler Betankung der äußeren Tragflächentanks. Auf die Funktionsweise des *Treibstofftanksystems* eines typischen Großverkehrsflugzeugs geht Abschnitt 5.2.1 kurz ein. Die aeroelastische Modellierung sowie die Modellierung der Böenwirkung für das generische Verkehrsflugzeugmodell wird in 5.2.2 erläutert. Die durchgeführten Simulationsexperimente zeigen unter anderem die Möglichkeit einzelne Komponenten des fehlerdetektionsbasierten MMAC an einem ordnungsreduzierten Modell der aeroelastischen Struktur zu synthetisieren. Abschnitt 5.2.3 beschreibt das angewendete Reduktionsverfahren sowie die Struktur des ordnungsreduzierten Modells. Eine Regelungsaufgabe, die es ermöglicht die Auslegung und Funktionsweise des fehlerdetektionsbasierten MMAC zur aktiven Strukturdämpfung an einem komplexen Modell eines Verkehrsflugzeugs

zu demonstrieren, ist in 5.3 spezifiziert. Die Auslegung des fehlerdetektionsbasierten MMAC sowie Simulationsergebnisse zur Anwendung des Reglers bei zeitlich variabler Betankung stellt Abschnitt 5.4 dar. Dazu werden in 5.4.1 die Konzeption der Simulationsexperimente sowie die Auslegung der Module Supervisor (Abschnitt 5.4.2) und Regler-Satz (Abschnitt 5.4.3) des MMAC erläutert. Abschnitt 5.5 präsentiert Simulationsergebnisse, erzielt unter Anwendung von Detektionsfiltern, ausgelegt am nicht ordnungsreduzierten aeroelastischen Modell. Abschnitt 5.6 untersucht die Auslegung der Detektionsfilter unter Verwendung des ordnungsreduzierten Modells und präsentiert Simulationsergebnisse für diese Variante des fehlerdetektionsbasierten MMAC. Das Kapitel schließt mit einer Zusammenfassung in Abschnitt 5.7.

5.2 Aeroelastisches generisches Modell eines Verkehrsflugzeugs mit variabler Betankung

5.2.1 Funktionsweise des Treibstofftanksystems

Das Treibstofftanksystem eines Großverkehrsflugzeugs umfasst typischerweise jeweils zwei Tanks in den beiden Tragflächen, den inneren und den äußeren Tragflächentank, den Zentraltank im Flügelrumpfkasten, sowie den Trimtank im Höhenleitwerk (siehe Orme [197, 198], Seaman [221] und Walker [258]). Diese Tanks sind über ein System von Leitungen, Pumpen und Ventilen miteinander verbunden. Abbildung 5.1 zeigt die schematische Darstellung des Treibstofftanksystems eines Großverkehrsflugzeugs. Je nach auszuführender Mission des Flugzeugs werden die Tanks vor

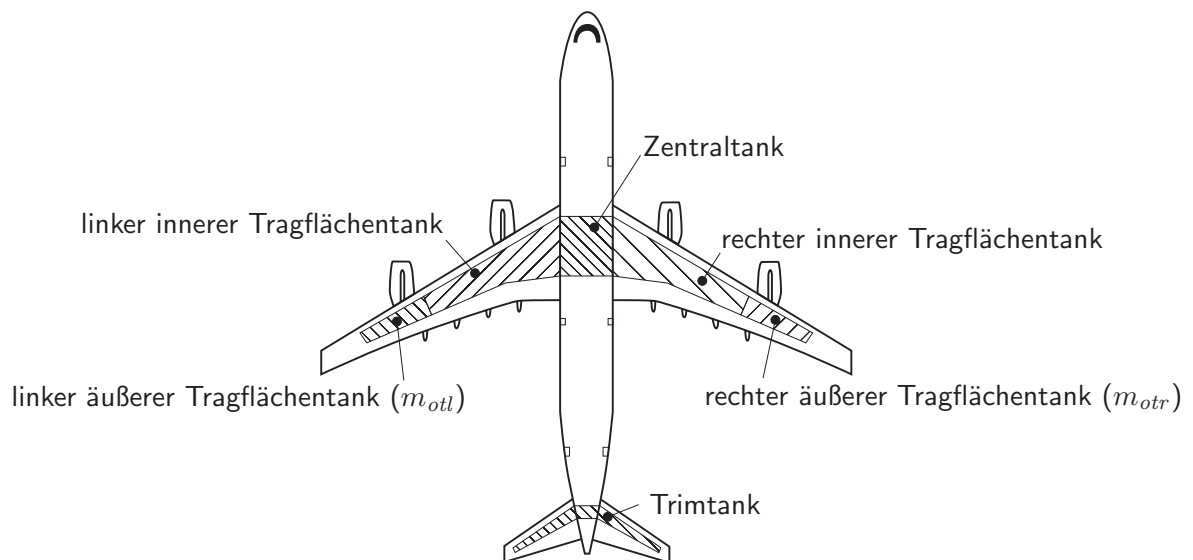


Abbildung 5.1: Schematische Darstellung des Treibstofftanksystems eines generischen Großverkehrsflugzeugs

Die Treibstoffmasse in den äußeren Tragflächentanks wird mit m_{otr} beziehungsweise m_{ottl} bezeichnet. (siehe Abbildung 3 in Orme [198])

dem Start mit unterschiedlichen Treibstoffmengen befüllt. Die typische Abfolge der Entleerung der Tanks während des Flugs ist dann

1. Zentraltank
2. innere Tragflächentanks (bis zu einem bestimmten Füllstand)
3. Trimtank

4. äußere Tragflächentanks

5. innere Tragflächentanks

Die Treibstoffüberführung vom äußeren Tragflächentank in den inneren Tragflächentank erfolgt durch die Schwerkraft. Erreicht der Treibstoff im inneren Tragflächentank einen vorbestimmten Füllstand, werden die Ventile zwischen äußerem und innerem Tragflächentank zyklisch geöffnet und geschlossen. So wird durch stufenweise Treibstoffüberführungen in den inneren Tragflächentank der äußere Tragflächentank geleert (siehe Orme [198]). Für den regulären Flugbetrieb sind nur symmetrische Betankungen relevant. Unsymmetrische Betankungsfälle, die durch sogenannte *Crossfeed Valves* realisiert werden können, treten nur infolge außergewöhnlicher Ereignisse, wie zum Beispiel bei Flügeltrim oder durch unsymmetrischen Treibstoffverbrauch (siehe Orme [198]), auf. Deshalb wird für die in diesem Kapitel präsentierten Untersuchungen ebenfalls ausschließlich die symmetrische Betankung der äußeren Tragflächentanks angenommen.

In modernen Verkehrsflugzeugen ermöglicht das Treibstoffsystem die Kontrolle der Schwerpunkt-lage. Dadurch kann der Anstellwinkel des Flugzeugs optimiert werden, um so den aerodynamischen Widerstand des Flugzeugs während des Reiseflugs zu minimieren (siehe Walker [258]). Die Schwerpunktkontrolle erfolgt durch das Umpumpen von Treibstoff zwischen dem im Höhenleitwerk befindlichen Trimtank und dem Zentraltank im Rumpf.

Sind sämtliche Tanks leer sowie das Flugzeug nicht beladen liegt der Fall des *unbetankten Betriebsgewichts* (OWE) vor.

Das gesamte Treibstoffsystem wird durch die *Fuel Control and Monitoring Computer* überwacht. Informationen aus diesen Überwachungsrechnern stehen der primären Flugsteuerung im allgemeinen nicht zur Verfügung.

5.2.2 Modell mit variabler Betankung der äußeren Tragflächentanks

Es stehen Daten für ein generisches aeroelastisches Modell eines Großverkehrsflugzeugs mit variabler Betankung der äußeren Tragflächentanks zur Verfügung. Die Daten entsprechen einem getrimmten Flugzustand in Reisekonfiguration ohne Klappenausschläge und Spoilerausschläge mit den in Tabelle 5.1 angegebenen Werten. Tabelle 5.2 enthält die Einzelheiten des aeroelastischen Flugzeug-

Machzahl	$Ma=0.858$
Flughöhe	$H=12\,405\text{ m (FL407)}$
Dichte	$\rho=0.2916\text{ kg/m}^3$
Temperatur	$T=216.65\text{ K}$
True Airspeed	$v_{tas} = 253.1696\text{ m/s}$
Calibrated Airspeed	$v_{cas} = 132.6489\text{ m/s}$
Staudruck	$q_\infty = 9\,344.4\text{ Pa}$

Tabelle 5.1: Flugzustand des aeroelastischen Modells

modells. Die variable Betankung ist als reine Änderung der Masse modelliert. Sowohl Dämpfung als auch Steifigkeit werden über die Betankungsfälle hinweg als konstant angenommen. Das Modell

physikalische Freiheitsgrade des Strukturmodells	$n_g=732$
Strukturknoten	122
Starrkörperfreiheitsgrade	$n_r=6$
elastische Moden	$n_h=37$
Lag-States zur Approximation der instationären Aerodynamik	$n_{Lag}=270$
Zustände zur Pade-Approximation der Verzögerung der Böenwirkung	$n_{Pade}=38$
aerodynamische Steuerflächen	beide Höhenruder δ_E Querruder außen rechts δ_{Aor} Querruder außen links δ_{Aol} Querruder innen rechts δ_{Air} Querruder innen links δ_{Ail} Seitenruder δ_R
atmosphärische Störungen	horizontale Böe g_h vertikale Böe g_v
Betankungsfälle (äußere Tragflächentanks)	0%, 10%, ..., 100%

Tabelle 5.2: Daten des aeroelastischen Modells mit variabler Treibstoffbetankung der äußeren Tragflächentanks

kann entsprechend (2.47) für den i^* -ten von N Betankungsfällen als

$$\begin{bmatrix}
 \mathbf{0}^{n_h \times n_h} & - \left[M_{hh}^{(i)} + (q_\infty b^2 / U_\infty^2) A_{hh2} + \Delta_{M_{hh}}^{(i, i^*)} \right] & \mathbf{0}^{n_h \times n_a} \\
 \mathbf{0}^{n_h \times n_h} & \mathbf{I}^{n_h \times n_h} & \mathbf{0}^{n_h \times n_a} \\
 \mathbf{0}^{n_a \times n_h} & \mathbf{0}^{n_a \times n_h} & \mathbf{I}^{n_a \times n_a}
 \end{bmatrix}
 \begin{pmatrix}
 \dot{q}_h(t) \\
 \ddot{q}_h(t) \\
 \dot{x}_a(t)
 \end{pmatrix}
 =
 \begin{bmatrix}
 K_{hh} + q_\infty A_{hh0} & D_{hh} + (q_\infty b / U_\infty) A_{hh1} & q_\infty D_h \\
 \mathbf{0}^{n_h \times n_h} & \mathbf{I}^{n_h \times n_h} & \mathbf{0}^{n_h \times n_a} \\
 \mathbf{0}^{n_a \times n_h} & E_h & (U_\infty / b) R
 \end{bmatrix}
 \begin{pmatrix}
 q_h(t) \\
 \dot{q}_h(t) \\
 x_a(t)
 \end{pmatrix}
 +
 \begin{bmatrix}
 q_\infty A_{hc0} \\
 \mathbf{0}^{n_h \times n_c} \\
 \mathbf{0}^{n_a \times n_c}
 \end{bmatrix}
 \begin{pmatrix}
 \delta_c(t)
 \end{pmatrix}
 +
 \begin{bmatrix}
 q_\infty A_{hG0} & (q_\infty b / U_\infty) A_{hG1} \\
 \mathbf{0}^{n_h \times n_G} & \mathbf{0}^{n_h \times n_G} \\
 \mathbf{0}^{n_a \times n_G} & 1 / U_\infty E_G
 \end{bmatrix}
 \begin{pmatrix}
 w_G(t) \\
 \dot{w}_G(t)
 \end{pmatrix}
 \quad i^* = 1, 2, \dots, N
 \quad (5.1)$$

mit dem Unterschied der generalisierten Masse $\Delta_{M_{hh}}^{(i, i^*)}$ bezüglich einer Massenkonfiguration i dargestellt werden. Die Terme in Abhängigkeit der zweiten Ableitung der Steuerflächenausschläge nach der Zeit werden in dem betrachteten Modell nicht berücksichtigt. Die entsprechenden Modelldaten liegen nicht vor. Für ein Lastenmodell ist im Gegensatz zu einem Fluttermodell diese Vernachlässigung ohne einen Verlust der Gültigkeit des Modells möglich. Die Terme abhängig von der ersten Ableitung der Steuerflächenausschläge nach der Zeit werden ebenfalls vernachlässigt, da kein Aktuatormodell zur Verfügung steht. Ein Aktuatormodell ist für die nachfolgenden Untersuchungen auch nicht erforderlich, da nur die aeroelastische Struktur durch das Detektionsmodul des MMAC überwacht werden soll, um so eine Fehlfunktion der Detektion infolge von Aktuatorfehlern zu vermeiden. Eine mögliche Fehlerüberwachung der Steuerflächenaktuatoren muss durch separate Filter erfolgen.

Abbildung 5.2 zeigt das Netz der aerodynamischen Panels sowie der Strukturknoten des durch Kondensation aus einem FE-Modell erzeugten Flugzeugmodells. Die Abbildung zeigt das Modell für den OWE Fall.

Die Verzögerung der Böenwirkung auf die Struktur beim Eindringen des Flugzeugs in eine Böe

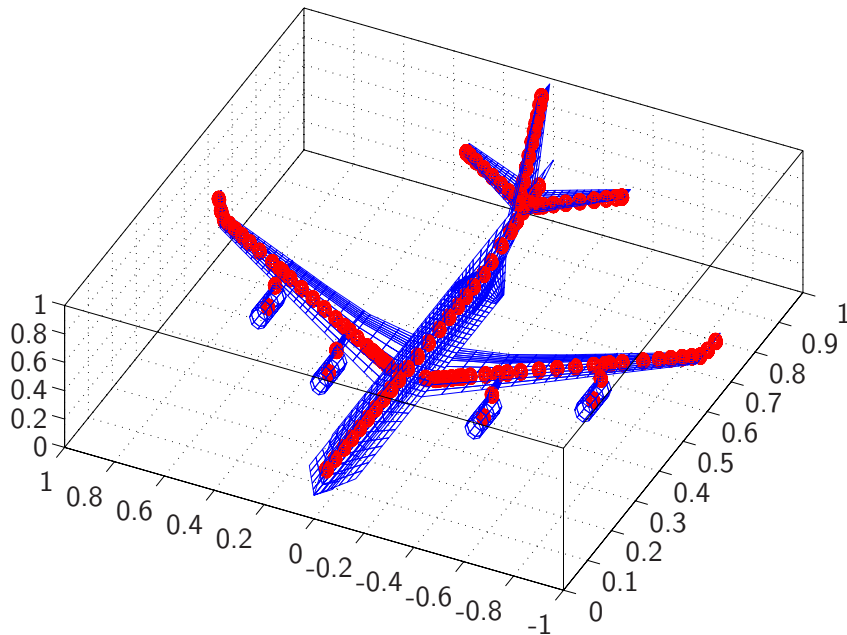


Abbildung 5.2: Aeroelastisches Modell für den OWE Betankungsfall mit normierten Abmessungen

blau: Panels des aerodynamischen Netzes

rot: Strukturknoten

wird durch eine *Pade-Approximation* realisiert. Die Flugzeugstruktur wird dafür in 19 Böenzonen eingeteilt und das Böensignal für jede Zone separat verzögert. Es ergibt sich für die vertikale und horizontale Böe damit ein System

$$\dot{x}_{Pade} = A_{Pade} x_{Pade} + B_{Pade} (g_v g_h)^T \quad (5.2a)$$

$$(w_G \dot{w}_G)^T = C_{Pade} x_{Pade} + D_{Pade} (g_v g_h)^T \quad (5.2b)$$

der Ordnung $2 \cdot 18 = 36$ sowie jeweils einem Differentiatorzustand insgesamt also der Ordnung $n_{Pade} = 38$.

Der Vektor q_h der generalisierten Koordinaten des Modells (5.1) enthält sowohl die Starrkörperfreiheitsgrade x, y, z, ϕ, θ und ψ als auch die 37 generalisierten elastischen Freiheitsgrade η_i , ($i = 1, 2, \dots, 37$) und ergibt sich zu

$$q_h = (x \ y \ z \ \phi \ \theta \ \psi \ \eta_1 \ \dots \ \eta_{37})^T \ .$$

Der Vektor der $n_c = 6$ Steuerflächenausschläge lässt sich als

$$\delta = (\delta_E \ \delta_{Air} \ \delta_{Ail} \ \delta_{Aor} \ \delta_{Aol} \ \delta_R)^T \ .$$

schreiben. Der Vektor der atmosphärischen Störungen

$$g = (g_v \ g_h)^T$$

umfasst die vertikale Böe g_v sowie die horizontale Böe g_h und stellt die nicht messbare, unbekannte Störung des Systems dar.

Das Modell (5.1) am i^* -ten Betriebspunkt kann dann unter Berücksichtigung des Pade-Systems (5.2) entsprechend (2.51) als Zustandsraumsystem

$$\dot{x}(t) = A^{(i^*)} x(t) + B_u^{(i^*)} u(t) + B_d^{(i^*)} g(t) \quad (5.3a)$$

$$y(t) = C^{(i^*)} x(t) + D_u^{(i^*)} u(t) + D_d^{(i^*)} g(t) \quad i^* = 1, 2, \dots, N \quad (5.3b)$$

mit dem Zustandsvektor

$$x(t) = (\dot{q}_h \ q_h \ x_a)^\top$$

formuliert werden. Wobei die sieben Zustände \dot{x} , x , y , z , ϕ , θ , ψ weggelassen werden, da die Phygoide in dem verwendeten Modell nicht exakt modelliert ist und damit verbundene leicht instabile Pole die Auslegung der Detektionsfilter (siehe Abschnitt 5.4.2) unmöglich macht.

Der $(n_{Lag} + n_{Pade}) \times 1$ Vektor der aerodynamischen Zustände im Modell (5.3) ergibt sich zu

$$x_a = (x_{Lag} \ x_{Pade})^\top$$

und umfasst somit die n_{Lag} *Lag-Zustände* aus der Approximation der instationären Aerodynamik sowie die n_{Pade} *Pade-Zustände* zur Approximation der Zeitverzögerung der Böenwirkung auf die Struktur. Die Systemmatrix des Zustandsraumsystems (5.3) ergibt sich damit zu

$$A^{(i^*)} = \begin{bmatrix} \tilde{M}_{hh}^{(i^*)^{-1}} [K_{hh} + q_\infty A_{hh0}] & \tilde{M}_{hh}^{(i^*)^{-1}} [D_{hh} + (q_\infty b/U_\infty) A_{hh1}] & A_{1,3} \\ \mathbf{0}^{n_h \times n_h} & \mathbf{I}^{n_h \times n_h} & \mathbf{0}^{n_h \times n_a} \\ \mathbf{0}^{n_a \times n_h} & \begin{bmatrix} E_h \\ \mathbf{0}^{n_{Pade} \times n_h} \end{bmatrix} & A_{3,3} \end{bmatrix} \quad (5.4)$$

wobei

$$A_{1,3} = \begin{bmatrix} \tilde{M}_{hh}^{(i^*)^{-1}} q_\infty D_h & [q_\infty A_{hG0} \ (q_\infty b/U_\infty) A_{hG1}] C_{Pade} \end{bmatrix}$$

und

$$A_{3,3} = \begin{bmatrix} (U_\infty/b) R & [\mathbf{0}^{n_a \times n_G} \ 1/U_\infty E_G] C_{Pade} \\ \mathbf{0}^{n_{Pade} \times n_{Lag}} & A_{Pade} \end{bmatrix}$$

repräsentieren. Für die generalisierte Systemmasse gilt

$$\tilde{M}_{hh}^{(i^*)} = - \left[M_{hh}^{(i^*)} + \Delta_{M_{hh}}^{(i^*)} + (q_\infty b^2 / U_\infty^2) A_{h2} \right] .$$

Die Eingangsmatrix der Steuerflächenausschläge als bekannter Systemeingang am i^* -ten Betriebspunkt lautet

$$B_u^{(i^*)} = \begin{bmatrix} \tilde{M}_{hh}^{(i^*)^{-1}} [q_\infty A_{hc0}] \\ \mathbf{0}^{n_h \times n_c} \\ \mathbf{0}^{n_a \times n_c} \end{bmatrix} . \quad (5.5)$$

Die Eingangsmatrix der vertikalen und horizontalen Böe als unbekannte atmosphärische Störung kann am i^* -ten Betriebspunkt als

$$B_d^{(i^*)} = \begin{bmatrix} \left[\begin{array}{cc} \tilde{M}_{hh}^{(i^*)^{-1}} [q_\infty A_{hG0}] & \tilde{M}_{hh}^{(i^*)^{-1}} [(q_\infty b/U_\infty) A_{hG1}] \\ \mathbf{0}^{n_h \times n_G} & \mathbf{0}^{n_h \times n_G} \end{array} \right] D_{Pade} \\ \left[\begin{array}{cc} \mathbf{0}^{n_{Lag} \times n_G} & 1/U_\infty E_G \\ \mathbf{0}^{n_{Pade} \times n_G} & B_{Pade} \end{array} \right] D_{Pade} \end{bmatrix} \quad (5.6)$$

angeschrieben werden. Die Matrix zur Messung der physikalischen Beschleunigungen

$$y = \ddot{q}_g$$

am i^* -ten Betriebspunkt ergibt sich zu

$$C^{(i^*)} = \left[\Phi_{gh}^{(i^*)} A_{2,1}^{(i^*)} \ \Phi_{gh}^{(i^*)} A_{2,2}^{(i^*)} \ \left[\Phi_{gh}^{(i^*)} A_{2,3}^{(i^*)} \ \left[\Phi_{gh}^{(i^*)} B_d^{(i^*)};_{2,1} \ \Phi_{gh}^{(i^*)} B_d^{(i^*)};_{2,2} \right] C_{Pade} \right] \right]$$

mit den entsprechenden Teilmatrizen $A_{2,1}^{(i^*)}$, $A_{2,2}^{(i^*)}$ und $A_{2,3}^{(i^*)}$ aus (5.4) und $B_d^{(i^*)};_{2,1}$ und $B_d^{(i^*)};_{2,2}$ aus (5.6). Der Durchgriff der bekannten Systemeingänge am i^* -ten Betriebspunkt ergibt sich zu

$$D_u^{(i^*)} = \left[\Phi_{gh}^{(i^*)} B_u^{(i^*)};_{2,1} \ \Phi_{gh}^{(i^*)} B_u^{(i^*)};_{2,2} \ \Phi_{gh}^{(i^*)} B_u^{(i^*)};_{2,3} \right]$$

mit den Teilmatrizen $B_u^{(i^*)};2,1$, $B_u^{(i^*)};2,2$ und $\Phi_{gh}^{(i^*)} B_u^{(i^*)};2,3$ aus (5.5). Der Durchgriff der Störung kann am i^* -ten Betriebspunkt zu

$$D_d^{(i^*)} = \left[\begin{array}{cc} \left[\Phi_{gh}^{(i^*)} B_d^{(i^*)};2,1 & \Phi_{gh}^{(i^*)} B_d^{(i^*)};2,2 \right] D_{Pade} \end{array} \right]$$

formuliert werden. Für das Zustandsraumsystem (5.3) ergibt sich dann eine Ordnung von

$$n = 2 \cdot n_r - 7 + 2 \cdot n_h + n_{Lag} + n_{Pade} = 2 \cdot 6 - 7 + 2 \cdot 37 + 270 + 38 = 387 \quad .$$

Nach Vernachlässigung der Lag-Zustände durch

$$D_h = \mathbf{0}^{n_h \times n_a}, \quad R = \mathbf{0}^{n_a \times n_a}, \quad E_G = \mathbf{0}^{n_a \times n_a}, \quad E_h = \mathbf{0}^{n_a \times n_g} \quad (5.7)$$

ergibt sich ein Modell mit *quasistationärer Aerodynamik*. Dieses weist mit

$$n = 2 \cdot n_r - 7 + 2 \cdot n_h + n_{Pade} = 2 \cdot 6 - 7 + 2 \cdot 37 + 38 = 117$$

eine deutlich geringere Ordnung auf.

Modelldaten für das System (5.3) stehen für diskrete Betankungsfälle ohne Beladung zur Verfügung. Es können Treibstoffbetankungen m_{otl} , m_{otr} für jeden der beiden äußeren Tragflächentanks getrennt zu 0%, 10%, 20%, ..., 100% der maximalen Treibstoffmenge $m_{otl \max}$ beziehungsweise $m_{otr \max}$ des jeweiligen Tanks simuliert werden. Die übrigen Tanks (siehe Abbildung 5.1) werden als leer angenommen. Der Betankungsfall 0% für beide äußeren Tragflächentanks entspricht dem OWE des Flugzeugs¹. Für jeden Betankungsfall steht sowohl für den äußeren linken als auch für den äußeren rechten Tragflächentank je eine Matrix $\Delta_{M_{ggotl}}^{(i,i^*)}$ und $\Delta_{M_{ggotr}}^{(i,i^*)}$ mit dem Unterschied der physikalischen Massenmatrix zwischen dem jeweiligen Betankungsfall und dem OWE Fall zur Verfügung. Für den Unterschied der physikalischen Massenmatrix gilt dann in diesem Modell

$$\Delta_{M_{gg}}^{(i,i^*)} = \Delta_{M_{ggotl}}^{(i,i^*)} + \Delta_{M_{ggotr}}^{(i,i^*)} \quad i = 0 \quad i_{otl}^*, i_{otr}^* = 0, 10, \dots, 100$$

und für den Unterschied der generalisierten Massenmatrix

$$\Delta_{M_{hh}}^{(i,i^*)} = \left(\Phi_{gh}^{(i)} \right)^T \Delta_{M_{ggotl}}^{(i,i^*)} \Phi_{gh}^{(i)} + \left(\Phi_{gh}^{(i)} \right)^T \Delta_{M_{ggotr}}^{(i,i^*)} \Phi_{gh}^{(i)} \quad i = 0 \quad i_{otl}^*, i_{otr}^* = 0, 10, \dots, 100 \quad . \quad (5.8)$$

Die Matrizen der Unterschiede der physikalischen Massen in (5.8) weisen eine blockdiagonale Struktur

$$\Delta_{M_{ggotl}}^{(i,i^*)}, \Delta_{M_{ggotr}}^{(i,i^*)} = \left[\begin{array}{cccc} \left[\Delta_{M_{gg}}^{(i,i^*)};1,1 \right] & \mathbf{0}^{6 \times 6} & \dots & \mathbf{0}^{6 \times 6} \\ \mathbf{0}^{6 \times 6} & \left[\Delta_{M_{gg}}^{(i,i^*)};2,2 \right] & \dots & \mathbf{0}^{6 \times 6} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \mathbf{0}^{6 \times 6} & \mathbf{0}^{6 \times 6} & \dots & \left[\Delta_{M_{gg}}^{(i,i^*)};n_{gP},n_{gP} \right] \end{array} \right] \quad i^* \in \{i_{otl}^*, i_{otr}^*\} \quad (5.9)$$

auf. Für jeden Strukturknoten enthält die Diagonale ein 6×6 Element. Die Elemente auf der Diagonalen entsprechen für Strukturknoten ohne Änderung der Masse infolge der Betankung mit Treibstoff einer 6×6 Nullmatrix. Je nach Tank und Füllzustand, der durch die jeweilige Matrix der Massenunterschiede repräsentiert wird, sind die Elemente der Blockdiagonalen unterschiedlich

¹Im Folgenden steht der Index „0“ für den OWE Fall. Die Indices „10“, „20“, ..., „100“ kennzeichnen dann die unterschiedlichen Betankungsfälle.

besetzt. Für den i -ten Strukturknoten mit einer Veränderung der Masse weist das jeweils zugehörige Diagonalelement eine Struktur nach

$$\Delta_{M_{ggotl};i,i}, \Delta_{M_{ggotr};i,i} = \left[\begin{array}{ccc|ccc} \Delta_{m_g}^{(i,i^*)} & 0 & 0 & 0 & -r_z \Delta_{m_g}^{(i,i^*)} & r_y \Delta_{m_g}^{(i,i^*)} \\ 0 & \Delta_{m_g}^{(i,i^*)} & 0 & -r_z \Delta_{m_g}^{(i,i^*)} & 0 & -r_x \Delta_{m_g}^{(i,i^*)} \\ 0 & 0 & \Delta_{m_g}^{(i,i^*)} & -r_y \Delta_{m_g}^{(i,i^*)} & -r_x \Delta_{m_g}^{(i,i^*)} & 0 \\ \hline & & \text{symm.} & \Delta_{I_x}^{(i,i^*)} & -\Delta_{I_{xy}}^{(i,i^*)} & -\Delta_{I_{xz}}^{(i,i^*)} \\ & & & -\Delta_{I_{yx}}^{(i,i^*)} & \Delta_{I_y}^{(i,i^*)} & \Delta_{I_{yz}}^{(i,i^*)} \\ & & & -\Delta_{I_{zx}}^{(i,i^*)} & \Delta_{I_{zy}}^{(i,i^*)} & \Delta_{I_z}^{(i,i^*)} \end{array} \right] \quad i^* \in \{i_{otl}^*, i_{otr}^*\} \quad (5.10)$$

auf. Mit den Hebelarmen r_x , r_y und r_z bezüglich des jeweiligen Strukturknotens der als zusätzliche Masse $\Delta_{m_g}^{(i,i^*)}$ modellierten Treibstoffmenge im antisymmetrischen Teil des Elements der Blockdiagonale. Für die Kombination $i = i^* = 0$ also den OWE Fall gilt

$$\Delta_{M_{ggotl}}^{(0,0)} = \Delta_{M_{ggotr}}^{(0,0)} = \mathbf{0} \quad .$$

In den nachfolgenden Untersuchungen wird von der im normalen fehlerfreien Flugbetrieb ausschließlich auftretenden symmetrischen Betankung (siehe Abschnitt 5.2.1)

$$i_{otl}^* = i_{otr}^* = i^* = 0, 10, 20, \dots, 100$$

ausgegangen. Damit gilt für die Treibstoffmenge in den äußeren Flügeltanks

$$m_{ot} = m_{otr} = m_{otl} = 0\%, 10\%, 20\%, \dots, 100\% m_{ot \max} \quad .$$

Mit der jeweils maximalen Treibstoffmasse der beiden Tanks

$$m_{otl \max} = m_{otr \max} = m_{ot \max} \quad .$$

In (5.8) wird stets die Modalmatrix $\Phi_{gh}^{(0)}$ des OWE-Falls zur Modaltransformation eingesetzt. Diese stimmt nicht mit der Modalmatrix des jeweiligen Betankungsfalls überein. Die Modaltransformation in (5.8) stellt damit nur eine Näherung dar.

Für Betankungen $m_{ot}^{(i^*)}$ der äußeren Tragflächentanks zwischen den diskreten Stützstellen $i^* = 0, 10, 20, \dots, 100$ kann die Matrix der Unterschiede der physikalischen Massen durch eine lineare Interpolation

$$\Delta_{M_{gg}}^{(i,i^*)} = \Delta_{M_{gg}}^{(i,i_1^*)} + \frac{m_{ot}^{(i^*)} - m_{ot}^{(i_1^*)}}{m_{ot}^{(i_2^*)} - m_{ot}^{(i_1^*)}} \left[\Delta_{M_{gg}}^{(i,i_2^*)} - \Delta_{M_{gg}}^{(i,i_1^*)} \right] \quad i_1^*, i_2^* = 0, 10, \dots, 100 \quad (5.11)$$

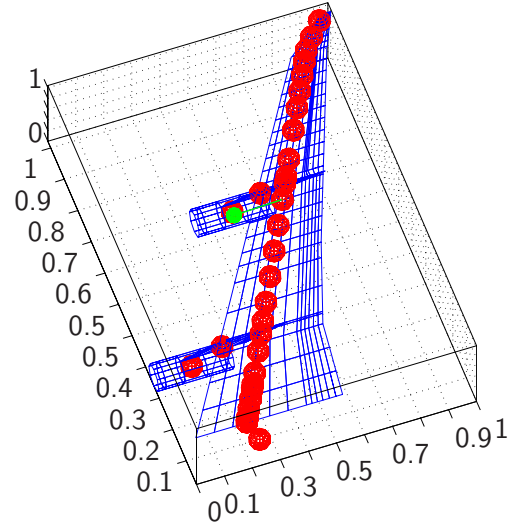
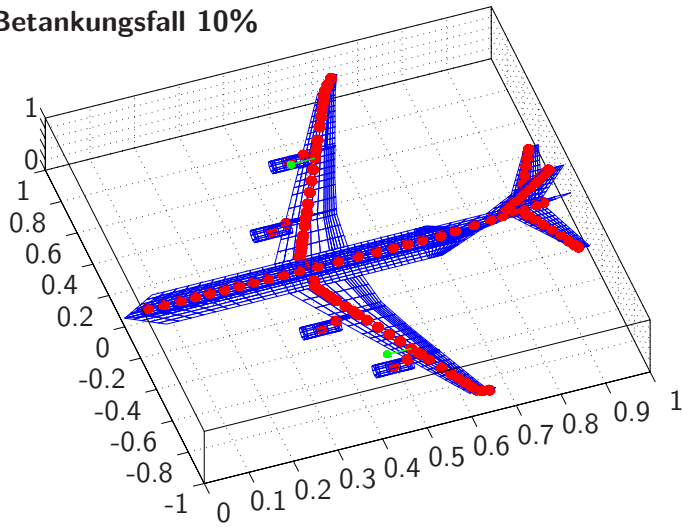
mit

$$m_{ot}^{(i_1^*)} < m_{ot}^{(i^*)} < m_{ot}^{(i_2^*)}$$

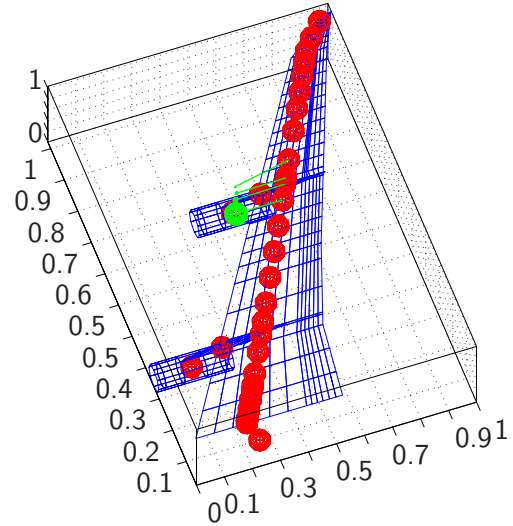
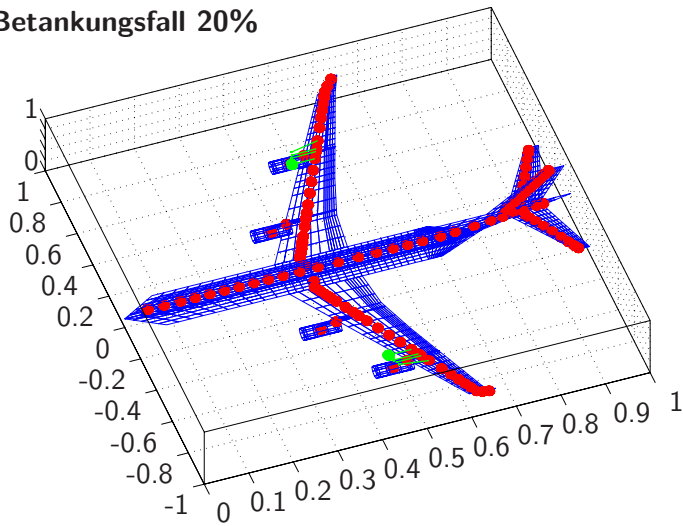
näherungsweise bestimmt werden.

Die Abbildungen 5.3, 5.4, zeigen das aeroelastische Modell für die unterschiedlichen symmetrischen Betankungsfälle der äußeren Tragflächentanks. Es ist jeweils das gesamte Modell sowie die rechte Tragfläche als Ausschnitt dargestellt. Die zusätzlichen Treibstoffmassen werden durch die grün dargestellte Massenpunkte modelliert, die durch ebenfalls grün dargestellte, starre Hebelarme mit jeweils einem Massenpunkt der Struktur verbunden sind. Der Radius der zusätzlichen Massenpunkte ist in den Abbildungen 5.3, 5.4 jeweils mit der zusätzlichen Masse skaliert. Die Abbildungen zeigen, dass die verschiedenen Betankungsfälle durch eine unterschiedliche Anzahl von zusätzlichen Massen, die sich auch in ihrem Betrag unterscheiden, modelliert sind. Abbildung 5.3 zeigt, dass der Betankungsfall 10% für jede Tragfläche jeweils nur durch eine einzige Zusatzmasse modelliert ist. Für diesen Fall besitzt die zugehörige 732×732 Matrix $\Delta_{M_{gg}}^{(0,10)}$ der Unterschiede der physikalischen Massen nur Einträge im Bereich der beiden Elemente auf der Blockdiagonale die den entsprechenden Strukturknoten auf der linken und rechten Tragfläche zugeordnet sind.

Betankungsfall 10%



Betankungsfall 20%



Betankungsfall 50%

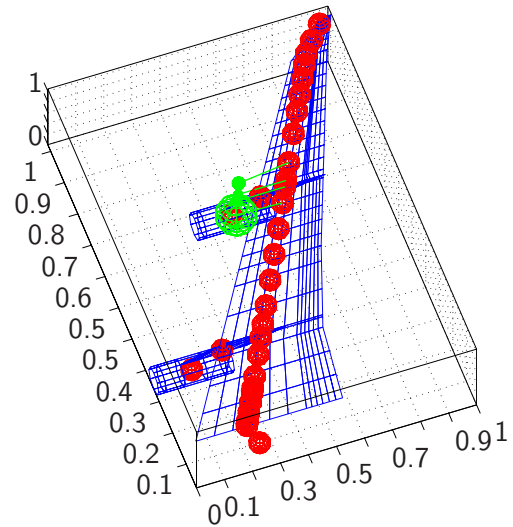
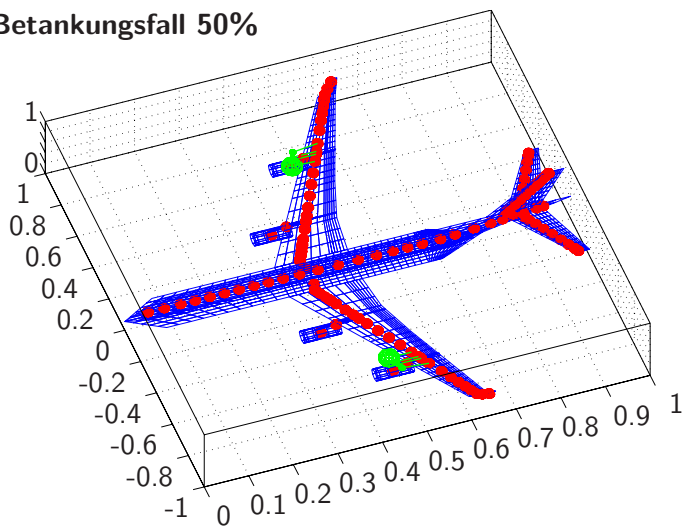


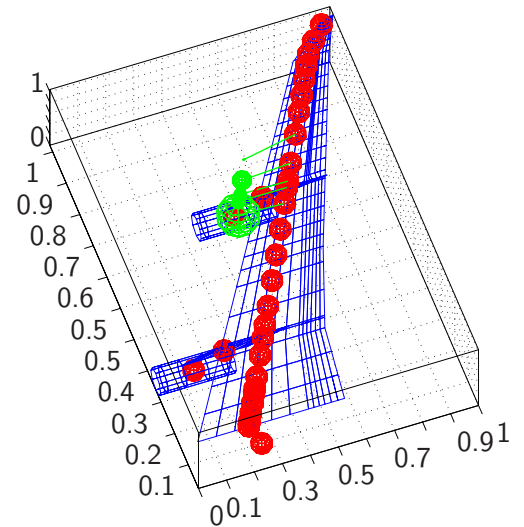
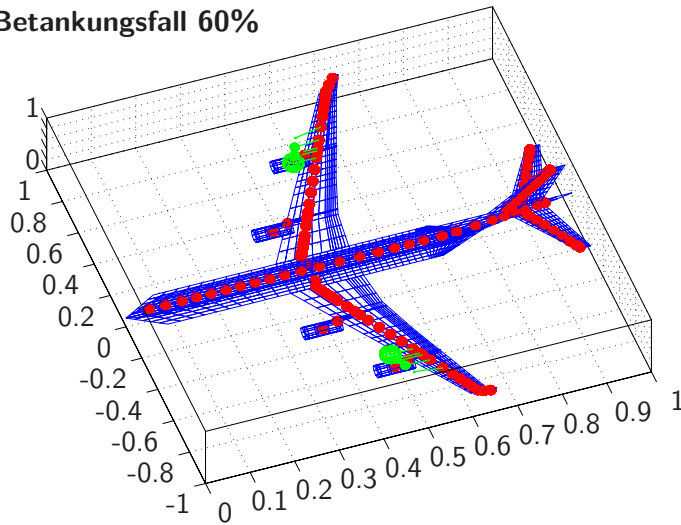
Abbildung 5.3: Aeroelastisches Modell mit variabler Betankung der äußeren Tragflächentanks (Abmessungen normiert)

blau: Panels des aerodynamischen Netzes

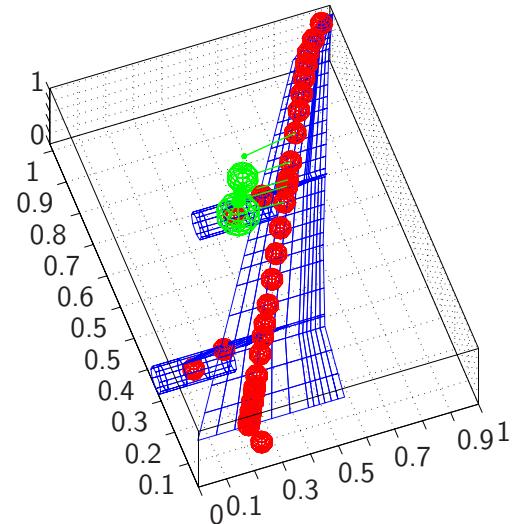
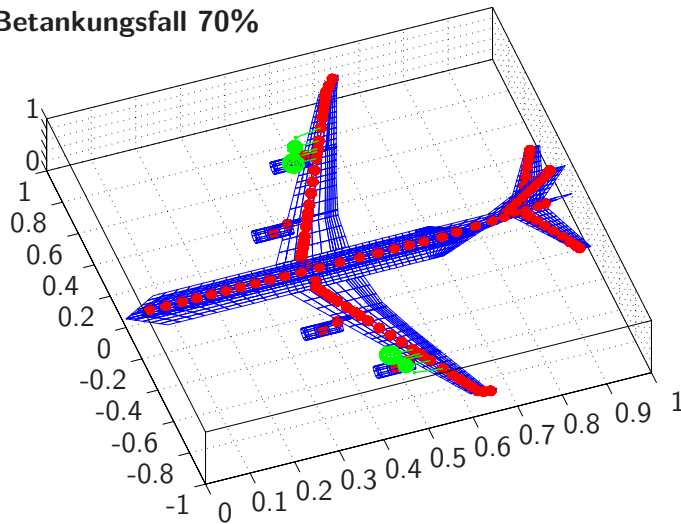
rot: Strukturknoten mit Masse

grün: zusätzliche Massen zur Modellierung der Betankung

Betankungsfall 60%



Betankungsfall 70%



Betankungsfall 100%

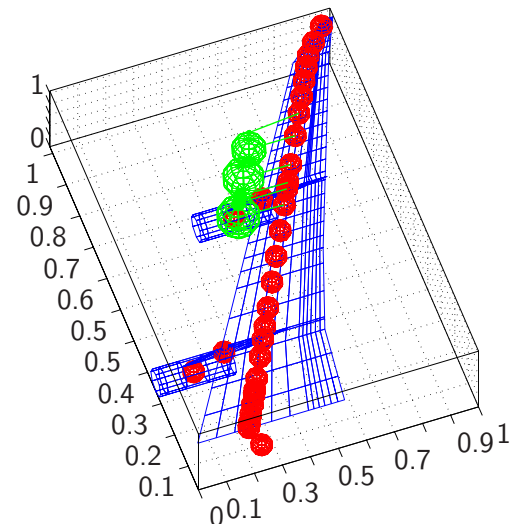
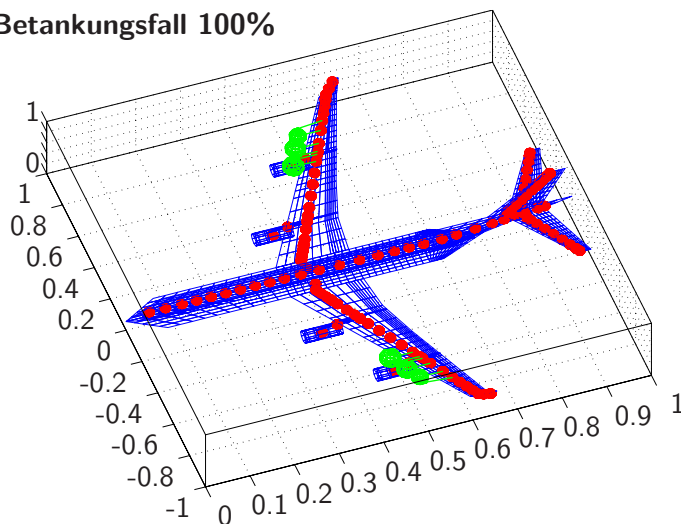


Abbildung 5.4: Aeroelastisches Modell mit variabler Betankung der äußeren Tragflächentanks (Abmessungen normiert)

blau: Panels des aerodynamischen Netzes

rot: Strukturknoten mit Masse

grün: zusätzliche Massen zur Modellierung der Betankung

Abbildung 5.5 zeigt die Systempole des Modells der flexiblen Struktur sowie der Starrkörperdynamik ohne die aerodynamischen Zustände für die unterschiedlichen Betankungsfälle. Die Abbildung zeigt, dass sich die Pole mit zunehmender Treibstoffmasse in den beiden äußeren Tragflächentanks zu einer geringeren Frequenz und Dämpfung hin bewegen. Dabei werden nicht alle Pole von der Veränderung der Betankung beeinflusst. Der in Abbildung 5.6 dargestellte Betrag der Übertra-

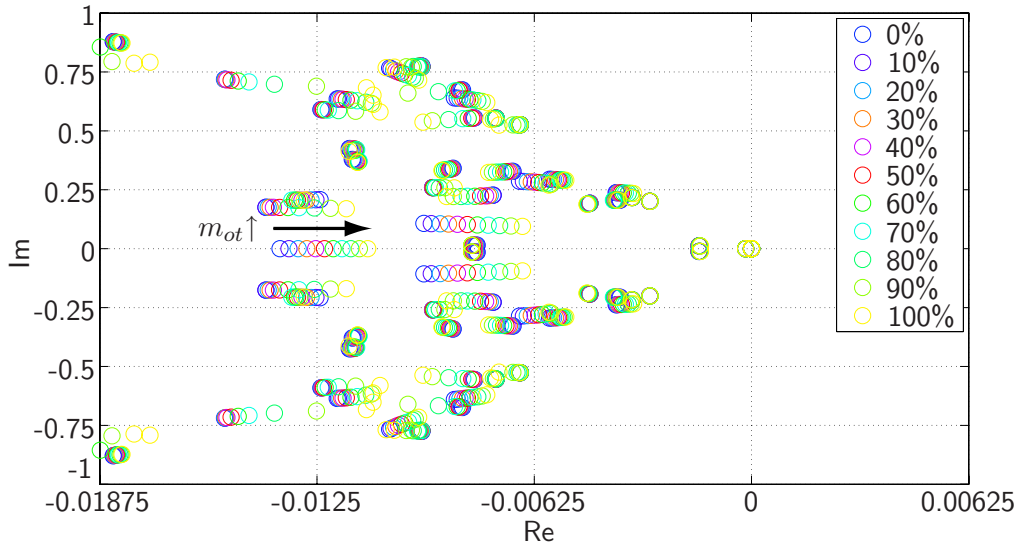


Abbildung 5.5: Normierte Pollage des aeroelastischen Systems (Starrkörper und flexible Struktur) bei variabler symmetrischer Betankung der äußeren Tragflächentanks

Der Pfeil zeigt die Zunahme der Treibstoffmasse m_{ot} an.

gangsfunktion von dem äußeren rechten Querruder auf die Beschleunigung an der linken Tragflächenspitze zeigt für die dimensionslosen Frequenzen $\bar{\omega} = 0.21$ und $\bar{\omega} = 0.23$ Moden, die nur schwach von der Treibstoffmasse in den äußeren Tragflächentanks beeinflusst werden. Der Mode bei $\bar{\omega} = 0.3$ hingegen zeigt eine deutliche Beeinflussung durch die Betankung.

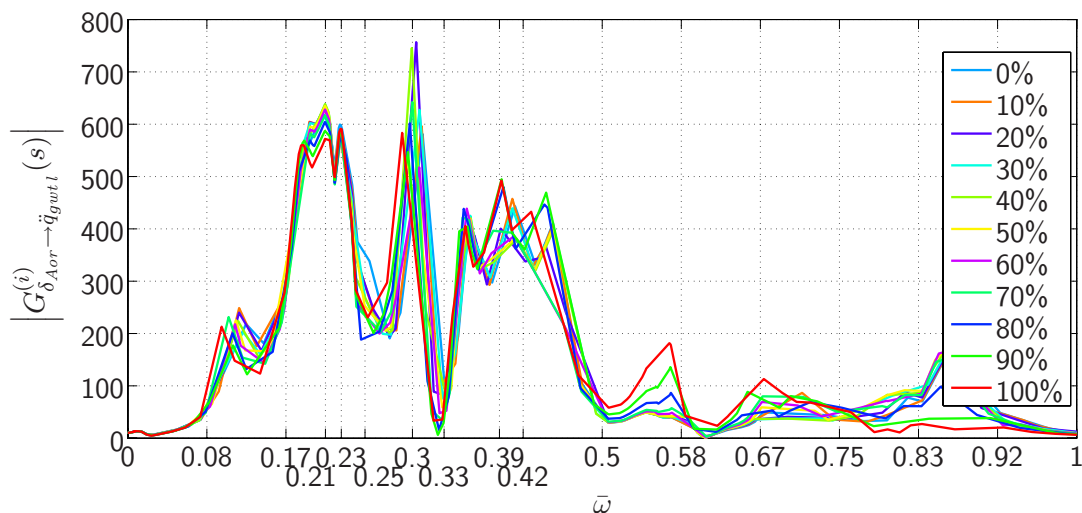


Abbildung 5.6: Betrag der Übertragungsfunktion des aeroelastischen Systems (Starrkörper und flexible Struktur) von dem äußeren rechten Querruder auf die Beschleunigung in z -Richtung an der linken Tragflächenspitze; aufgetragen über der normierten Frequenz $\bar{\omega}$ bei variabler symmetrischer Betankung der äußeren Tragflächentanks

5.2.3 In der Ordnung reduzierte Modelle

Anhand des aeroelastischen Modells hoher Ordnung sollen hinsichtlich Auslegung und Funktion des fehlerdetektionsbasierten MMAC auch Aspekte der *Ordnungsreduktion* des Modells untersucht werden. Folgende Überlegungen sind Gegenstand der Untersuchungen:

- Die Ordnung der lokalen Regler sowie der Detektionsfilter wird durch die Ordnung der verwendeten Synthesemodelle bestimmt und muss im Hinblick auf einen möglichen Einsatz des Reglers in Echtzeit möglichst gering gehalten werden.
- Die Anzahl der freien Reglerparameter und damit der Tuner in der optimierungsbasierten Auslegung der lokalen Regler hängt von der Ordnung n_r des Synthesemodells (siehe (2.81)) ab. Die Verwendung des nicht reduzierten aeroelastischen Modells zur Reglersynthese führt damit zu einem immensen Auslegungsaufwand.
- Für ein mathematisches Modell eines physikalischen Systems gilt immer, dass die Modellbildung mit einem Verlust an Information verbunden ist. Durch die Synthese der Detektionsfilter an dem aeroelastischen Modell mit reduzierter Ordnung und anschließender Aufschaltung des MMAC auf das nicht reduzierte System soll die Auswirkungen nicht berücksichtigter Dynamik auf die Güte der Detektion untersucht werden. Diese Abhängigkeit besitzt insbesondere für die Abschätzung der Anwendbarkeit des MMAC auf ein reales physikalisches System eine große Bedeutung.

Ziel der Reduktion der Ordnung des aeroelastischen Systems ist es deshalb, bei einer möglichst geringen Ordnung des reduzierten Systems eine möglichst gute Übereinstimmung mit dem System voller Ordnung zu erzielen. Im Folgenden wird die Ordnung des aeroelastischen Systems (5.3) zum einen durch die Vernachlässigung der Lag-Zustände zur Approximation der instationären Aerodynamik und zum anderen durch die Reduktion der Anzahl der berücksichtigten flexiblen Moden erreicht.

Karpel [118] zeigt, dass durch eine modale Ordnungsreduktion mit *statischer Residualisierung* für große aeroelastische Systeme eine gute Übereinstimmung zwischen reduziertem und nicht reduziertem Modell voller Ordnung bei einer hohen Anzahl vernachlässigter flexibler Moden erzielt werden kann. Daher wird nun mit Hilfe dieses Verfahrens das aus dem Modell (5.3) mit (5.7) erzeugte System mit quasistationärer Aerodynamik ordnungsreduziert. Dafür werden die modalen Freiheitsgrade des Systems nach

$$\ddot{q}_h = [q_{h,r} \ q_{h,e}]^T$$

umsortiert. Der $n_{h,r} \times 1$ Vektor $\ddot{q}_{h,r}$ enthält sämtliche Starrkörperzustände sowie die flexiblen Moden, die in dem reduzierten System enthalten sein sollen, während $\ddot{q}_{h,e}$ die $n_{h,e}$ zu eliminierenden flexiblen Moden enthält. Entsprechend werden die Systemdämpfung beziehungsweise Systemsteifigkeit

$$\begin{aligned} \tilde{K}_{hh} &= K_{hh} + q_\infty A_{hh0} \\ \tilde{D}_{hh} &= D_{hh} + (q_\infty b/U_\infty) A_{hh1} \end{aligned}$$

sowie die Systemmasse

$$\tilde{M}_{hh}^{(i)} = - \left[M_{hh}^{(i)} + (q_\infty b^2 / U_\infty^2) A_{hh2} \right] \quad (5.12)$$

nach

$$\tilde{M}_{hh}^{(i)} = \begin{bmatrix} \tilde{M}_{hh,rr}^{(i)} & \mathbf{0}^{n_{h,r} \times n_{h,e}} \\ \mathbf{0}^{n_{h,e} \times n_{h,r}} & \tilde{M}_{hh,ee}^{(i)} \end{bmatrix}, \quad \tilde{K}_{hh} = \begin{bmatrix} \tilde{K}_{hh,rr} & \tilde{K}_{hh,re} \\ \tilde{K}_{hh,er} & \tilde{K}_{hh,ee} \end{bmatrix}, \quad \tilde{D}_{hh} = \begin{bmatrix} \tilde{D}_{hh,rr} & \tilde{D}_{hh,re} \\ \tilde{D}_{hh,er} & \tilde{D}_{hh,ee} \end{bmatrix}$$

sortiert. Mit

$$\Phi_{gh}^{(i)} = \begin{bmatrix} \Phi_{gh,r}^{(i)} & \Phi_{gh,e}^{(i)} \end{bmatrix}, \quad B_u^{(i)} = \begin{bmatrix} B_{u,r}^{(i)} \\ B_{u,e}^{(i)} \end{bmatrix}, \quad B_d^{(i)} = \begin{bmatrix} B_{d,r}^{(i)} \\ B_{d,e}^{(i)} \end{bmatrix} \quad i = 0$$

und

$$\Delta_{M_{hh}}^{(i,i^*)} = \begin{bmatrix} \Delta_{M_{hh},rr}^{(i,i^*)} & \Delta_{M_{hh},re}^{(i,i^*)} \\ \Delta_{M_{hh},er}^{(i,i^*)} & \Delta_{M_{hh},ee}^{(i,i^*)} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Phi_{gh,r}^{(i)\top} \Delta_{M_{gg}}^{(i,i^*)} \Phi_{gh,r}^{(i)} & \Phi_{gh,r}^{(i)\top} \Delta_{M_{gg}}^{(i,i^*)} \Phi_{gh,e}^{(i)} \\ \Phi_{gh,e}^{(i)\top} \Delta_{M_{gg}}^{(i,i^*)} \Phi_{gh,r}^{(i)} & \Phi_{gh,e}^{(i)\top} \Delta_{M_{gg}}^{(i,i^*)} \Phi_{gh,e}^{(i)} \end{bmatrix}$$

$i = 0 \quad i^* = 0, 10, \dots, 100$

ergibt sich dann das umgeordnete System (5.1) am Betriebspunkt i^* zu

$$\begin{aligned} \begin{pmatrix} \ddot{q}_{h,r}(t) \\ \dot{q}_{h,r}(t) \\ \dot{x}_{Pade}(t) \end{pmatrix} &= \begin{bmatrix} -\left(\tilde{M}_{hh,rr}^{(i)}\right)^{-1} \tilde{D} & -\left(\tilde{M}_{hh,rr}^{(i)}\right)^{-1} \tilde{K} & [q_\infty A_{hG0} \quad (q_\infty b/U_\infty) A_{hG1}] C_{Pade} \\ \mathbf{I}^{n_{h,r} \times n_{h,r}} & \mathbf{0}^{n_{h,r} \times n_{h,r}} & \mathbf{0}^{n_{h,r} \times n_{Pade}} \\ \mathbf{0}^{n_{Pade} \times n_{h,r}} & \mathbf{0}^{n_{Pade} \times n_{h,r}} & A_{Pade} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \dot{q}_{h,r}(t) \\ q_{h,r}(t) \\ x_{Pade}(t) \end{pmatrix} \\ + \begin{bmatrix} \left(\tilde{M}_{hh,rr}^{(i)}\right)^{-1} & -\left(\tilde{M}_{hh,rr}^{(i)}\right)^{-1} \tilde{K}_{hh,re} \tilde{K}_{hh,ee}^{-1} \\ \mathbf{0}^{n_{h,r} \times n_{h,r}} & \mathbf{0}^{n_{h,r} \times n_{h,e}} \\ \mathbf{0}^{n_{Pade} \times n_{h,r}} & \mathbf{0}^{n_{Pade} \times n_{h,e}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} B_{u,r} \\ B_{u,e} \end{bmatrix} u(t) \\ + \begin{bmatrix} \left(\tilde{M}_{hh,rr}^{(i)}\right)^{-1} & -\left(\tilde{M}_{hh,rr}^{(i)}\right)^{-1} \tilde{K}_{hh,re} \tilde{K}_{hh,ee}^{-1} \\ \mathbf{0}^{n_{h,r} \times n_{h,r}} & \mathbf{0}^{n_{h,r} \times n_{h,e}} \\ \mathbf{0}^{n_{Pade} \times n_{h,r}} & \mathbf{0}^{n_{Pade} \times n_{h,e}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} B_{d,r} \\ B_{d,e} \end{bmatrix} d(t) \\ + \underbrace{\begin{bmatrix} \left(\tilde{M}_{hh,rr}^{(i)}\right)^{-1} \tilde{K}_{hh,re} \tilde{K}_{hh,ee}^{-1} \tilde{M}_{hh,ee} & \left(\tilde{M}_{hh,rr}^{(i)}\right)^{-1} [\tilde{K}_{hh,re} \tilde{K}_{hh,ee}^{-1} \tilde{D}_{hh,ee} - \tilde{D}_{hh,re}] \\ \mathbf{0}^{n_{h,r} \times n_{h,e}} & \mathbf{0}^{n_{h,r} \times n_{h,e}} \\ \mathbf{0}^{n_{Pade} \times n_{h,e}} & \mathbf{0}^{n_{Pade} \times n_{h,e}} \end{bmatrix}}_* \begin{pmatrix} \ddot{q}_{h,e}(t) \\ \dot{q}_{h,e}(t) \end{pmatrix} \\ + \underbrace{\begin{bmatrix} \left(\tilde{M}_{hh,rr}^{(i)}\right)^{-1} [\tilde{K}_{hh,re} \tilde{K}_{hh,ee}^{-1} \Delta_{M_{hh},er}^{(i,i^*)} - \Delta_{M_{hh},rr}^{(i,i^*)}] \\ \mathbf{0}^{n_{h,r} \times n_{h,r}} \\ \mathbf{0}^{n_{Pade} \times n_{h,r}} \end{bmatrix}}_{B_{f,r}} \ddot{q}_{h,r}(t) \\ + \underbrace{\begin{bmatrix} \left(\tilde{M}_{hh,rr}^{(i)}\right)^{-1} [\tilde{K}_{hh,re} \tilde{K}_{hh,ee}^{-1} \Delta_{M_{hh},ee}^{(i,i^*)} - \Delta_{M_{hh},re}^{(i,i^*)}] \\ \mathbf{0}^{n_{h,r} \times n_{h,e}} \\ \mathbf{0}^{n_{Pade} \times n_{h,e}} \end{bmatrix}}_{**} \ddot{q}_{h,e}(t) \quad i = 0 \quad i^* = 0, 10, \dots, 100 \end{aligned} \tag{5.13}$$

mit

$$\begin{aligned} \tilde{D} &= \tilde{D}_{hh,rr} - \tilde{K}_{hh,re} \tilde{K}_{hh,ee}^{-1} \tilde{D}_{hh,er} \\ \tilde{K} &= \tilde{K}_{hh,rr} - \tilde{K}_{hh,re} \tilde{K}_{hh,ee}^{-1} \tilde{K}_{hh,er} \quad . \end{aligned}$$

Die Matrix $B_{f,r}$ stellt die Fehlereingangsmatrix des reduzierten Systems dar. Über die Matrizen * und ** wirkt die zu eliminierende Dynamik auf das reduzierte System. Dabei wird in (5.13) die Wirkung des statischen Anteils

$$\begin{aligned} q_{h,e} &= \tilde{K}_{hh,ee}^{-1} \left[B_{u,r} u(t) - \tilde{M}_{hh,ee}^{(i)} \ddot{q}_{h,e}(t) - \tilde{D}_{hh,er} \dot{q}_{h,r}(t) - \tilde{D}_{hh,ee} \dot{q}_{h,e}(t) - \tilde{K}_{hh,er} q_{h,r}(t) \right. \\ &\quad \left. - \Delta_{M_{hh},re}^{(i,i^*)} \ddot{q}_{h,r}(t) - \Delta_{M_{hh},ee}^{(i,i^*)} \ddot{q}_{h,e}(t) \right] \end{aligned}$$

des zu eliminierenden Systemteils auf das reduzierte System berücksichtigt (statische Residualisierung). Für den dynamischen Teil wird in (5.13) hingegen

$$\ddot{q}_{h,e} = \mathbf{0}^{n_{h,e} \times 1}, \quad \dot{q}_{h,e} = \mathbf{0}^{n_{h,e} \times 1}$$

angenommen.

Die Abbildung 5.7 zeigt Übertragungsfunktionen des reduzierten Systems das 23 flexible Moden enthält im Vergleich zu dem nicht reduzierten Modell mit 37 flexiblen Moden jeweils für den OWE Fall $m_{ot} = 0\% m_{ot\ max}$ und den Betankungsfall $m_{ot} = 100\% m_{ot\ max}$. Dargestellt sind die Übertragungsfunktionen von linkem äußerem Querruder auf die Beschleunigungen in z -Richtung (siehe Koordinatensystem in Abbildung 1.1) an unterschiedlichen Messpunkten auf der linken Tragfläche jeweils für eine Ordnungsreduktion mit statischer Residualisierung und einer Ordnungsreduktion durch Weglassen der zu eliminierenden Moden. Dabei wird dann in (5.13) $\ddot{q}_{h,e} = \mathbf{0}^{n_{h,e} \times 1}$, $\dot{q}_{h,e} = \mathbf{0}^{n_{h,e} \times 1}$ und $q_{h,e} = \mathbf{0}^{n_{h,e} \times 1}$ angenommen. Die Abbildung zeigt, dass durch die statische Residualisierung im niedrigen Frequenzbereich bis $\bar{\omega} = 0.5$ eine bessere Näherung der Dynamik des Modells mit voller Anzahl der flexiblen Moden erzielt werden kann.

Es ergeben sich damit die in Tabelle 5.3 angegebenen vier Varianten des aeroelastischen Modells mit unterschiedlicher Skalierung hinsichtlich der Detaillierung, Komplexität und Ordnung. Alle

Variante	Flexible Moden	Instationäre Aerodynamik	Ordnung	Böe	Starrkörperzustände
1	37	approximiert	387	Pade g_v, g_h	$\dot{y}, \dot{z}, \dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}$
2	37	quasistationär	117	Pade g_v, g_h	$\dot{y}, \dot{z}, \dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}$
3	23	quasistationär	53	keine	$\dot{y}, \dot{z}, \dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}$
4	6	quasistationär	17	keine	$\dot{y}, \dot{z}, \dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}$

Tabelle 5.3: Varianten des aeroelastischen Modells mit unterschiedlicher Skalierung der Modellgenauigkeit und Komplexität

Varianten liegen in modal transformierter (generalisierter) Form vor und werden in den folgenden Abschnitten für unterschiedliche Zwecke verwendet. Variante 2 wird als Streckenmodell verwendet. Variante 3 und Variante 4 dienen als ordnungsreduzierte Synthesemodelle für die Detektionsfilter beziehungsweise die lokalen Regler des MMAC. Zur Erzeugung von Variante 3 und Variante 4 finden unterschiedliche, dem Einsatzzweck des Modells angepasste, Strategien für die Auswahl der im reduzierten Modell zu berücksichtigenden flexiblen Moden Anwendung.

5.3 Spezifikation der Regelungsaufgabe

Für das generische Modell des Großverkehrsflugzeugs soll unter Berücksichtigung der variablen Betankung der äußeren Tragflächentanks eine fehlerdetektionsbasierte MMA aktive Strukturdämpfung entwickelt werden. Die übrigen Tanks werden als leer angenommen. Ziel der aktiven Strukturdämpfung ist die Reduktion der Beschleunigungen im äußeren Bereich der Tragflächen durch Rückführung der Beschleunigung an den Tragflächenspitzen auf die äußeren Querruder. Explizit sind die in Abbildung 5.6 zu beobachtenden Resonanzspitzen im Frequenzbereich $\bar{\omega} = 0.08$ — $\bar{\omega} = 0.5$ der Übertragungsfunktion von dem äußeren rechten Querruder auf die Beschleunigung an der linken Tragflächenspitze zu bedämpfen. Dadurch könnte eine Reduktion der Lasten und damit des Strukturgewichts in diesem Bereich erzielt werden. Durch die Wahl der zur primären Flugsteuerung eingesetzten Querruder als Aktuatoren müssen keine zusätzlichen Aktuatoren integriert werden. Damit kann der durch die aktive Dämpfung verursachte Aufwand, insbesondere das zusätzliche Gewicht, minimiert und damit die Effizienz des Systems gesteigert werden. Die Robustheit

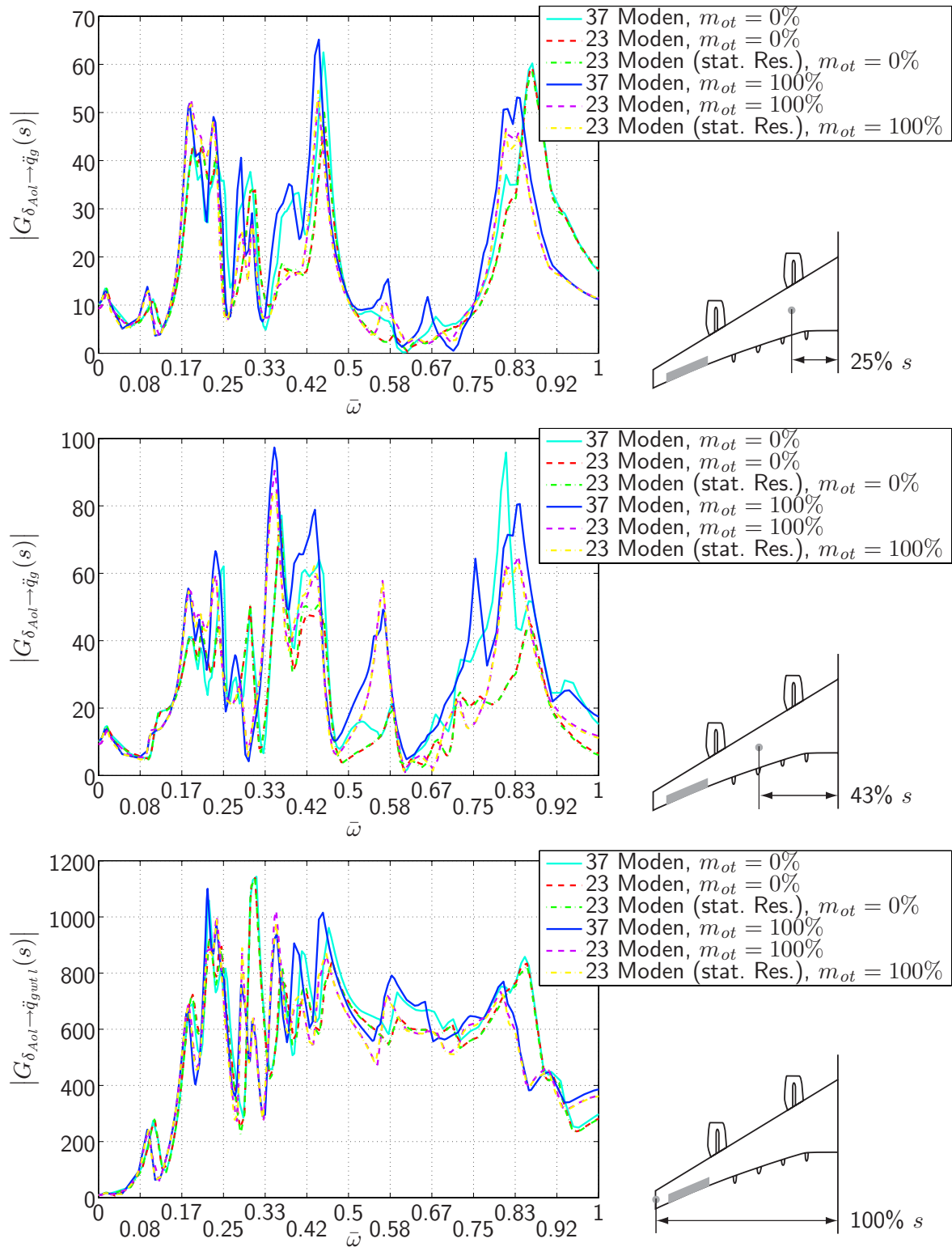


Abbildung 5.7: Betrag der normierten Übertragungsfunktion von dem linken äußeren Querruder auf Beschleunigungsmessungen in z -Richtung auf der linken Tragfläche für unterschiedliche Sensorpositionen über der Spannweite; jeweils für die Betankungsfälle $m_{ot} = 0\%$ $m_{ot\ max}$ und $m_{ot} = 100\%$ $m_{ot\ max}$ des reduzierten und vollständigen Modells aufgetragen über der normierten Frequenz

der erzielten Dämpfung ist für eine, entsprechend der im Abschnitt 5.2.1 erläuterten Funktionsweise des Treibstofftanksystems, stückweise stetig gestaltete Trajektorie der Treibstoffmasse m_{ot} zu zeigen. Im Hinblick auf einen möglichen Einsatz der Regelung in Echtzeit muss das Regelziel mit einer möglichst geringen Ordnung des Reglers erreicht werden.

5.4 Auslegung der fehlerdetektionsbasierten MMA aktiven Strukturregelung

Dieser Abschnitt beschreibt die Auslegung des fehlerdetektionsbasierten MMAC für die in Abschnitt 5.3 spezifizierte Regelungsaufgabe.

Abschnitt 5.4.1 erläutert die Vorgehensweise für den Entwurf und erklärt insbesondere die Verwendung der unterschiedlichen Varianten des aeroelastischen Modells aus Tabelle 5.3. Abschnitt 5.4.2 beschreibt die Auslegung des Supervisor Moduls, Abschnitt 5.4.3 die Auslegung des Moduls Regler–Satz. Simulationsergebnisse sind in Abschnitt 5.5 dargestellt.

5.4.1 Vorgehensweise

Die drei in Abschnitt 5.2.3 vorgestellten Problemstellungen werden in zwei Simulationsexperimenten untersucht. Diese Experimente unterscheiden sich in der Kombination der Varianten des aeroelastischen Modells, die als Synthesemodelle der Detektionsfilter sowie der lokalen Regler und als Regelstrecke eingesetzt werden. Abbildung 5.8 zeigt die unterschiedlichen Verknüpfungen von Modellen für die Synthese der Detektionsfilter und der lokalen Regler sowie der Regelstrecke. Als Synthesemodell für die lokalen Regler des Regler–Satzes dient für beide Simulationen das ordnungsreduzierte Modell des aeroelastischen Systems mit sechs flexiblen Moden in Variante 4 aus Tabelle 5.3. Die Detektionsfilter des Supervisors hingegen werden sowohl an diesem als auch an einem ordnungsreduzierten Modell mit 23 flexiblen Moden synthetisiert. Als Streckenmodell dient jeweils das aeroelastische System mit allen 37 flexiblen Moden und quasistationärer Aerodynamik.

Für jeden der beiden Simulationsblöcke in Abbildung 5.8 steht jeweils ein in Abbildung 5.9 dargestelltes Blockschaltbild mit dem auf die aeroelastische Struktur aufgeschalteten fehlerdetektionsbasierten MMAC. Struktur sowie Funktionsweise des Reglers sind mit dem in Abbildung 4.2 dargestellten für das spezielle ZMS entworfenen fehlerdetektionsbasierten MMAC identisch und für beide Simulationsexperimente gleich.

Das Stellsignal $\delta_C(t)$ des MMAC wird zu den Steuereingaben $\delta_s(t)$ des Piloten, Autopiloten oder *Electronic Flight Control System* (EFCS) addiert. Die Summe ergibt die kommandierten Steuerflächenausschläge $\delta_c(t)$ als Eingang der Aktuatoren. Als bekannte Eingangsgrößen des aeroelastischen Systems werden zur Berechnung der Residuen durch den Detektor–Satz die Steuerflächenausschläge δ auf der Abtriebsseite der Aktuatoren verwendet. Damit ist sichergestellt, dass eventuell auftretende Aktuatorfehler die Stützstellendetektion nicht beeinträchtigen.

Als Nominalbetriebspunkte werden die zwei in Tabelle 5.4 angegebenen Betriebspunkte des Systems gewählt. Die Auswahl der Nominalbetriebspunkte folgt in diesem Beispiel keiner Systematik. Sie

Streckenparameter	Filterentwurfspunkte	
	$i = 0$	$i = 100$
$m_{ot} [\% m_{ot max}]$	0 %	100 %

Tabelle 5.4: Nominalbetriebspunkte des MMAC zur aktiven Dämpfung des aeroelastischen Modells

soll es ermöglichen, die Funktionsfähigkeit des MMAC zu demonstrieren. Der Regler–Satz umfasst

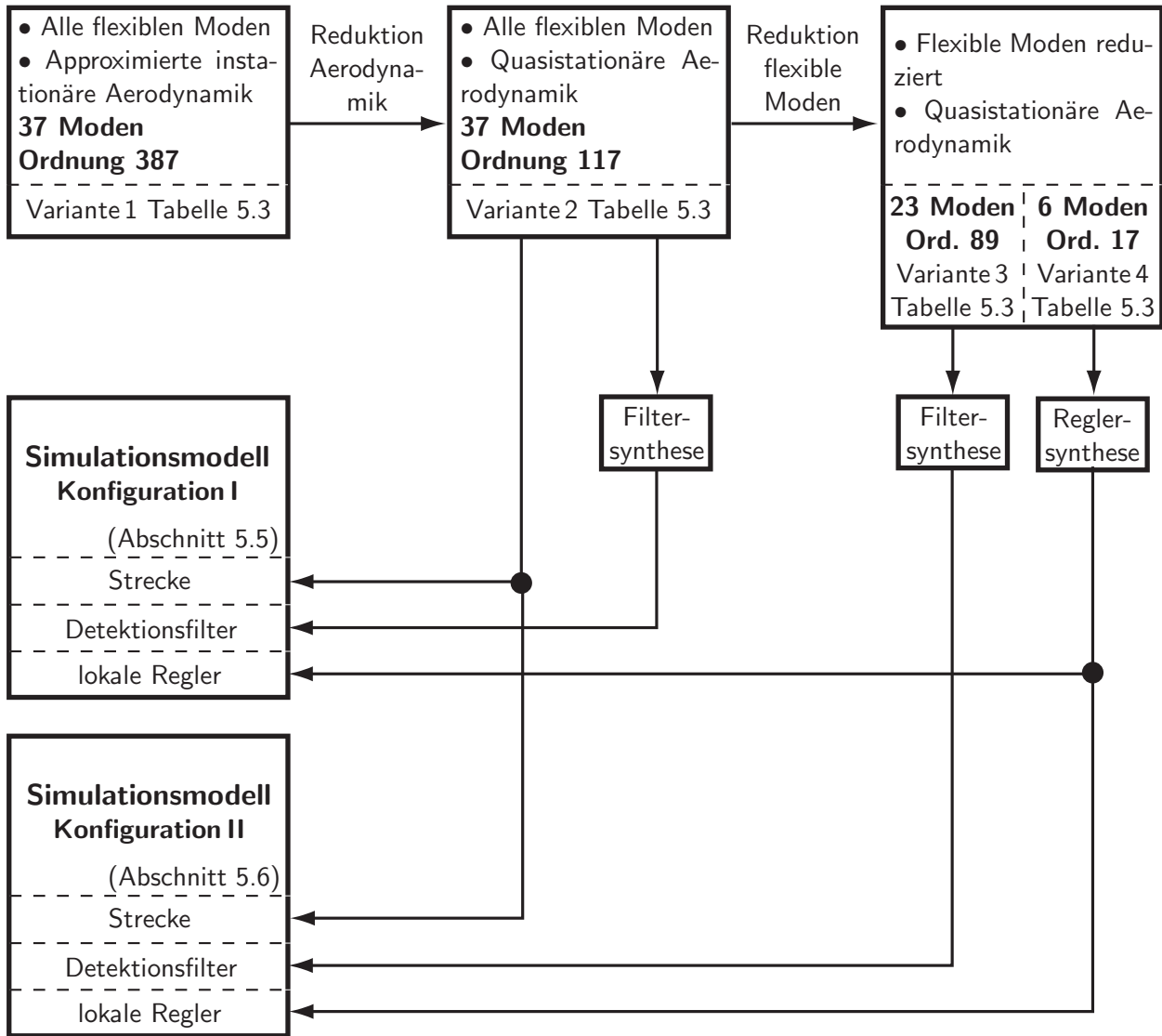


Abbildung 5.8: Verknüpfung von Modellen und Filtern unterschiedlicher Konfiguration für unterschiedliche Simulationsexperimente

dann zwei lokale Regler $C^{(i)}$, ($i = 0, 100$) zur Erzeugung der lokalen Stellsignale $\delta_C^{(i)}$, ($i = 0, 100$). Der Filter-Satz enthält entsprechend zwei normierte Detektionsfilter $Q_{no}^{(i)}$, ($i = 0, 100$) zur Berechnung der normierten Residuen $r_{no}^{(i)}(t)$, ($i = 0, 100$). Der MMAC für das aeroelastische System weist also im Gegensatz zu dem in Kapitel 4 präsentierten Entwurf eine Anzahl von Detektoren auf, die der Anzahl der lokalen Regler $N_{DF} = N$ entspricht. Da, im Gegensatz zu dem speziellen ZMS in Kapitel 4, mit der Treibstoffmasse in den äußeren Tragflächentanks $m_{ot}(t) = m_{oll}(t) = m_{otr}(t)$ nur ein variabler Parameter der Regelstrecke durch den Supervisor des MMAC überwacht werden muss, ist eine Entkopplung der Residuen von mehreren unterschiedlichen Parametern nicht notwendig. Die in Kapitel 4 zu lösende Fehlerisolationsaufgabe braucht in diesem Beispiel also nicht bearbeitet werden. Damit ergibt sich auch keine Aufteilung des globalen Betriebsbereichs in Detektionssektoren, die zu $N_{DF} \neq N$ führt.

Der Messvektor $y(t)$ enthält die m gemessenen physikalischen Beschleunigungen, die sowohl zur Erzeugung der Residuen als auch zur Berechnung der lokalen Stellgrößen herangezogen werden. Das Simulationsmodell enthält keine Sensormodelle. Die Aufnahme von Sensormodellen in das Simulationsmodell ist zur Demonstration der Funktionsfähigkeit des fehlerdetektionsbasierten MMAC

auch nicht erforderlich. Eine Adaption des Reglers soll nur hinsichtlich der Veränderung der Strukturmasse infolge der Entleerung der äußeren Tragflächentanks erfolgen. Die Sensormodelle jedoch sind von dieser Massenveränderung unabhängig und müssen daher auch nicht überwacht werden. Der Vektor der unbekanntenen Störung $g(t) = (g_v(t), g_h(t))^T$ des Systems umfasst nach dem Dryden Spektrum für vertikale Böen gefiltertes weisses Rauschen $g_v(t)$ sowie mit $g_h(t)$ nach dem Dryden Spektrum für horizontale Böen gefiltertes weisses Rauschen.

Das in Abbildung 5.9 dargestellte System ist als SIMULINK-Modell [152] implementiert. Das aeroelastische Modell mit kontinuierlich zeitlich variabler Betankung $m_{ot}(t)$ ist als embedded M-Function in das SIMULINK-Modell integriert. In dieser Funktion ist die kontinuierlich veränderliche Betankung durch die Interpolation

$$\Delta_{M_{gg}}^{(i,i^*)}(t) = \Delta_{M_{gg}}^{(i,i_1^*)} + \frac{m_{ot}^{(i^*)}(t) - m_{ot}^{(i_1^*)}}{m_{ot}^{(i_2^*)} - m_{ot}^{(i_1^*)}} \left[\Delta_{M_{gg}}^{(i,i_2^*)} - \Delta_{M_{gg}}^{(i,i_1^*)} \right] \quad i_1^*, i_2^* = 0, 10, \dots, 100$$

mit

$$m_{ot}^{(i_1^*)} < m_{ot}^{(i^*)}(t) < m_{ot}^{(i_2^*)}$$

entsprechend (5.11) realisiert. Wobei $m_{ot}^{(i^*)}(t)$ die zeitvariante Treibstoffmasse darstellt.

Die folgenden Abschnitte erläutern die Auslegung der einzelnen Module des MMAC. Abschnitt 5.4.2 stellt die Auslegung der Detektionsfilter für den Filter-Satz des Supervisormoduls dar. Abschnitt 5.4.3 beschreibt die lokalen Regler des Regler-Satzes.

5.4.2 Supervisor

Der Block Filter-Satz im Modul Supervisor des MMAC (siehe Abbildung 5.9) enthält die beiden an den Nominalbetriebspunkten ausgelegten Detektionsfilter. Die Konfiguration des Synthesemodells zur Auslegung der Filter bestimmt entscheidend die zu erwartende Filterordnung. Auslegungsziel für den Filter-Satz im Supervisormodul des MMAC ist es, bei einer möglichst geringen Ordnung der Filter sowie einer möglichst geringen Anzahl von notwendigen Messungen eine möglichst sichere und robuste Detektion des dem aktuellen Betankungszustand des aeroelastischen Modells nächstgelegenen Nominalbetriebspunkts des MMAC zu erzielen.

In Anbetracht der hohen Ordnung des aeroelastischen Modells kommt dem Ziel, Detektionsfilter einer möglichst geringen Ordnung zu erzeugen, vor allem hinsichtlich eines möglichen Einsatzes des MMAC in Echtzeit eine besondere Bedeutung zu.

In den beiden im Folgenden präsentierten Simulationsexperimenten (siehe Abschnitte 5.5 und 5.6) werden verschiedene Ansätze zur Reduktion der Filterordnung untersucht:

1. Verwendung des quasistationären aeroelastischen Systems als Synthesemodell der Detektionsfilter (Abschnitt 5.5 & 5.6)
2. Modal transformierte Form dieses Synthesemodells (Abschnitt 5.5 & 5.6)
3. Modale Reduktion des Filtersynthesemodells (Abschnitt 5.6)
4. Reduktion des Detektionsfilters (Abschnitt 5.5 & 5.6)

Die Wahl eines Synthesemodells geringer Ordnung kann einerseits helfen, die Ordnung des Filters gering zu halten, andererseits numerische Probleme in der Auslegung des Filters zu reduzieren und damit die Güte der Filterauslegung zu verbessern. Da die Adaption des MMAC nur hinsichtlich der Treibstoffmasse erfolgt, sollten alle Modellteile, die nicht von der Treibstoffmasse beeinflusst werden, wie zum Beispiel Aktuatormodelle oder Sensormodelle, daher nicht in das Synthesemodell aufgenommen werden.

Um die Ordnung des Filtersynthesemodells möglichst gering zu halten, enthält dieses keine Approximation der von der Treibstoffmasse unabhängigen instationären Aerodynamik. Das Modell verfügt

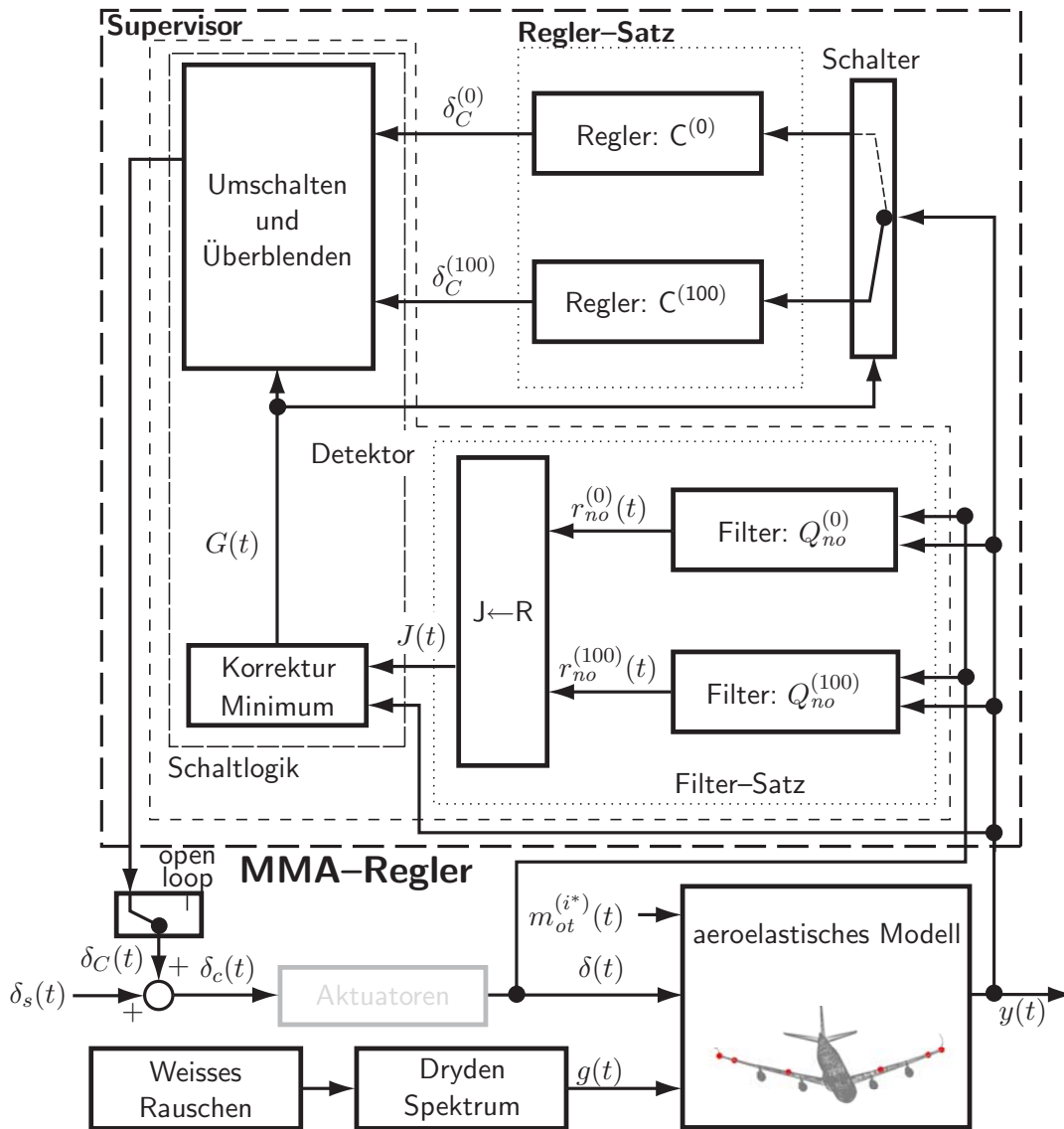


Abbildung 5.9: Blockschaftbild der fehlerdetektionsbasierten MMA aktiven Strukturregelung für das aeroelastische Modell eines Großverkehrsflugzeugs mit variabler Betankung der äußeren Tragflächentanks

Der Aktuatorenblock ist nicht implementiert.

damit über eine quasistationäre Aerodynamik. Diese Vereinfachung stellt kein Problem hinsichtlich der Relevanz der Simulation dar. Die Stützstellendetektion bezüglich des Flugzustands wie Höhe, Machzahl, Geschwindigkeit, ist wie in Abschnitt 3.3 diskutiert, nicht ausschließlich durch die Überwachung der Strecke hinsichtlich der fiktiven Fehlerkräfte möglich. Somit ist kein hochgenaues Aerodynamikmodell erforderlich. Zur Bestimmung des Flugzustands muss auch auf Sensoren wie Staudrucksonde oder Höhenmesser zurückgegriffen werden, die in Verkehrsflugzeugen üblicherweise vorhanden sind und deren Signale unter anderem bereits zur Regelung der Starrkörperbewegung herangezogen werden. Es ist nach der Filterauslegung zu überprüfen, inwieweit die Detektion des Betankungszustands gegenüber Veränderungen des Flugzustands robust ist. Dies kann im Rahmen dieser Arbeit jedoch nicht geschehen da für das Simulationsmodell nur Daten eines Flugzustands zur Verfügung stehen.

Das modal transformierte Strukturmodell in Zustandsraumdarstellung weist mit $2 \cdot n_h = 74$ flexiblen modalen Freiheitsgraden gegenüber dem Modell in physikalischen Koordinaten mit mehr als 1400

Freiheitsgraden eine signifikant geringere Ordnung auf. Die für das aeroelastische Flugzeugmodell gewählte Auslegung der Filter an dem modal transformierten System ermöglicht damit gegenüber einem Synthesemodell in physikalischen Koordinaten, wie in Kapitel 4 verwendet, eine deutliche Reduktion der Filterordnung.

Der zur Filtersynthese verwendete Algorithmus ermöglicht es, wie in Abschnitt 2.3 beschrieben, die Ordnung des zu berechnenden Nullraums zu reduzieren. Damit kann im Gegensatz zu den meisten anderen veröffentlichten Algorithmen zur Auslegung modellbasierter Fehlerdetektoren eine Filterordnung geringer als die Ordnung des Synthesemodells erzielt werden.

Zunächst soll das aeroelastische Modell in Variante 2 (siehe Tabelle 5.3) als Filtersynthesemodell dienen. Das aeroelastische Modell (5.3) kann entsprechend (2.51) am i^* -ten Betriebspunkt aus Sicht des i -ten Nominalbetriebspunkts des MMAC als

$$\dot{x}(t) = A^{(i)} x(t) + B_u^{(i)} u(t) + B_d^{(i)} d(t) + B_f^{(i)} f_{fg}^{(i,i^*)}(t) \quad (5.14a)$$

$$y(t) = C^{(i)} x(t) + D_u^{(i)} u(t) + D_d^{(i)} d(t) + D_f^{(i)} f_{fg}^{(i,i^*)}(t) \quad (5.14b)$$

$i = 0, 100 \quad i^* = 0, 10, \dots, 100$

formuliert werden. Die Matrix der Messungen $C^{(i)}$ ergibt sich aus der Wahl der Stationen zur Messung der Beschleunigungen auf der Flugzeugstruktur.

Als Messpunkte werden die physikalischen Beschleunigungen in z-Richtung (siehe Koordinatensystem in Abbildung 1.1) an den in Tabelle (5.5) angegebenen Punkten auf den beiden Tragflächen gewählt. Der Filter für den Nominalbetriebspunkt $i = 0$ verwendet sieben Beschleunigungsmessun-

Nominalbetriebspunkt			
$i=0$		$i=100$	
Messung	% s	Messung	% s
1	24.0	1	24.0
2	35.4	2	35.4
3	41.6	3	41.6
4	54.0	4	54.0
5	66.4	5	66.4
6	76.5	6	76.5
7	87.3	7	87.3
8		8	94.9
9		9	100.0

Tabelle 5.5: Verteilung der Punkte zur Messung der Beschleunigungen über der Halbspannweite auf beiden Tragflächen für die am nicht reduzierten Modell ausgelegten Detektionsfilter

gen im mittleren Bereich der Spannweite auf beiden Tragflächen. Insgesamt also 14 Messungen. Der Filter für den Nominalbetriebspunkt $i = 100$ verwendet ebenfalls diese sieben Messungen und zusätzlich zwei Messungen an der Tragflächenspitze und damit 18 Messungen. Die Wahl der Anzahl und Lage der Messpunkte beeinflusst sehr stark die Lösbarkeit sowie die Güte der Lösung des Detektorproblems. Die in Tabelle (5.5) angegebene Auswahl von Messpunkten ist Resultat von Versuchen, möglichst gute Entkopplungseigenschaften der Detektionsfilter zu erreichen.

Die Eingangsmatrix der fiktiven Fehlerkräfte infolge Veränderung der Treibstoffmasse

$$f_{fstg}^{(i,i^*)}(t) = f_{fg}^{(i,i^*)}(t) = \Delta_{M_{gg}}^{(i,i^*)} \ddot{q}_g(t) \quad i = 0, 100 \quad i^* = 0, 10, \dots, 100 \quad (5.15)$$

nach (2.39) in (5.14) ergibt sich entsprechend (2.40) an den Nominalbetriebspunkten zu

$$B_f^{(i)} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}^{n_h \times n_h} & -\tilde{M}_{hh}^{(i)-1} \left(\Phi_{gh}^{(0)} \right)^T & \mathbf{0}^{n_h \times n_{Pade}} \\ \mathbf{0}^{n_h \times n_h} & \mathbf{0}^{n_h \times n_g} & \mathbf{0}^{n_h \times n_{Pade}} \\ \mathbf{0}^{n_{Pade} \times n_h} & \mathbf{0}^{n_{Pade} \times n_g} & \mathbf{0}^{n_{Pade} \times n_{Pade}} \end{bmatrix} \quad i = 0, 100$$

mit der Systemmasse $\tilde{M}_{hh}^{(i)}$ nach (5.12). Entsprechend ergibt sich für den Durchgriff der fiktiven Fehlerkräfte an den Nominalbetriebspunkten

$$D_f^{(i)} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}^{m \times n_h} & -\phi_{gh}^{(0)} \tilde{M}_{hh}^{(i)-1} \left(\Phi_{gh}^{(0)} \right)^T & \mathbf{0}^{m \times n_{Pade}} \end{bmatrix} \quad i = 0, 100$$

mit $\phi_{gh}^{(0)}$ als den Zeilen der Modalmatrix $\Phi_{gh}^{(0)}$ für den OWE Fall, die den physikalischen Freiheitsgraden entsprechen die zu den in Tabelle 5.5 angegebenen Messpunkten gehören.

Im Gegensatz zu dem in Kapitel 4 beschriebenen speziellen ZMS besitzt die Matrix der Unterschiede der physikalischen Massen eine blockdiagonale (siehe (5.10)) Struktur und damit auch Einträge auf den Nebendiagonalen. Daher hängt eine Komponente des Vektors der fiktiven Fehlerkräfte (5.15) von physikalischen Beschleunigungen in mehreren Freiheitsgraden ab. Diese Konstellation entspricht dem in Abschnitt 3.3.1 auf Seite 78 spezifizierten Fall 3. Wie ebenda diskutiert muss für eine sichere Detektion jedoch eine Struktur mit ausschließlich Einträgen auf der Hauptdiagonalen der Matrix der Parameterveränderungen vorliegen. Nur dann ist gewährleistet, dass die einzelnen Komponenten des Vektors der fiktiven Fehlerkräfte eine ausreichende Information über den Parameterunterschied des Systems tragen.

Für das aeroelastische System wird die Diagonalisierung durch die *Singulärwertzerlegung* (SVD)

$$\text{svd} \left(\Delta_{M_{gg}}^{(i,i^*)} \right) \rightarrow U^{(i,i^*)}, \Sigma^{(i,i^*)}, V^{(i,i^*)} \quad i = 0, 100 \quad i^* = 0, 10, \dots, 100$$

erreicht². Es gilt dann

$$U^{(i,i^*)} \Sigma^{(i,i^*)} V^{(i,i^*)T} = \Delta_{M_{gg}}^{(i,i^*)} \quad i = 0, 100 \quad i^* = 0, 10, \dots, 100 \quad .$$

Dabei ist $\Sigma^{(i,i^*)}$ eine $n_g \times n_g$ Matrix mit den Singulärwerten $s_j^{(i,i^*)}$, ($j = 1, 2, \dots, n_g$) der Matrix der Unterschiede der physikalischen Massen dem Wert nach auf der Hauptdiagonalen absteigend geordnet. Da die Elemente auf der Blockdiagonalen der Matrizen $\Delta_{M_{gg}}^{(i,i^*)}$ nur für wenige Strukturknoten besetzt sind, ergibt sich für sehr viele Singulärwerte der Wert null. Abbildung 5.10 zeigt die jeweils acht größten Singulärwerte der Matrizen der Unterschiede der Massen zwischen dem Betriebspunkt des Systems und den beiden Filtersynthesepunkten. Die Abbildung zeigt, dass alle Singulärwerte ein Mass für den Abstand des Systems von den beiden Nominalbetriebspunkten des MMAC hinsichtlich der Treibstoffmasse in den äußeren Tragflächentanks darstellen.

Abbildung 5.11 zeigt die *inneren Vektorprodukte* p_j , ($j = 1, 2, \dots, 8$) der Fehlereingangsvektoren, die zu den in Abbildung 5.10 dargestellten acht größten Singulärwerten gehören

$$p_j = \frac{1}{\left| \tilde{B}_f^{(i,i^*)} \right|_{(j)}} \tilde{B}_f^{(i,i^*)} \bullet \frac{1}{\left| \tilde{B}_f^{(i,i^*)} \right|_{(j)}} \tilde{B}_f^{(i,i^*)} \quad i = 0, 100 \quad i^* = 0, 10, \dots, 100 \quad j = 1, 2, \dots, 8$$

mit den Fehlereingangsmatrizen

$$\tilde{B}_f^{(i,i^*)} = B_f^{(i)} U^{(i,i^*)} \quad i = 0, 100 \quad i^* = 0, 10, \dots, 100$$

²Die Matrizen der Unterschiede der physikalischen Massen sind nur aus Sicht des Betankungsfalls $i = 0$ (OWE) direkt gegeben. Für den Filterauslegungspunkt $i = 100$ werden die entsprechenden Matrizen nach

$$\Delta_{M_{gg}}^{(i=100,i^*)} = \Delta_{M_{gg}}^{(i=0,i^*)} - \Delta_{M_{gg}}^{(i=0,100)} \quad i^* = 0, 10, \dots, 100$$

berechnet.

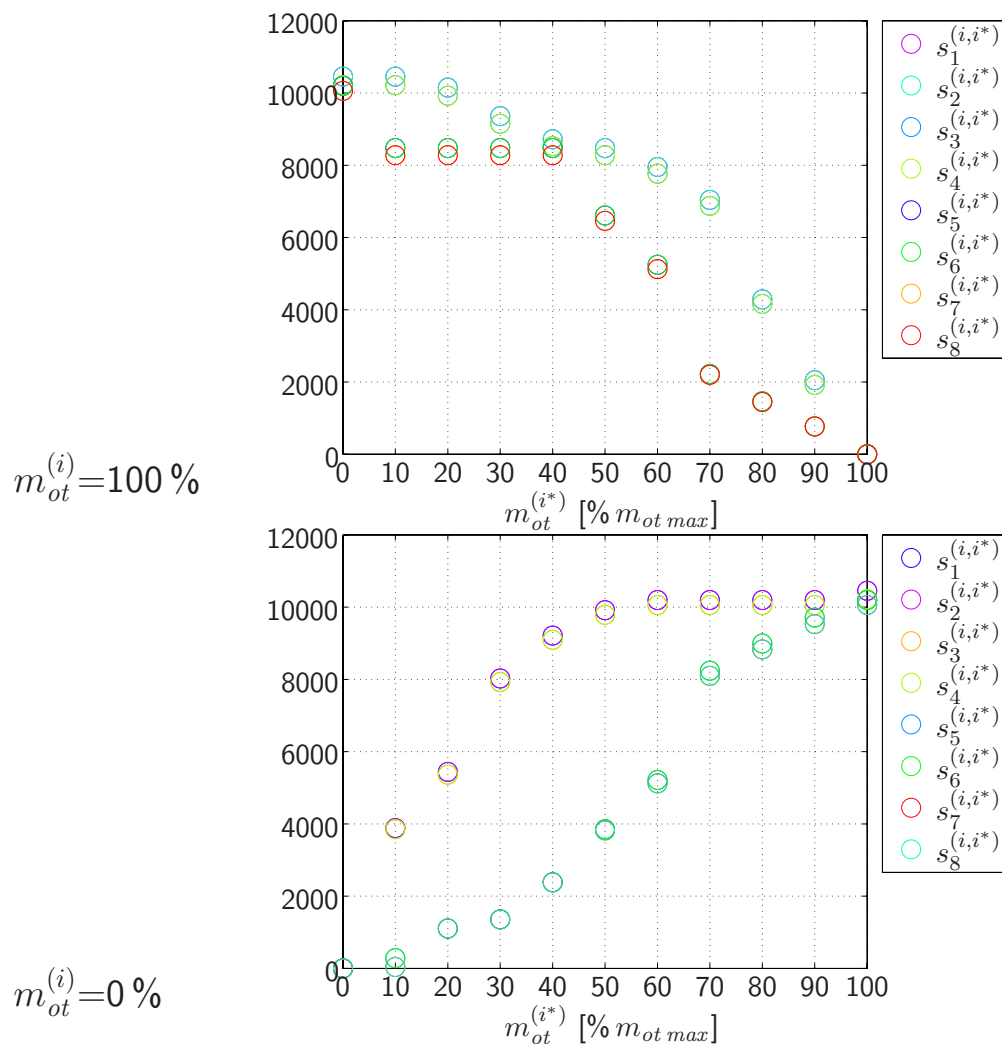


Abbildung 5.10: Singulärwerte der Matrizen der Massenunterschiede des Systems bezüglich der Filtersynthesepunkte

und den entsprechenden Fehlervektoren

$$\tilde{f}_{f_g}^{(i,i^*)}(t) = \Sigma^{(i,i^*)} V^{(i,i^*)T} \ddot{q}_g(t) \quad i = 0, 100 \quad i^* = 0, 10, \dots, 100 \quad .$$

Die Abbildung zeigt, dass die meisten Fehlerrichtungen sich über die betrachteten Betankungsfälle hinweg nur wenig ändern. Wird also an einem der beiden Nominalbetriebspunkte eine Fehlerrichtung entkoppelt, bleibt das Residuum von der in dieser Fehlerrichtung wirkenden fiktiven Fehlerkraft über den gesamten Betriebsbereich hinweg unabhängig. Damit kann näherungsweise erreicht werden, dass das Residuum nur von derjenigen fiktiven Fehlerkraft beeinflusst wird, die dem größten Singulärwert entspricht und damit die größte Wirkung auf das System besitzt. Nach Abbildung 5.10 stellt diese fiktive Kraft ein Maß für den Abstand des Systems zu den beiden Nominalbetriebspunkten dar. In Abschnitt 3.3.1 wird die Bedeutung des Einflusses nur einer fiktiven Fehlerkraft auf das Detektionsresiduum näher diskutiert.

Nach diesen Überlegungen werden nun für das System (5.14) an den beiden Nominalbetriebspunkten modifizierte Fehlereingangsmatrizen

$$\hat{B}_f^{(i)} = \tilde{B}_f^{(i)}(1) \quad i = 0, 100 \quad (5.16)$$

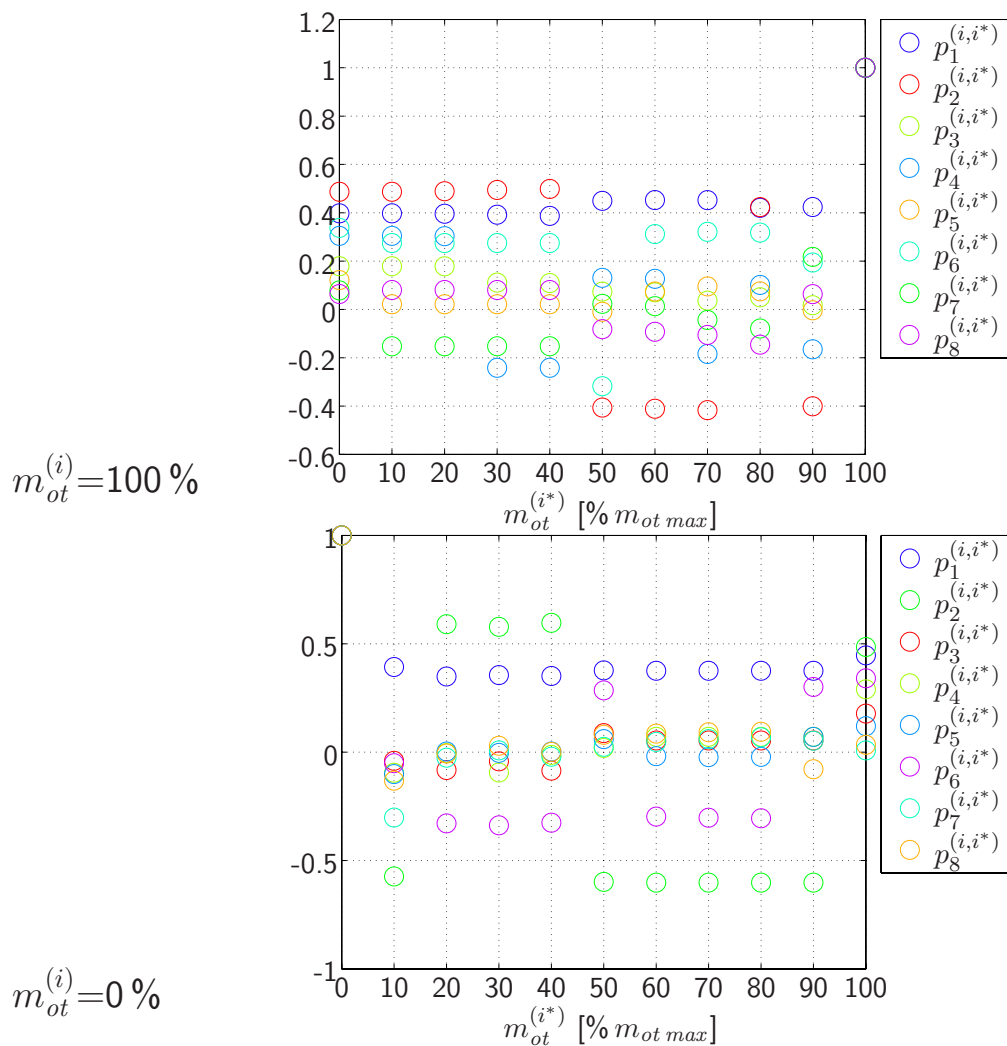


Abbildung 5.11: Innere Vektorprodukte der Fehlerrichtungen

formuliert. Diese enthalten nur die zum größten Singulärwert gehörende und damit wirksamste Fehlerrichtung. Die modifizierten Störungseingangsmatrizen

$$\hat{B}_d^{(0)} = [B_d^{(0)}, \tilde{B}_f^{(0)}(j)] \quad j = 2, 4, 5, 7 \quad (5.17a)$$

und

$$\hat{B}_d^{(100)} = [B_d^{(100)}, \tilde{B}_f^{(100)}(j)] \quad j = 2, 3, 4, 6 \quad (5.17b)$$

enthalten dann die Eingangsvektoren der atmosphärischen Störungen sowie die Fehlerrichtungen deren Entkopplung eine näherungsweise³ Abhängigkeit des Residuums nur von der wirksamsten Fehlerkraft ermöglicht, um so die Detektion des nächstgelegenen Nominalbetriebspunkts sicherzustellen. Fiktive Fehlerkräfte die vergleichsweise kleinen Singulärwerten entsprechen und damit nur eine geringe Wirkung auf das System besitzen bleiben in der Auslegung unberücksichtigt, um so die Anzahl der zu entkoppelnden Fehlerkräfte zu reduzieren.

Eine ebenfalls auf einer Singulärwertzerlegung der Matrix der Parameterunterschiede beruhende Auslegung modellbasierter Detektionsfilter wenden Liberatore et al. [144, 145] an. Die Zerlegung

³Soll die Abhängigkeit des Detektionsresiduums exakt nur von der fiktiven Fehlerkraft, die dem größten Singulärwert entspricht, realisiert werden, müssen alle übrigen Fehlerrichtungen deren zugehöriger Singulärwert ungleich null ist entkoppelt werden. Neben numerischen Schwierigkeiten bei der Lösung des Detektorproblems wäre die hohe Anzahl der dafür notwendigen Messungen eine weitere Schwierigkeit.

ermöglicht in dieser Arbeit eine Reduktion der Anzahl der für die Überwachung eines Balkens hinsichtlich von Strukturschäden notwendigen Residuen.

Die Detektionsfilter $Q^{(0)}$ und $Q^{(100)}$ werden nun für das System (5.14) mit den modifizierten Matrizen (5.16) und (5.17) durch den in Abschnitt 2.3 erläuterten Algorithmus an den beiden Nominalbetriebspunkten berechnet. Für das System der Ordnung 117 können die in Tabelle 5.6 angegebenen Filterordnungen erzielt werden. Die Tabelle zeigt die durch Anwendung des Algorithmus

Filter	Ordnung
$Q^{(0)}$	12
$Q^{(100)}$	8

Tabelle 5.6: Ordnung der am Synthesemodell mit Ordnung 117 ausgelegten Detektionsfilter

im Vergleich zur Ordnung des Synthesemodells erzielbare immense Reduktion der Filterordnung. Aufgrund dieser Fähigkeit ist der Algorithmus besonders für den Filterentwurf auf Basis von Systemen sehr hoher Ordnung geeignet.

Die Abbildung 5.12 zeigt die Beträge der normierten Übertragungsfunktionen von den Steuerflächenausschlägen als bekannte Systemeingänge auf das Detektionsresiduum bei Aufschaltung der Detektoren auf das System jeweils an den Filtersynthesepunkten. Abbildung 5.13 zeigt entsprechend die Beträge der normierten Übertragungsfunktionen von den atmosphärischen Störungen sowie den zu entkoppelnden fiktiven Fehlerkräften auf das Residuum. In Abbildung 5.14 sind die Beträge der normierten Übertragungsfunktionen von der als Fehler betrachteten fiktiven Kraft auf das Residuum dargestellt. Als Normierung der Übertragungsfunktion von dem Fehlereingang auf das Residuum ist die H_∞ -Norm nach (3.26) gewählt worden.

Die Abbildungen 5.12 und 5.13 verdeutlichen die gute Entkopplung des Residuums von den bekannten Systemeingängen sowie von den zu entkoppelnden fiktiven Fehlerkräften für beide Nominalbetriebspunkte. Die hohe Güte dieser Entkopplungen ist eine fundamentale Voraussetzung für die Lösung der Detektionsaufgabe. Nominalbetriebspunkt $m_{ot} = 0\% m_{ot\ max}$ zeigt auch eine sehr gute Entkopplung des Residuums von den atmosphärischen Störungen. Für den Nominalbetriebspunkt $m_{ot} = 100\% m_{ot\ max}$ ist die Wirkung der atmosphärischen Störungen auf das Detektionsresiduum im Vergleich zu dem Filtersynthesepunkt $m_{ot} = 0\% m_{ot\ max}$ jedoch schlechter unterdrückt wie in Abbildung 5.13 zu erkennen ist.

In Abbildung 5.14 ist die Normierung der Fehlerübertragung deutlich zu erkennen. Der Betrag der Übertragungsfunktion von überwachtem Fehler auf das Residuum ist an beiden Nominalbetriebspunkten gleich.

Die Abbildung 5.15 zeigt die Beträge der Übertragungsfunktionen von den Steuerflächenausschlägen auf das Residuum bei Aufschaltung des an dem Nominalbetriebspunkt $m_{ot}^{(i)} = 0\% m_{ot\ max}$ ausgelegten Detektionsfilters auf das aeroelastische System in der Variante des Synthesemodells an den Betriebspunkten $m_{ot}^{(i^*)} = 0, 10, 20, \dots, 100\% m_{ot\ max}$. Die Beträge der Übertragungsfunktionen von allen bekannten Systemeingängen auf das Residuum zeigen zum einen die Detektierbarkeit der exakten Übereinstimmung des Betriebspunkts der Strecke mit dem Nominalbetriebspunkt $i = 0$. Für alle Steuerflächen wird der Betrag der Übertragungsfunktion für den Streckenbetriebspunkt $i^* = 0$ im betrachteten Frequenzbereich zu Null

$$\left| G_{no\delta_i \rightarrow r}^{(0,0)}(s) \right| = 0 \quad \delta_i \in \{\delta_E, \delta_{Air}, \delta_{Aor}, \delta_{Ail}, \delta_{Aol}, \delta_R\} \quad . \quad (5.18)$$

Zum anderen ist die Detektierbarkeit des dem Nominalbetriebspunkt $i = 0$ im Sinne des Unterschieds der Treibstoffmasse nächstgelegenen Betriebspunkts der Strecke $i^* = 10$ für alle Steuerflächeneingänge möglich. Die Beträge der Übertragungsfunktionen werden für diesen Betankungsfall im betrachteten Frequenzbereich minimal

$$\left| G_{no\delta_i \rightarrow r}^{(0,10)}(s) \right| < \left| G_{no\delta_i \rightarrow r}^{(0,i^*)}(s) \right| \quad \delta_i \in \{\delta_E, \delta_{Air}, \delta_{Aor}, \delta_{Ail}, \delta_{Aol}, \delta_R\} \quad i^* = 20, 30, \dots, 100 \quad . \quad (5.19)$$

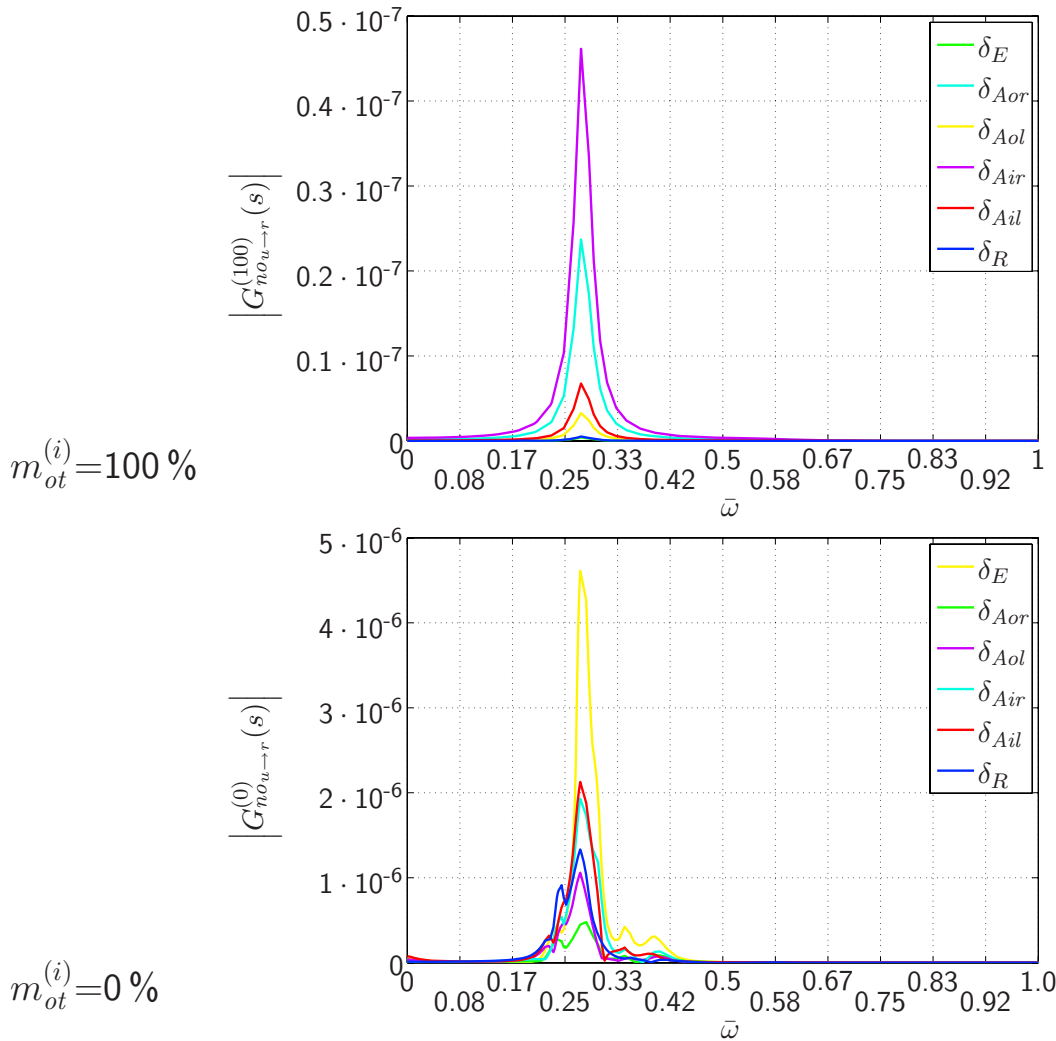


Abbildung 5.12: Betrag der normierten Übertragungsfunktion von den Ruderausschlägen als bekannte Systemeingänge auf das normierte Residuum an den Filtersynthesepunkten $m_{ot} = 0\% m_{ot\ max}$, $m_{ot} = 100\% m_{ot\ max}$; jeweils aufgetragen über der normierten Frequenz

Die Lösung dieser beide Detektionsprobleme ist für den Betrieb des fehlerdetektionsbasierten MMAC ausreichend. Abbildung 5.15 zeigt darüber hinaus, dass der Zusammenhang zwischen dem Betankungsfall der Strecke und der Amplitude der Übertragungsfunktionen nicht nur für den minimalen Unterschied der Treibstoffmasse eindeutig ist. Vielmehr skaliert sich der Betrag der Übertragungsfunktion mit dem Unterschied der Treibstoffmasse für alle betrachteten Betankungsfälle. Es gilt

$$\left| G_{no_{\delta_i \rightarrow r}}^{(0,10)}(s) \right| < \left| G_{no_{\delta_i \rightarrow r}}^{(0,20)}(s) \right| < \dots < \left| G_{no_{\delta_i \rightarrow r}}^{(0,100)}(s) \right| \quad \delta_i \in \{\delta_E, \delta_{Air}, \delta_{Aor}, \delta_{Ail}, \delta_{Aol}, \delta_R\} \quad . \quad (5.20)$$

Die Detektionsfilter lösen also hinsichtlich des Unterschieds der Treibstoffmasse in den äußeren Tragflächentanks zwischen Nominalbetriebspunkt und Betriebspunkt der Strecke ein qualitatives Fehlerschätzungsproblem. Die Amplitude des normierten Residuums ist ein qualitatives Maß für den Parameterunterschied zwischen Nominalbetriebspunkt und Betriebspunkt der Strecke.

Für die atmosphärischen Störungen sind ebenfalls die Eigenschaften nach (5.18), (5.19) und für die vertikale Böe g_v auch (5.20) erfüllt. Allerdings zeigt der Betrag der Übertragungsfunktion der horizontalen Böe g_h nur eine sehr schwache Skalierung bezüglich des Unterschieds der Treibstoffmasse in den äußeren Tragflächentanks insbesondere für höhere Treibstoffmassen im niedrigeren

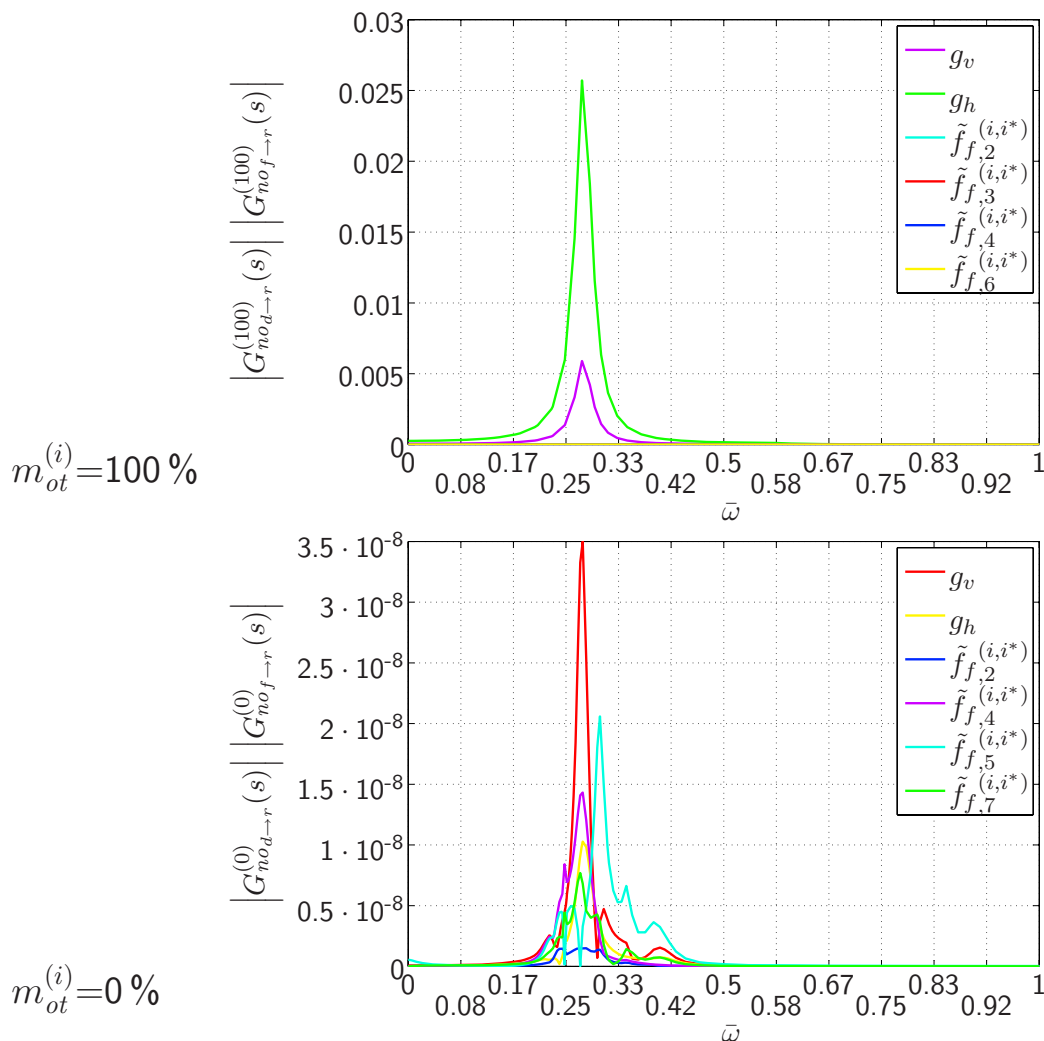


Abbildung 5.13: Betrag der normierten Übertragungsfunktion von den atmosphärischen Störungen als unbekannte Systemeingänge sowie von den zu entkoppelnden fiktiven Fehlerkräften auf das normierte Residuum an den Filtersynthesepunkten $m_{ot} = 0\% m_{ot\ max}$, $m_{ot} = 100\% m_{ot\ max}$; jeweils aufgetragen über der normierten Frequenz $\bar{\omega}$

Frequenzbereich

$$\left| G_{no_{g_h} \rightarrow r}^{(0,20)}(s) \right| \approx \left| G_{no_{g_h} \rightarrow r}^{(0,30)}(s) \right| \approx \dots \approx \left| G_{no_{g_h} \rightarrow r}^{(0,100)}(s) \right| .$$

Dies deutet auf ein Steuerbarkeitsproblem hinsichtlich der durch die Unterschiede der Betankung hervorgerufenen fiktiven Fehlerkräfte hin. Die horizontale Böe scheint nur schwach Schwingungen anzuregen, die eine Bewegung der Struktur im Bereich der Tanks bewirken. Beide atmosphärischen Störungen zeigen die, im Vergleich zu den Steuerflächen, geringste Wirkung auf das Residuum. Besonders gering ist jedoch die Wirkung der horizontalen Böe.

Abbildung 5.16 präsentiert entsprechend die Übertragungsfunktionen von den bekannten und unbekannt Systemeingängen auf das Residuum am Nominalbetriebspunkt $i = 100$. Auch für diesen Filtersynthesepunkt sind die für den Betrieb des fehlerdetektionsbasierten MMAC notwendigen Eigenschaften entsprechend (5.18) und (5.19) für die Steuerflächenausschläge erfüllt. Ebenfalls ist das Residuum entsprechend (5.20) für die Steuerflächeneingänge skaliert. Am Nominalbetriebspunkt $i = 100$ ist jedoch für die vertikale Böe nur die Eigenschaft nach (5.18) zur Detektion der exakten Übereinstimmung erfüllt. Für die horizontale Böe ist auch diese Detektionsaufgabe nicht möglich

$$\left| G_{no_{g_h} \rightarrow r}^{(100,100)}(s) \right| \neq 0 .$$

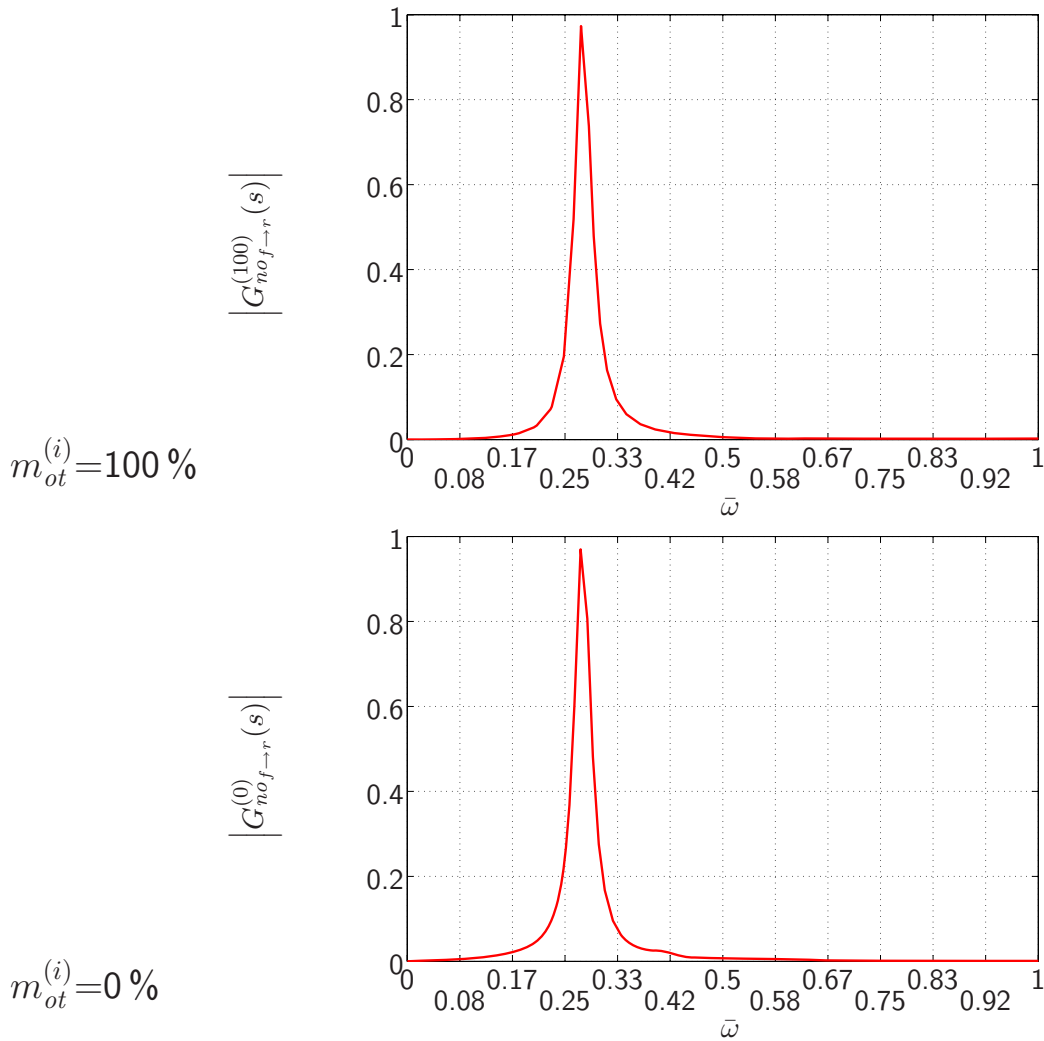


Abbildung 5.14: Betrag der normierten Übertragungsfunktion von dem als Fehler deklarierten Eingang auf das normierte Residuum an Filtersynthesepunkten $m_{ot} = 0\% m_{ot\ max}$, $m_{ot} = 100\% m_{ot\ max}$; jeweils aufgetragen über der normierten Frequenz

Die Ursache hierfür liegt in der im Vergleich zum Nominalbetriebspunkt $i = 0$ schlechteren Entkopplung der atmosphärischen Störungen (siehe Abbildung 5.13). Beide atmosphärischen Störungen weisen allerdings auch am Nominalbetriebspunkt $i = 100$ nur eine im Vergleich zu den Steuerflächenausschlägen geringe Wirkung auf das Residuum auf.

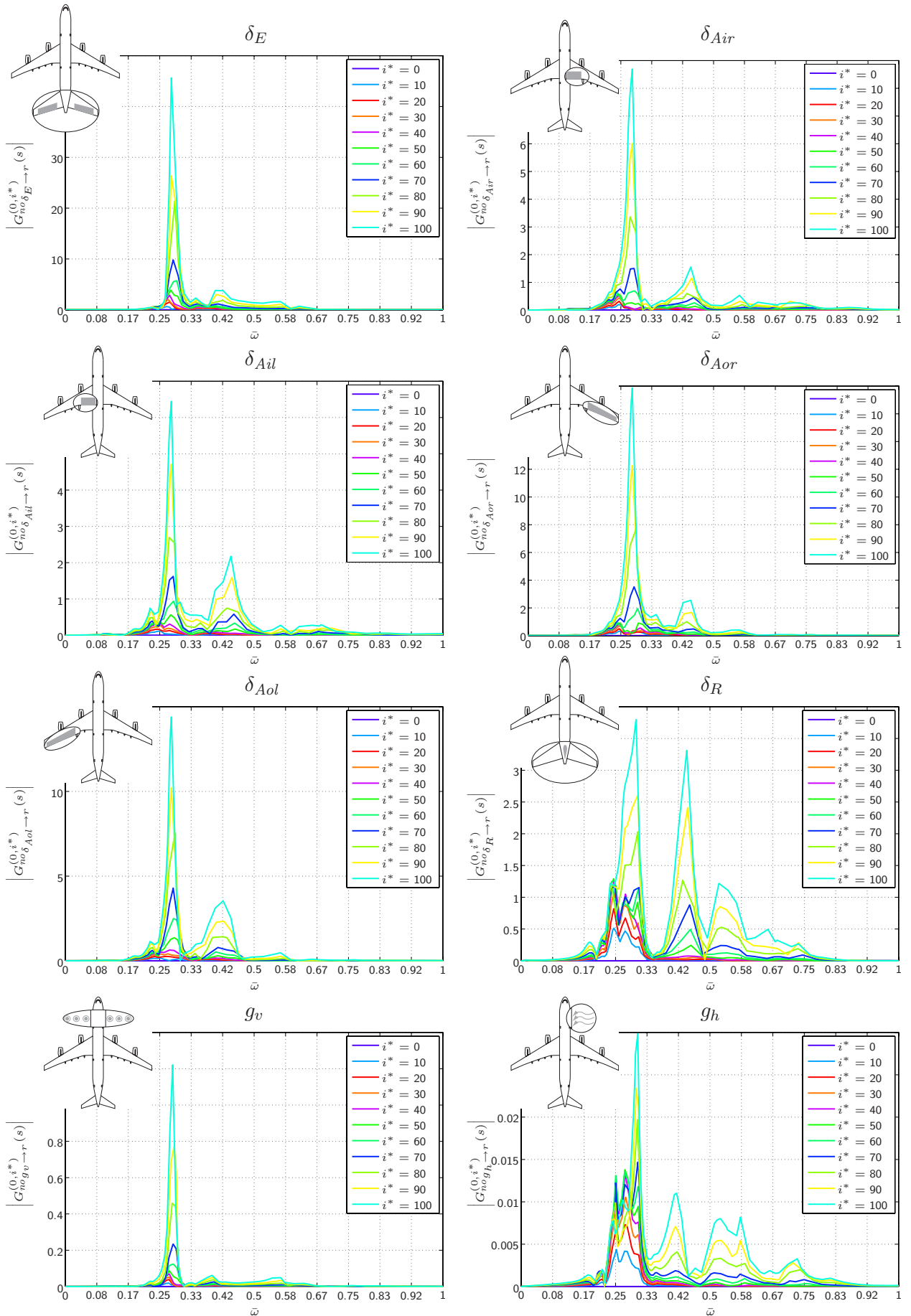


Abbildung 5.15: Betrag der normierten Übertragungsfunktion der Systemeingänge auf das am Nominalbetriebspunkt $i = 0$ gebildete Residuum für unterschiedliche Streckenbetriebspunkte

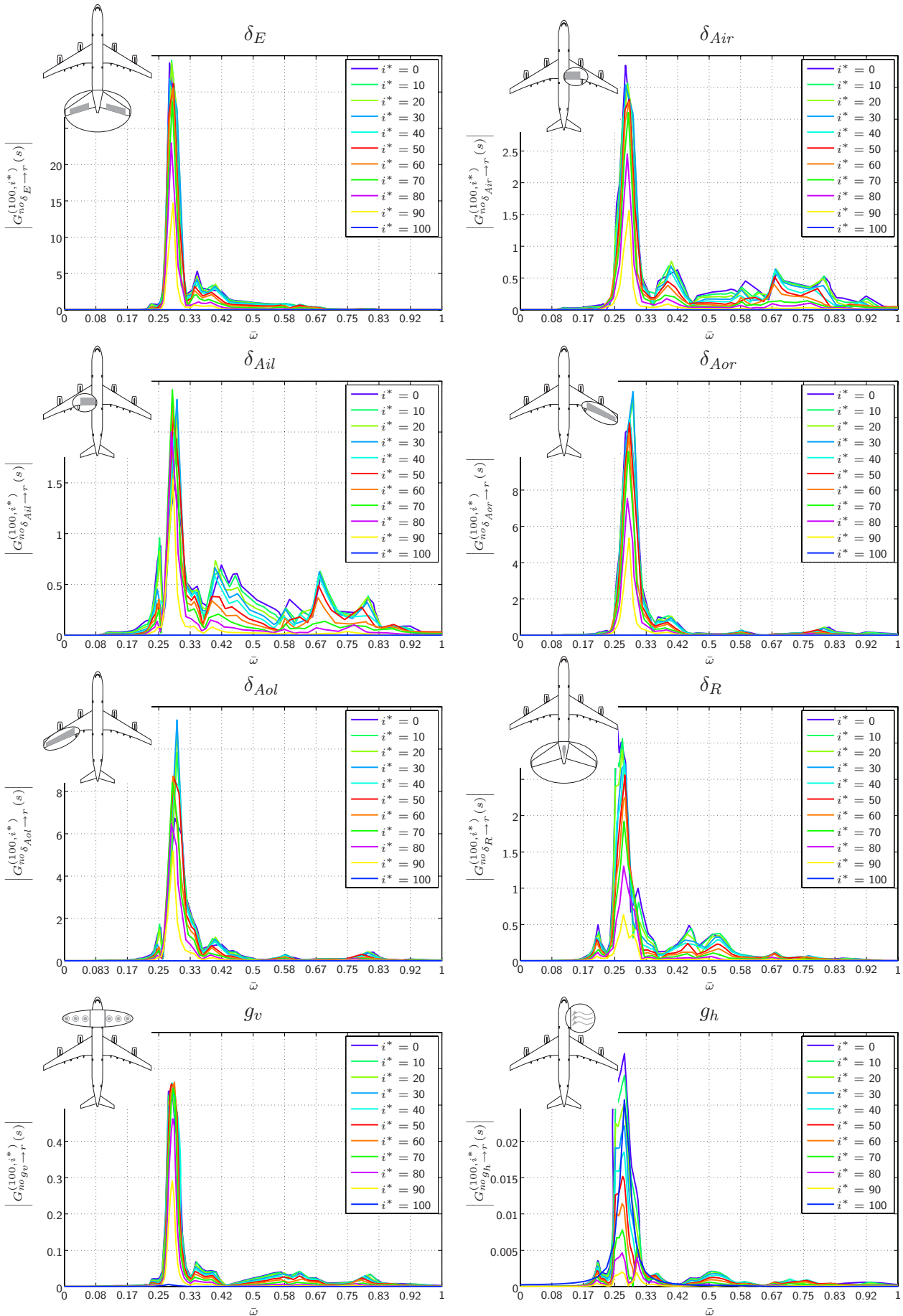


Abbildung 5.16: Betrag der normierten Übertragungsfunktion der Systemeingänge auf das am Nominalbetriebspunkt $i = 100$ gebildete Residuum für unterschiedliche Streckenbetriebspunkte

5.4.3 Regler–Satz

Das Modul Regler–Satz (siehe Abbildung 5.9) enthält die beiden an den Nominalbetriebspunkten $i = 0$ und $i = 100$ des MMAC ausgelegten lokalen Regler $C^{(0)}$ und $C^{(100)}$. Aufgabe der Regler ist es, durch Rückführung der an den Tragflächenspitzen gemessenen Beschleunigungen auf die äußeren Querruder die Tragflächen, wie in Abschnitt 5.3 gefordert, aktiv zu bedämpfen. Die Rückführungssignale dienen auch als Messung für die Detektion, um den Aufwand zur Implementierung der modelladaptiven aktiven Strukturdämpfung gering zu halten. Die Auslegung der Regler folgt dem in Abschnitt 2.4 beschriebenen und in Kapitel 4 am Beispiel des ZMS erprobten Entwurf. In dem in Abschnitt 4.3.2 präsentierten Reglerentwurf für das spezielle ZMS dient als Synthesystem das nicht reduzierte Modell der Regelstrecke geringer Ordnung. In dem Entwurf für das aeroelastische System hoher Ordnung jedoch wird das ordnungsreduzierte Modell der Variante 4 aus Tabelle 5.3 an den Nominalbetriebspunkten $i = 0$ und $i = 100$ als Synthesemodell verwendet. Dieses Modell beinhaltet die fünf Starrkörper Zustände sowie sechs flexible Moden. Für den Einsatz des ordnungsreduzierten Synthesemodells gibt es zwei Gründe. Zum einen bestimmt die Ordnung des Synthesemodells die Anzahl der Tuner in der Optimierung der Reglereigenschaften und damit den Entwurfsaufwand. Die Verwendung des Synthesemodells geringer Ordnung reduziert den Optimierungsaufwand. Zum anderen gilt es, ebenso wie für die Detektionsfilter, auch für die lokalen Regler eine möglichst geringe Ordnung zu realisieren, um den Rechenaufwand in der Anwendung des MMAC möglichst gering zu halten.

Voraussetzung für den Einsatz als Synthesemodell für die lokalen Regler ist die möglichst gute Übereinstimmung der Modelle reduzierter Ordnung mit dem vollständigen Modell im aktiv zu bedämpfenden Frequenzband von $\bar{\omega} = 0.08$ — $\bar{\omega} = 0.5$. Die Auswahl der in dem reduzierten Modell berücksichtigten sechs flexiblen Moden erfolgt in zwei Schritten:

1. Auswahl aller flexiblen Moden mit Eigenfrequenzen innerhalb des Frequenzbands $\bar{\omega} = 0.08$ — $\bar{\omega} = 0.5$ aus dem vollständigen Modell
2. Auswahl der sechs flexiblen Moden aus den in Schritt 1 selektierten Eigenformen mit der größten Verformung im Bereich der Tragflächenspitzen.

Die Anzahl von sechs der in dem reduzierten Modell enthaltenen elastischen Eigenformen scheint ein guter Kompromiss zwischen Reduktion der Ordnung und Übereinstimmung der Dynamik. Abbildung 5.17 zeigt den Betrag der Übertragungsfunktionen von linkem äußeren Querruder auf die Beschleunigung an der rechten und linken Tragflächenspitze. Jeweils aufgetragen für das Modell reduzierter Ordnung mit sechs flexiblen Moden und das vollständige Modell mit 37 flexiblen Moden an den beiden Nominalbetriebspunkten des MMAC. Die Abbildung belegt für beide Übertragungspfade eine Übereinstimmung im zu bedämpfenden Frequenzband.

Die lokalen Regler werden an den beiden Nominalbetriebspunkten separat an mehreren Entwurfsunkten in einer mehrzieligen MC Optimierung innerhalb eines lokalen Entwurfsbereichs robust ausgelegt. Tabelle 5.7 zeigt die jeweils im Reglerentwurf an den beiden Nominalbetriebspunkten berücksichtigten lokalen Entwurfsunkte. Die Berechnung der Entwurfskriterien erfolgt am geschlossenen System wobei als Regelstrecke das aeroelastische Modell in Variante 2 (siehe Tabelle 5.3) mit allen 37 flexiblen Moden an den jeweiligen Entwurfsunkten berücksichtigt wird. Aus Tabelle 5.7 wird ersichtlich, dass sich die beiden lokalen Entwurfsbereiche überlappen und damit analog zur Auslegung des MMAC für das ZMS eine weiche Teilung der lokalen Betriebsbereiche realisiert ist.

Es ergeben sich lokale Regler der Ordnung 17 deren Leistung aus den Abbildungen 5.18 und 5.19 ersichtlich wird. In Abbildung 5.18 sind die Beträge der Übertragungsfunktionen von dem äußeren rechten Querruder auf die Beschleunigung an der linken Tragflächenspitze an jedem Nominalbetriebspunkt, für den unregelmäßigten open-loop Fall sowie für das closed-loop System an den jeweiligen

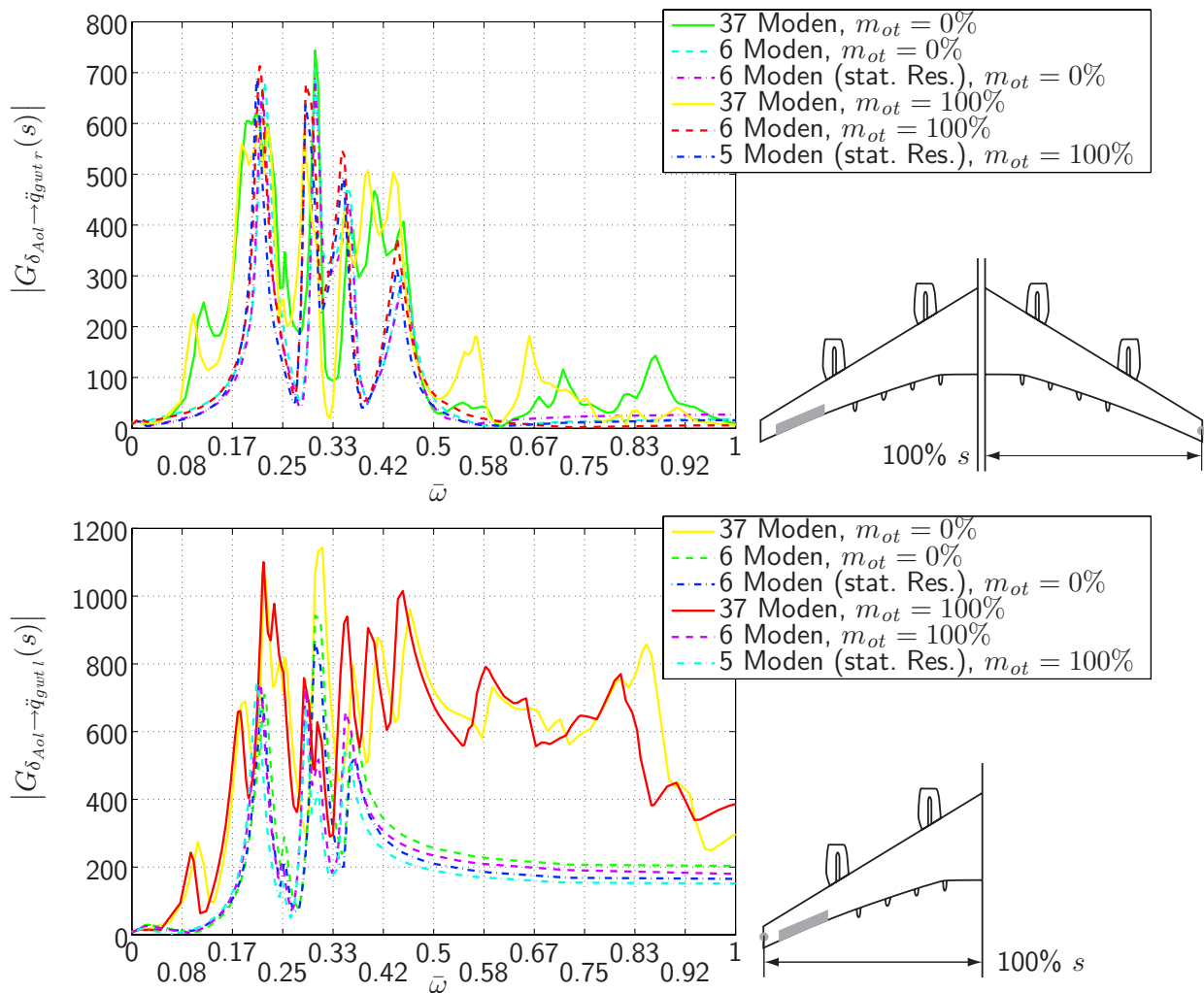


Abbildung 5.17: Betrag der normierten Übertragungsfunktion von dem linken äußeren Querrunder auf die Beschleunigungsmessung an der Spitze der linken (unten) und rechten Tragfläche (oben). Jeweils für die Betankungsfälle $m_{ot} = 0\%$ $m_{ot} = 100\%$ des reduzierten und vollständigen Modells, aufgetragen über der normierten Frequenz.

Entwurfspunkt	Nominalbetriebspunkt	
	$i = 0$	$i = 100$
1	10	40
2	20	50
3	30	60
4	40	70
5	50	80
6	60	90

Tabelle 5.7: An den Nominalbetriebspunkten $i = 0$ und $i = 100$ spezifizierte Entwurfspunkte in $\% m_{ot} = 100\%$ zur lokal robusten Auslegung der lokalen Regler

Entwurfspunkten dargestellt. Die Abbildung zeigt, dass durch die Aufschaltung der lokalen Regler am Nominalbetriebspunkt $i = 100$ die maximale Resonanzamplitude im zu betrachtenden Frequenzbereich $\bar{\omega} = 0.08 - \bar{\omega} = 0.5$ um ca. 70 Prozent robust im zugehörigen Entwurfsbereich reduziert werden kann. Am Nominalbetriebspunkt $i = 0$ kann sogar eine Reduktion der Resonanzamplitude um ca. 80 Prozent erzielt werden. Diese deutliche Erhöhung der Dämpfung zeigt sich auch in Abbil-

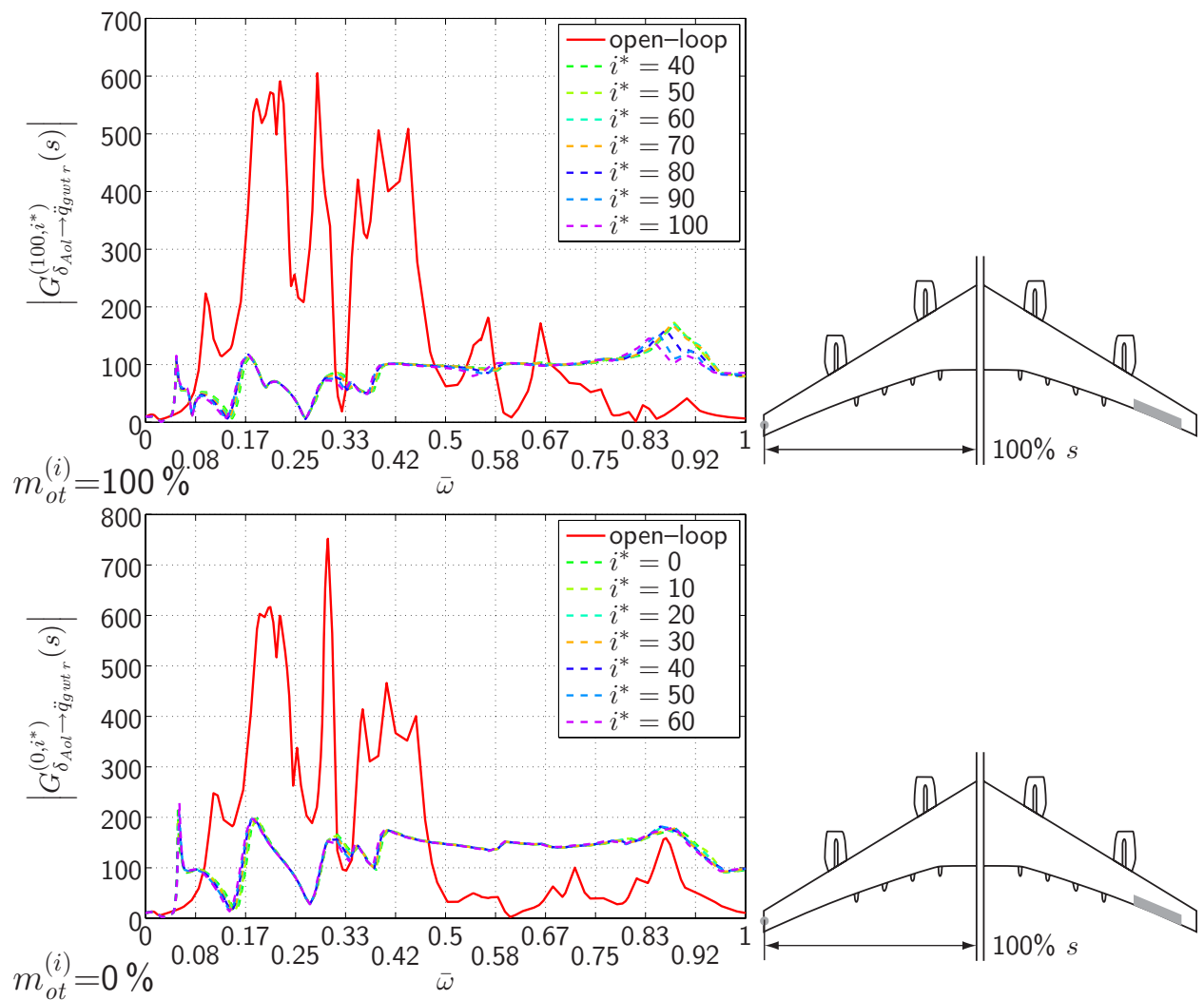


Abbildung 5.18: Betrag der Übertragungsfunktion von dem rechten äußeren Querruder auf die Beschleunigung an der linken Tragflächenspitze für den open-loop Fall am Filtersynthesezeitpunkt und das geschlossene System an den lokalen Entwurfspunkten; jeweils aufgetragen über der normierten Frequenz $\bar{\omega}$

dung 5.19 an den entsprechenden Sprungantworten. Dargestellt ist für jeden lokalen Regler jeweils die normierte Antwort der Beschleunigung an der linken Tragflächenspitze auf einen Einheitsprung des Ausschlags des rechten äußeren Querruders bei $t = 0$. Der open-loop Fall entspricht der Regelstrecke an dem jeweiligen Filtersynthesezeitpunkt. Die geschlossenen Systeme sind jeweils an den Entwurfspunkten gebildet. Tabelle 5.8 gibt die Stabilität der closed-loop Systeme für alle Kombinationen der lokalen Regler $C^{(i)}$, ($i = 0, 100$) mit der Strecke an den beiden Nominalbetriebspunkten sowie an allen Entwurfspunkten an. Die der Tabelle 5.8 zugrundeliegende Bedingung für Stabilität beziehungsweise Instabilität entspricht dem Optimierungskriterium $STAB_S$ (2.92). Für die grau gekennzeichneten Kombinationen von lokalem Regler und Streckenbetriebspunkt wird im Entwurf durch das Optimierungskriterium $STAB_S$ explizit die Stabilität des geschlossenen Systems gefordert und sichergestellt. Im Gegensatz zu dem Entwurf des fehlerdetektionsbasierten MMAC für den ZMS (siehe Tabelle 4.5) tritt in diesem Fall keine instabile Kombination aus lokalem Regler und Strecke in dem globalen Betriebsbereich auf.

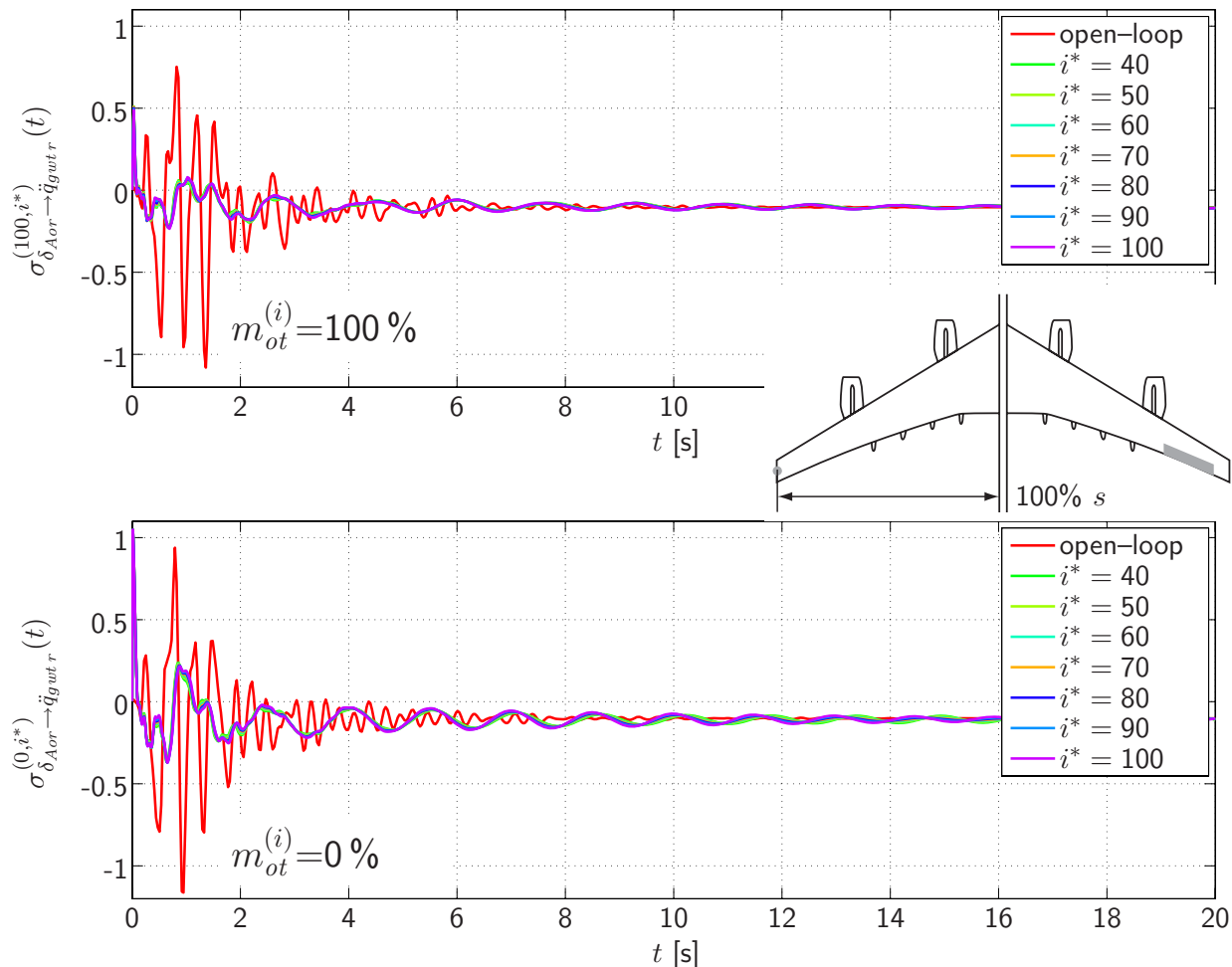


Abbildung 5.19: Beschleunigungen an der linken Tragflächenspitze bei einem Einheitssprung auf das rechte äußere Querruder für den open-loop Fall am Filtersynthesepunkt und das geschlossene System an den lokalen Entwurfspunkten

		Strecke, Betankungsfall $m_{ot}^{(i^*)}$										
		0	10	20	30	40	50	60	70	80	90	100
$C(i)$	$i = 0$	s	s	s	s	s	s	s	s	s	s	s
	$i = 100$	s	s	s	s	s	s	s	s	s	s	s

Tabelle 5.8: Stabilität des geschlossenen Systems für alle Kombinationen lokaler Regler und Streckenbetriebspunkte in den einzelnen lokalen Entwurfsbereichen

Stabile Kombinationen sind mit „s“ gekennzeichnet.

5.5 Simulationsergebnisse für einen Enttankungsvorgang

Dieser Abschnitt präsentiert Ergebnisse eines Simulationsexperiments bei Aufschaltung des fehlerdetektionsbasierten MMAC auf das aeroelastische System mit kontinuierlich veränderlicher Treibstoffmasse $m_{ot}^{(i^*)}(t)$ in den äußeren Tragflächentanks.

Abbildung 5.20 zeigt den zugrundeliegenden Verlauf der Treibstoffmasse in den äußeren Tragflächentanks über der Zeit. Die Treibstoffmasse $m_{ot}^{(i^*)}$ nimmt in 1953.7s von 100% $m_{ot\ max}$ auf 3.5% $m_{ot\ max}$ ab. Zu zwei Zeitpunkten bleibt die Treibstoffmasse konstant, dies soll Zeitabschnitte simulieren in denen das Verbindungsventil zwischen äußerem und innerem Tragflächentank

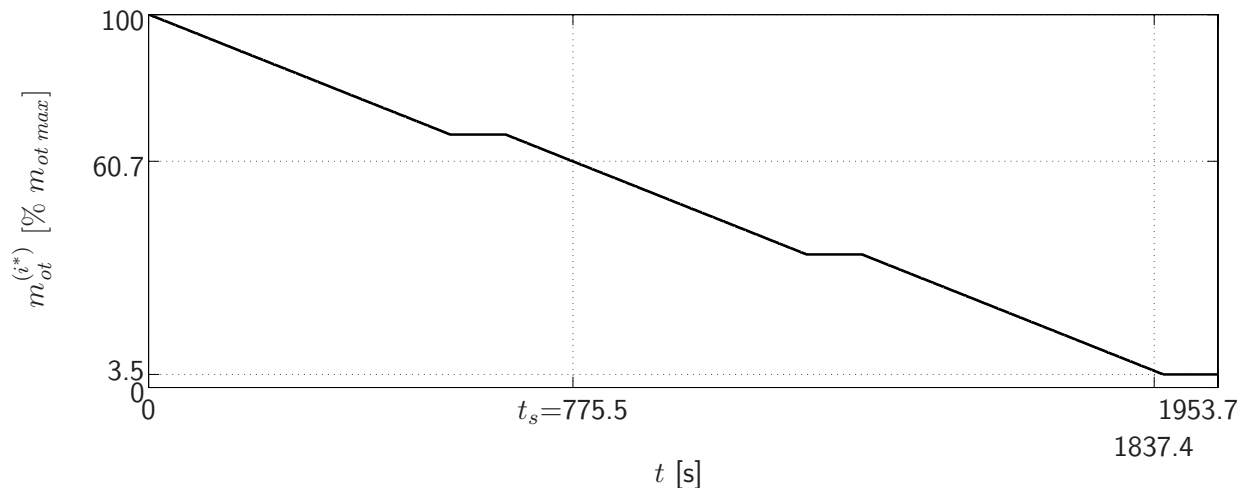


Abbildung 5.20: Zeitlicher Verlauf der Treibstoffmasse in den äußeren Tragflächentanks

geschlossen ist. Dieser Verlauf der Treibstoffmasse entspricht grob der in Abschnitt 5.2.1 dargestellten Funktionsweise des Treibstofftanksystems und kann auch in der Entleerungsrate von ca. $3.5\% m_{ot\ max}/\text{min}$ als realistischer Enttankungsvorgang der äußeren Tragflächentanks angenommen werden. Eine Zunahme der Treibstoffmasse in den äußeren Tragflächentanks ist entsprechend dem realen Betrieb des Flugzeugs in dieser Simulation nicht vorgesehen. Die langsame Veränderung der Treibstoffmasse lässt sich als schleichender Parameterfehler bezeichnen. Die Umschaltung der lokalen Stellsignale des fehlerdetektionsbasierten MMAC erfolgt zum Zeitpunkt $t_s = 775.5\text{ s}$ bei einer Treibstoffmasse von $60,7\% m_{ot\ max}$ und erfolgt damit an der oberen Grenze der Überlappung der lokalen Betriebsbereiche (siehe Tabelle 5.7).

Als Eingangssignale $\delta_s(t)$ des aeroelastischen Systems dienen in diesem Simulationsexperiment die Steuerflächenausschläge für ein 1.67 g Rollmanöver. Dieses Manöver ist nach FAR 25 ein Auslegungsmanöver für die Struktur und wird zum Nachweis der Strukturlast gefordert. Das Manöver verursacht sehr hohe Lasten im äußeren Bereich der Tragflächen und bestimmt die Dimensionierung der Struktur am Außenflügel. Die in Abbildung 5.21 dargestellten Signale δ_s (siehe Abbildung 5.9) setzen sich aus den durch ein EFCS und sowie durch den Piloten kommandierten Ruderausschlägen zusammen. Der Pilot leitet eine Rollbewegung ein wobei die Querruder maximal ausgeschlagen wer-

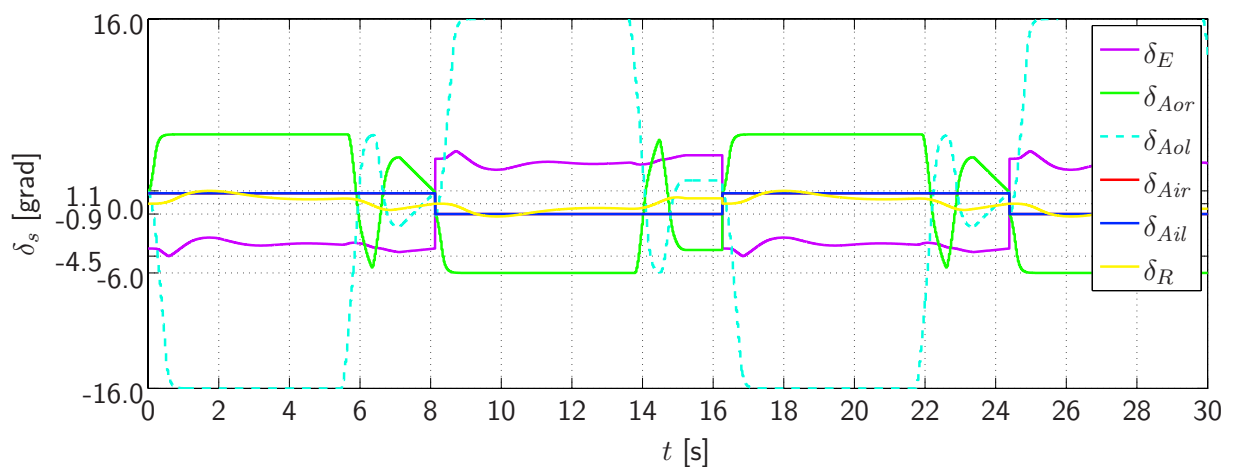


Abbildung 5.21: Verläufe der Ruderausschläge in einem 1.67 g Rollmanöver

den und versucht dabei den Lastfaktor von 1.67 g zu halten. Ist eine konstante Rollgeschwindigkeit oder ein bestimmter Rollwinkel erreicht leitet der Pilot die Rolle wieder aus. Dieses Manöver wird

zyklisch mit einem positiven und einem negativen Rollwinkel wiederholt, um so die zur Detektion notwendige Anregung des Systems über den gesamten Simulationszeitraum hinweg sicherzustellen. Ab dem Simulationszeitpunkt $t = 1837.4$ s wird das System nicht mehr durch Steuereingaben $\delta_s(t) = \mathbf{0}^{6 \times 1}$, ($t > 1837.4$ s) sondern nur noch durch die Wirkung der atmosphärischen Störungen angeregt.

Die Simulation des Enttankungsvorgangs für das als SIMULINK-Modell [152] implementierte aeroelastische System (siehe Abbildung 5.9) mit aufgeschaltetem MMAC benötigt bei Verwendung eines Integrators mit variabler Schrittweite auf einem Intel Xeon 2.8 GHz Prozessor ca. 24 Stunden. Für die Generation des Böensignals wird dabei eine sampling-time von 0.05 s vorgegeben. Die Parameter zur Berechnung der Leistungsindices der normierten Residuen werden der, im Vergleich zu den mit dem ZMS durchgeführten Simulationsexperimenten (siehe (4.18)), sehr viel langsameren Fehlerdynamik angepasst. Für die Vergessensfaktoren wird $\lambda^{(i)} = 0.1$, ($i = 0, 100$) gewählt. Die Gewichtungen der aktuellen Werte der normierten Residuen werden zu $\alpha^{(i)} = 0.0000001$, ($i = 0, 100$) sowie der vergangenen Werte der normierten Residuen zu $\beta^{(i)} = 0.01$, ($i = 0, 100$) gewählt. Insgesamt wird also für das aeroelastische Beispiel im Vergleich zu der ZMS Anwendung ein deutlich geringeres Vergessen sowie eine hohe Gewichtung der vergangenen Werte der normierten Residuen gewählt. Die Detektion des nächstgelegenen Nominalbetriebspunkts erfolgt für das aeroelastische System unter Bewertung fast ausschließlich der vergangenen Werte der normierten Residuen.

Abbildung 5.22 zeigt die an den beiden Nominalbetriebspunkten berechneten Residuen sowie die zugehörigen Leistungsindices. Alle vier Signale zeigen eindeutig die Abhängigkeit von der Treib-

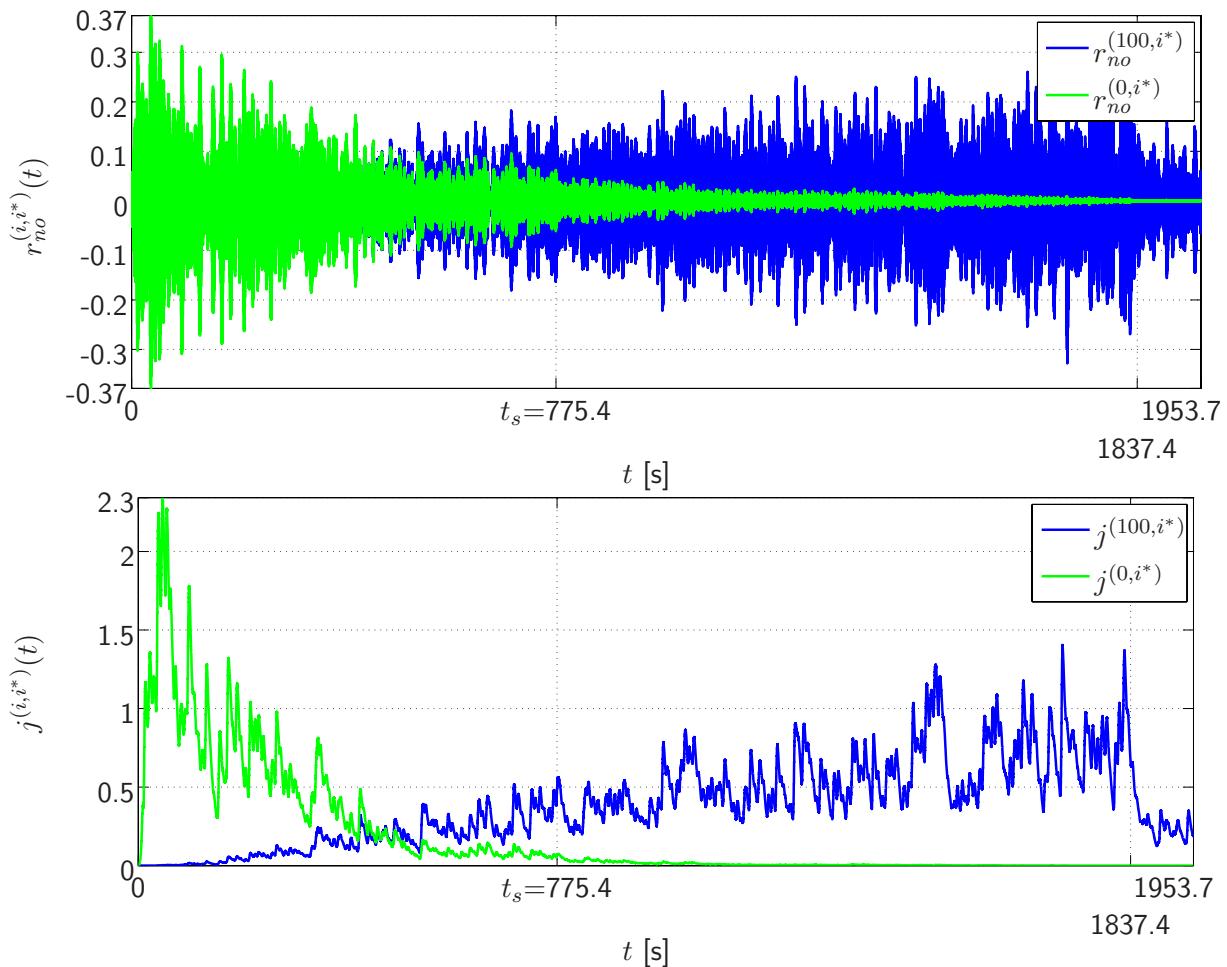


Abbildung 5.22: Verlauf der Residuen (oben) sowie der jeweils zugehörigen Leistungsindices als verbesserte Residuen (unten)

stoffmasse in den äußeren Tragflächentanks. Die Amplitude beider Residuen sowie die jeweiligen Leistungsindices sind ein Mass für den Unterschied der Treibstoffmasse von den jeweiligen Nominalbetriebspunkten, an denen die Detektionsfilter zur Residuenberechnung ausgelegt sind. Bei $t = 0$ s mit maximaler Treibstoffmasse zeigt das an dem entsprechenden Nominalbetriebspunkt berechnete verbesserte Residuum einen Wert von ungefähr Null an während das für den leeren Tank entworfene Residuum seinen Höchstwert annimmt. Zum Ende der Simulation bei entleerten äußeren Tragflächentanks zum Zeitpunkt $t = 1953.7$ s wird das für diesen Betankungsfall gebildete verbesserte Residuum in etwa zu null. Das für den vollen Tank berechnete Residuum erreicht dann seinen höchsten Wert. Der Simulationszeitpunkt mit $j^{(100,i^*)} \approx j^{(0,i^*)}$ entspricht nicht exakt dem Zeitpunkt mit $m_{ot}^{(i^*)} = 50\% m_{ot\ max}$. Die Ursache für diese Abweichung liegt in der, im Vergleich zu dem Nominalbetriebspunkt $i = 0$, schlechteren Entkopplung des Residuums von den atmosphärischen Störungen an dem Nominalbetriebspunkt $i = 100$ (siehe Abbildung 5.13).

Die Umschaltung der lokalen Stellsignale erfolgt bei $t_s = 775.4$ s um die Wartezeit von 120 s verspätet von dem Zeitpunkt zu dem $j^{(100,i^*)} = j^{(0,i^*)}$ eintritt.

Bei ausbleibenden Steuereingaben $\delta_s(t) = \mathbf{0}^{6 \times 1}$ ab dem Zeitpunkt $t = 1837.4$ s ist ein Abfall der Amplitude des Residuums $r_{no}^{(100,i^*)}$ beziehungsweise des zugehörigen Leistungsindex zu erkennen (siehe Abbildung 5.22) und macht die schnelle Reaktion und damit hohe Sensitivität des Supervisors deutlich. Der Abfall der Amplitude des Residuums belegt die in Abschnitt 3.3.1 diskutierte schwache Detektierbarkeit von Veränderungen der Systemmasse elastischer Strukturen. Die in dieser Phase als einzige Anregung auf das System wirkenden atmosphärischen Störungen besitzen nur eine geringe Wirkung auf die Residuen (siehe Abbildungen 5.15 und 5.16).

Aus den in Abbildung 5.22 dargestellten verbesserten Residuen werden die in Abbildung 5.23 gezeigten Steuersignale zur Umschaltung der lokalen Regler erzeugt. Der Wert 1 entspricht dabei dem Nominalbetriebspunkt $i = 0$ der Wert 2 dem Nominalbetriebspunkt $i = 100$. Der Schaltzustand 3 entspricht der Aufschaltung des lokalen Reglers $C^{(i=100)}$ in der Initialisierungsphase. Im praktischen Einsatz des MMAC würde diese Initialisierung voraussetzen, dass der Betankungszustand zu Anfang der Mission bekannt ist. Eine Initialisierungsphase wäre für dieses Beispiel jedoch nicht unbedingt notwendig, da der korrekte Nominalbetriebspunkt $i = 100$ schon im ersten Simulationsschritt $i_{det}(t = 3.7197 \times 10^{-007} \text{ s}) = 2$ durch den Supervisor zuverlässig erkannt wird. Die

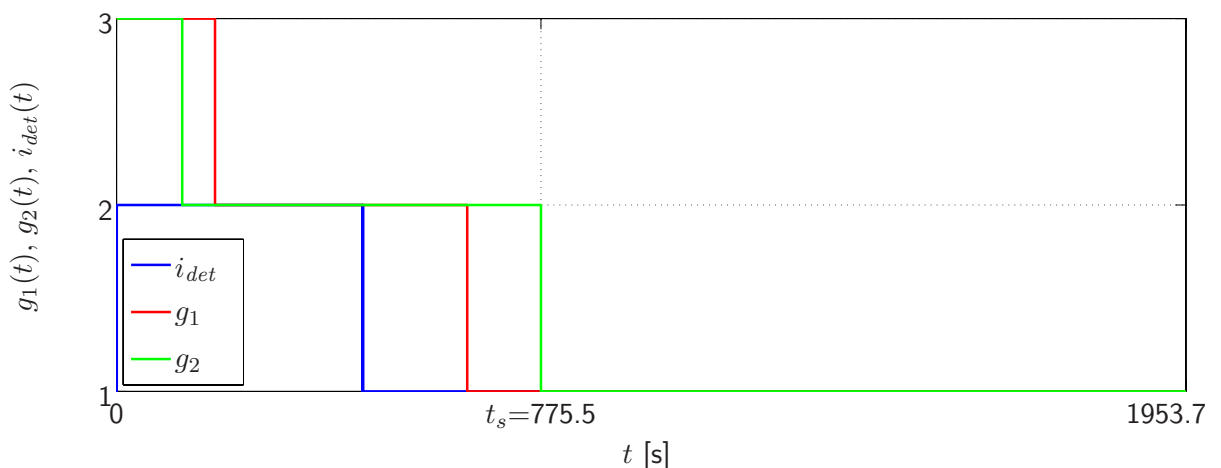


Abbildung 5.23: Signale zur Steuerung der Reglerumschaltung

Verzögerung zwischen Signal i_{det} und Signal g_2 entspricht der Wartezeit $T_{wait} = 120$ s. Diese wurde im Vergleich zu dem ZMS Beispiel in Anbetracht der langsameren Fehlerdynamik länger gewählt. In Abbildung 5.24 sind die Beschleunigungen an der linken und rechten Tragflächenspitze jeweils bei aufgeschaltetem MMAC und für den open-loop Fall dargestellt. Deutlich ist die von der Betankung der äußeren Tragflächentanks abhängige Reduktion der Beschleunigungen durch den MMAC

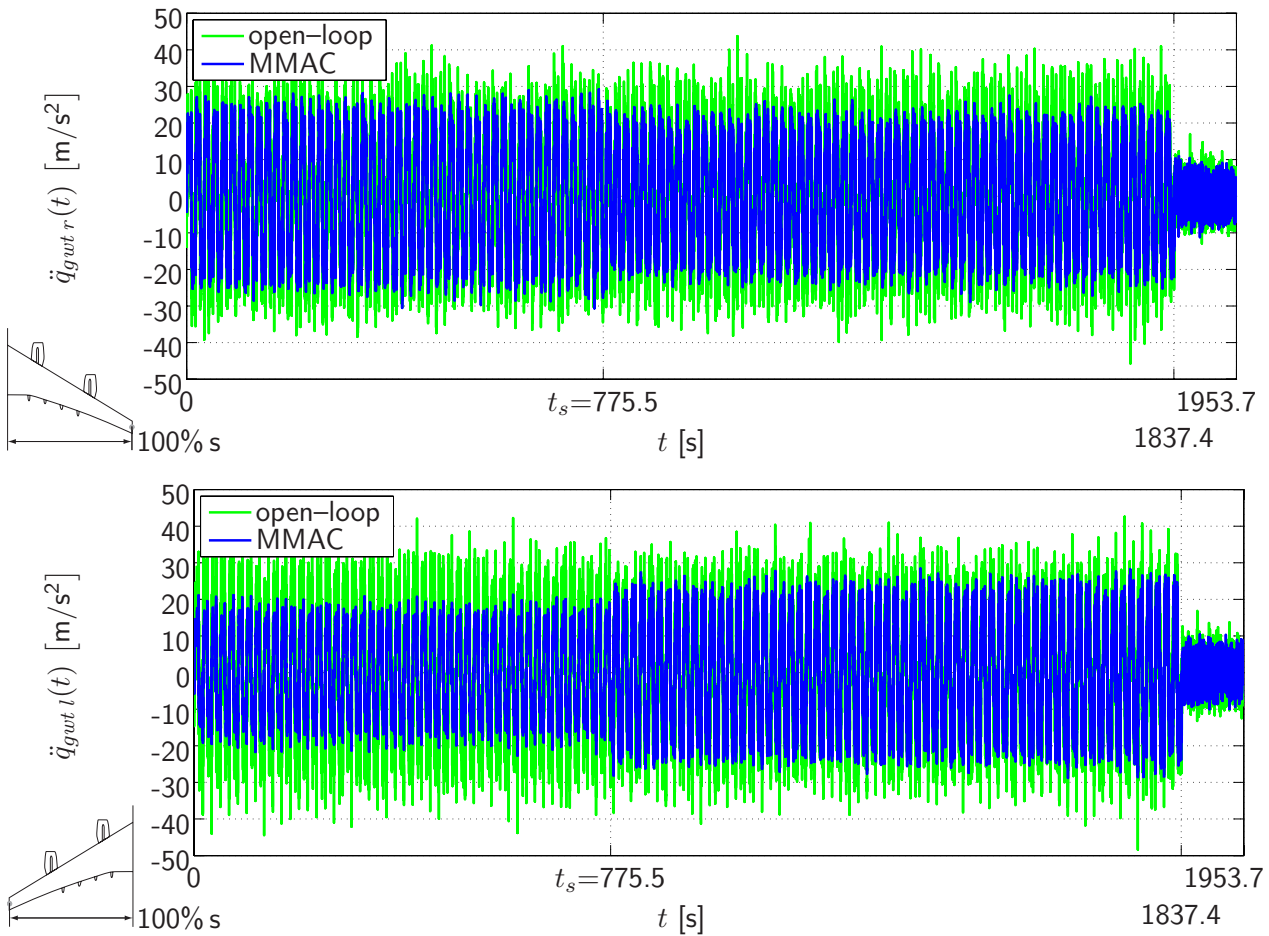


Abbildung 5.24: Beschleunigungen in z -Richtung an der linken Tragflächenspitze (unten) und der rechten Tragflächenspitze (oben); jeweils dargestellt für den open-loop Fall und die Aufschaltung des fehlerdetektionsbasierten MMAC

vor und nach dem Schaltzeitpunkt $t_s = 775.5$ s zu erkennen. Die Beschleunigungen zeigen zum Zeitpunkt $t_s = 775.5$ s der Umschaltung des Stellsignals weder Spitzen noch Sprünge. Am Ende der Simulation ab dem Zeitpunkt $t = 1837.4$ s erfolgt die Anregung des Systems nur durch die atmosphärischen Störungen.

5.6 Simulation unter Verwendung von Filtern aus ordnungsreduzierten Modellen

Die Synthesemodelle für die in den Untersuchungen im vorangegangenen Abschnitt 5.5 verwendeten Detektionsfilter stimmen exakt mit dem Modell der zu regelnden Strecke überein (Variante 2 Tabelle 5.3). Im Allgemeinen kann ein mathematisches Modell eines elastischen oder aeroelastischen Systems jedoch nicht exakt die gesamte Dynamik der wirklichen realen Struktur enthalten.

Vor diesem Hintergrund zeigt das in diesem Abschnitt präsentierte Simulationsexperiment (Konfiguration II in Abbildung 5.8), dass die Detektion des dem Betriebszustands des vollständigen Modells (Variante 2 in Tabelle 5.3) nächstgelegenen Nominalbetriebspunkts mit einem Filter möglich ist der an einem reduzierten Modell (Variante 3 in Tabelle 5.3) synthetisiert wird. Dieses Modell berücksichtigt nur 23 der 37 flexiblen Moden des vollständigen Modells.

Der Regler-Satz enthält die bereits in Abschnitt 5.5 verwendeten lokalen Regler. In dieser Auslegung des MMAC werden die atmosphärischen Störungen nicht berücksichtigt.

Die Untersuchung in diesem Abschnitt soll eine Abschätzung für die Anwendbarkeit des MMAC zur aktiven Dämpfung eines realen aeroelastischen Systems liefern.

Das als Synthesemodell für die Detektionsfilter verwendete reduzierte System muss möglichst viel Information hinsichtlich der Veränderung der Treibstoffmasse in den äußeren Tragflächentanks enthalten. Damit sollten möglichst diejenigen flexiblen Moden in dem reduzierten System enthalten sein, die eine große Abhängigkeit von der Treibstoffmasse in den äußeren Tragflächentanks aufweisen. Für das vorliegende Beispiel wurden die flexiblen Moden nach dem Betrag der Auslenkung der zugehörigen Eigenformen im Bereich der Tragflächenstruktur zwischen $0.65\text{ s} - 0.9\text{ s}$ geordnet. In diesem Bereich werden die Strukturknoten zur Modellierung der Treibstofftanks mit Zusatzmassen versehen (siehe Abbildung 5.3 und 5.4). Die $n_r = 23$ flexiblen Moden mit der größten Verformung wurden dann in das reduzierte System aufgenommen. Daraus ergibt sich die Ordnung des reduzierten Systems (5.13) mit den sieben Starrkörperzuständen zu

$$n = 2 \cdot n_{h,r} + n_r = 2 \cdot 23 + 7 = 53 \quad .$$

Sehr deutlich zeigt Abbildung 5.7 eine im Vergleich zur inneren Tragfläche deutlich bessere Approximation der Dynamik des vollständigen Modells an der Tragflächenspitze. Insbesondere diejenigen flexiblen Moden, die stark von der Treibstoffmasse abhängen, werden an der Tragflächenspitze im Vergleich zur inneren Tragfläche durch das ordnungsreduzierte System deutlich besser angenähert. Aus dieser Beobachtung erfolgt die Wahl der in Tabelle 5.9 angegebenen Punkte zur Messung der Beschleunigungen für die Berechnung der Residuen im Bereich der Tragflächenspitze. Die Wahl der Messpunkte an den Tragflächenspitzen ermöglicht es, die Wirkung der in dem reduzierten Modell vernachlässigten Dynamik über die Matrizen (*) und (**) in System (5.13) auf die Residuen ohne zusätzliche Entkopplungen zu minimieren. Die Synthese der Filter erfolgt ebenfalls wie in Abschnitt

Nominalbetriebspunkt			
$i=0$		$i=100$	
Messung	% s	Messung	% s
1	94.9	1	87.3
2	97.9	2	91.4
3	100.0	3	94.9
4		4	97.9
5		5	100.0

Tabelle 5.9: Verteilung der Punkte zur Messung der Beschleunigungen über der Halbspannweite auf beiden Tragflächen für die am modal reduzierten Modell ausgelegten Detektionsfilter

5.5 aufgezeigt mit Hilfe der SVD der Matrix der Unterschiede der physikalischen Massen, wobei die modifizierte Fehlereingangsmatrix für das reduzierte System nach

$$\tilde{B}_f^{(i,i^*)} = B_{f,r} U^{(i,i^*)}$$

mit der Fehlereingangsmatrix $B_{f,r}$ des reduzierten Systems (5.13) berechnet wird. Tabelle 5.10 zeigt die Ordnung der Filter die bestimmte, nach Analyse der Vektorprodukte analog zu (5.17) ausgewählte, Fehlerrichtungen aus $\tilde{B}_f^{(i,i^*)}$ entkoppeln. Die Ordnung der beiden Filter liegt kaum unter der des Synthesemodells und deutlich über der für die vollständigen Synthesemodelle erzielten Ordnung (siehe Tabelle 5.6). Eine Verringerung der Filterordnung durch den Einsatz ordnungsreduzierter Filtersynthesemodelle ist für dieses Anwendungsbeispiel anscheinend nicht möglich. Ursache hierfür ist die geringe Anzahl der im reduzierten Modell zur Verfügung stehenden Messpunkte mit einer zur erfolgreichen Detektion ausreichenden Approximation der Dynamik des vollständigen Modells. In Simulationsversuchen mit Messpunkten im Bereich der mittleren Spannweite sowie im

Filter	Ordnung
$Q^{(0)}$	51
$Q^{(100)}$	51

Tabelle 5.10: Ordnung der am Synthesemodell mit Ordnung 53 ausgelegten Detektionsfilter

inneren Bereich der Tragfläche, wie zum Beispiel den in Tabelle 5.5 angegebenen, kann die Detektionsaufgabe infolge der dort schlechter approximierten Dynamik nicht gelöst werden. Der Einfluss der vernachlässigten Dynamik auf die Residuen ist dann zu groß. Ebenfalls kann für Filtersynthesemodelle die weniger als 23 flexible Moden enthalten in Simulationsexperimenten keine erfolgreiche Detektion erzielt werden.

Da die Anzahl der Messungen größer sein muss als die Anzahl der Systemeingänge (Fehlerrichtungen und Störungen), deren Wirkung auf die Residuen entkoppelt werden soll, wie in Abschnitt 2.3.2 dargelegt, wird in dieser Auslegung infolge der geringen Anzahl nutzbarer Messungen auf die Berücksichtigung der Böe verzichtet.

In der Simulation des Enttankungsvorgangs wird das System nun ausschließlich durch die in Abbildung 5.21 dargestellten Steuerflächenausschläge angeregt. Die atmosphärischen Störungen werden nicht simuliert $g_v(t) = 0$, $g_h(t) = 0$.

Abbildung 5.25 zeigt den Verlauf der durch die an dem modal reduzierten Modell synthetisierten Filter berechneten Residuen sowie die zugehörigen Leistungsindices für den in Abbildung 5.20 dargestellten zeitlichen Verlauf der Treibstoffmasse. Die Umschaltung der lokalen Stellgrößen erfolgt in diesem Simulationsexperiment zum Zeitpunkt $t_s = 1176.9$ s bei $m_{ot}^{(i^*)} = 37.2\% m_{ot\ max}$ und damit knapp unterhalb der Überlappung der lokalen Betriebsbereiche (siehe Tabelle 5.7). Der Simulationszeitpunkt mit $j^{(100,i^*)} \approx j^{(0,i^*)}$ entspricht in diesem Experiment sehr genau dem Zeitpunkt mit $m_{ot}^{(i^*)} = 50\% m_{ot\ max}$. Beide Residuen zeigen deutlich die Abhängigkeit von der Treibstoffmasse in den äußeren Tragflächentanks. Insbesondere im Verlauf des verbesserten Residuums $j^{(0,i^*)}$ sind die beiden Zeitabschnitte mit konstanter Treibstoffmasse sehr gut sichtbar. Ab dem Zeitpunkt $t_s = 1176.9$ s erfährt das System weder durch die Steuerflächen noch durch atmosphärische Störungen eine Anregung. Beide Leistungsindices werden ab diesem Zeitpunkt zu Null und belegen damit die schwache Detektierbarkeit der Betankung.

In Abbildung 5.26 sind die aus den in Abbildung 5.25 gezeigten Leistungsindices berechneten Steuersignale zur Umschaltung der lokalen Stellgrößen dargestellt. Die Schaltung erfolgt mit einer Phase der unsicheren Detektion. Die Wartezeit bewahrt das System erfolgreich vor einem Zustand mit chattering. Am Ende der Simulation bei ausbleibender Anregung zeigt der Supervisor ebenfalls eine Fehldetektion, deren Wirkung auf die Regelung aber durch die Wartezeit erfolgreich unterdrückt wird⁴.

Abbildung 5.27 zeigt die durch Aufschaltung des MMAC auf das aeroelastische System erzielbare Dämpfung der Beschleunigungen an der Tragflächenspitze. Auch für den MMAC mit den an reduzierten Modellen ausgelegten Detektionsfiltern kann das Ziel einer modelladaptiven aktiven Dämpfung der Beschleunigungen an der Tragflächenspitze erreicht werden.

5.7 Zusammenfassung und Schlussfolgerungen

Die in diesem Kapitel präsentierten Untersuchungen weisen die erfolgreiche Auslegung sowie die Funktion des fehlerdetektionsbasierten MMAC für eine komplexes aeroelastisches System mit variabler Betankung nach. Modellbasierte Detektionsfilter berechnen Residuen, die vollständig von

⁴Eine ausführliche Untersuchung des Einflusses der Intensität der Anregung auf die Funktion und die Leistung des fehlerdetektionsbasierten MMAC ist in Abschnitt 4.5.2 am Beispiel des ZMS zu finden.

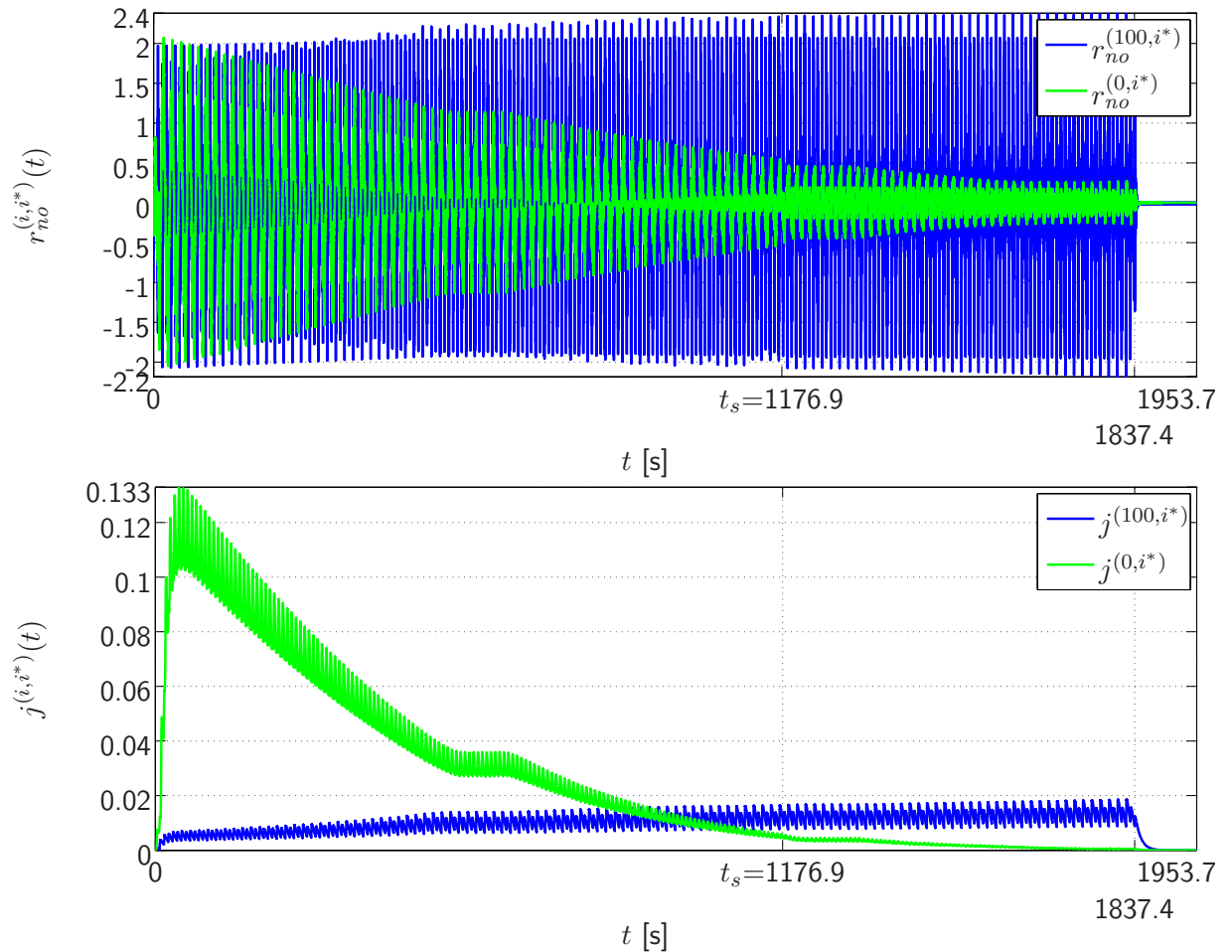


Abbildung 5.25: Verlauf der Residuen (oben) sowie der jeweils zugehörigen Leistungsindices als verbesserte Residuen (unten)

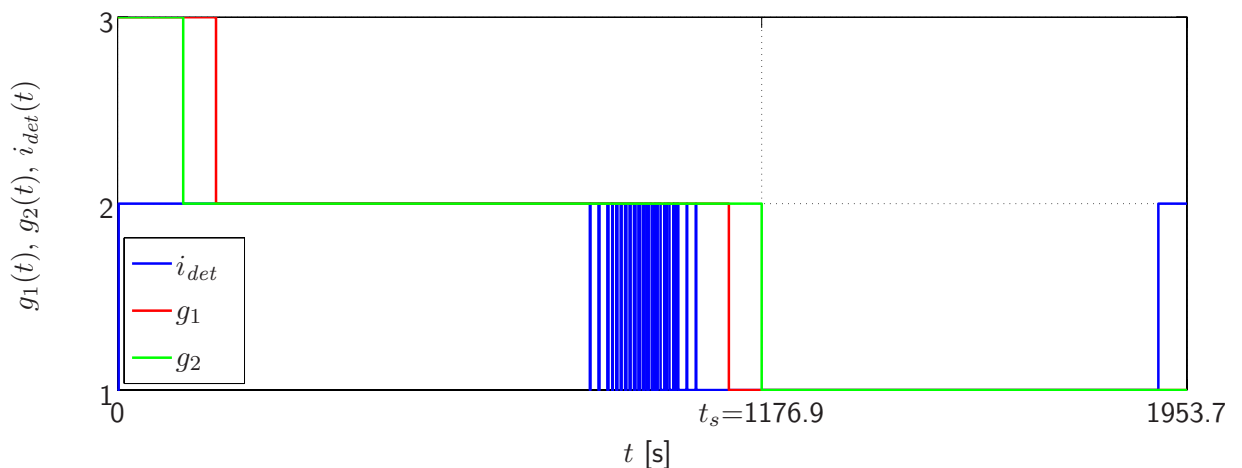


Abbildung 5.26: Signale zur Steuerung der Reglerumschaltung

nicht messbaren atmosphärischen Störungen entkoppelt sind. Mit Hilfe dieser Residuen können für bestimmte Betankungszustände lokal robust ausgelegte Regler der variablen Betankung erfolgreich nachgeführt werden.

Der zur Berechnung der Detektionsfilter angewendete Algorithmus belegt seine besondere Eignung zur Erzeugung von Detektionsfiltern für die Überwachung komplexer aeroelastischer Strukturen. Im

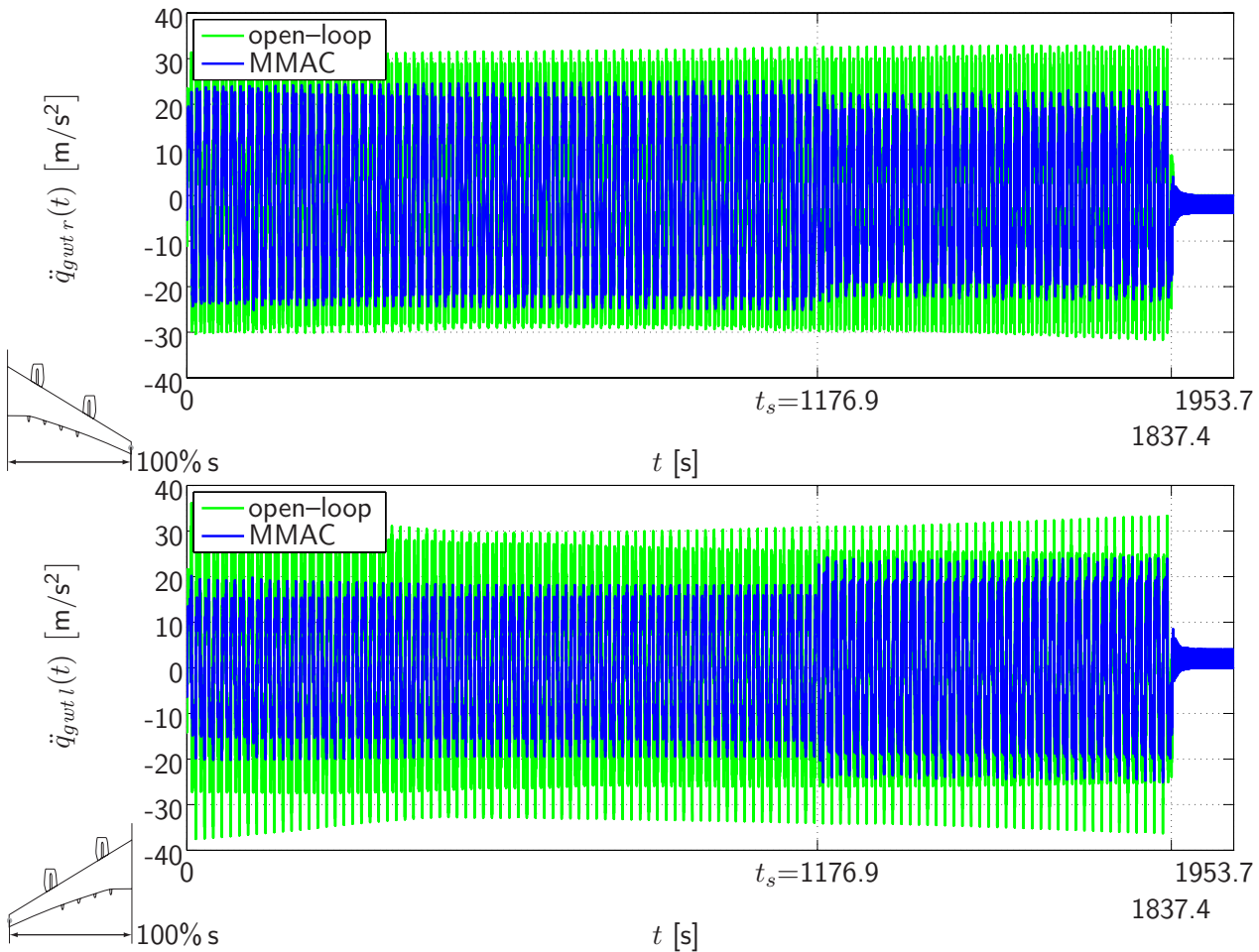


Abbildung 5.27: Beschleunigungen in z -Richtung an der linken Tragflächenspitze (unten) und der rechten Tragflächenspitze (oben); jeweils dargestellt für den open-loop Fall und die Aufschaltung des fehlerdetektionsbasierten MMAC

Vergleich zur Ordnung der Synthesemodelle gelingt eine immense Reduktion der Filterordnung bei ausreichender Entkopplung nicht messbarer Störungen. Die Numerik zur Filterberechnung ist jedoch sehr sensitiv bezüglich des Filtersynthesemodells. Eine Strategie zur systematischen Auslegung der Filter unter Berücksichtigung der Anzahl, Art und Orte der Messungen sowie zur systematischen Einstellung der Toleranz der numerischen Berechnungen sowie des geforderten Stabilitätsgrads der Detektionsfilter ist unerlässlich, um die Anzahl der bis zur erfolgreichen Filterauslegung notwendigen Auslegungsversuche zu reduzieren.

Die in diesem Kapitel erzielten Ergebnisse belegen den erfolgreichen Einsatz von ordnungsreduzierten Modellen zur Synthese der Detektionsfilter und lassen damit ein Potential für den Einsatz des MMAC an realen Strukturen erkennen. Jedoch besteht eine hohe Empfindlichkeit der Residuen auf die im Synthesemodell reduzierter Ordnung vernachlässigte Dynamik, die eine weitere Reduktion der Filterordnung unmöglich macht. Eine Steigerung der Robustheit der Residuen gegenüber Modellunsicherheiten kann zu einer Weiterentwicklung des Entwurfskonzepts hin zur Praxistauglichkeit beitragen und die Methode effizienter gestalten.

Eine Untersuchung der Reglerfunktion bei variabler Aerodynamik ist in diesem Kapitel nicht erfolgt, da für das aeroelastische Modell mit variabler Betankung nur Modelldaten für den in Tabelle 5.1 angegebenen Flugfall zur Verfügung stehen.

Kapitel 6

Zusammenfassung, Bewertung der erreichten Ergebnisse und Ausblick

IN DIESER ARBEIT wird das Konzept des fehlerdetektionsbasierten MMAC vorgestellt. Ziel der neuartigen Methode ist die Lösung des Zielkonflikts bei der aktiven Regelung parametervarianter aeroelastischer Strukturen.

Der Regelungsansatz sieht die Aufteilung des globalen Betriebsbereichs der Regelstrecke in mehrere lokale Betriebsbereiche mit je einem Nominalbetriebspunkt vor. Für jeden dieser lokalen Betriebsbereiche wird dann ein spezialisierter lokal robuster Regler entworfen. Der dem aktuellen Betriebspunkt der Strecke nächstgelegene Nominalbetriebspunkt wird durch einen Detektor erkannt und der zugehörige lokale Regler auf die Strecke aufgeschaltet. Durch diese Modelladaption kann gegenüber einem für den gesamten globalen Betriebsbereich robust ausgelegten Regler die Regelleistung erhöht und damit der Zielkonflikt zwischen Leistung und Robustheit bei der aktiven Dämpfung aeroelastischer Strukturen mit variablen Parametern gelöst werden.

Die Detektion des nächstgelegenen Nominalbetriebspunkts erfolgt online durch Filter, die auf der Technologie der deterministischen modellbasierten Fehlerdetektion basieren. Diese Filter berechnen aus Messungen der Streckenausgänge und den bekannten Systemeingängen je ein – von den unbekanntem nicht messbaren Systemeingängen – unabhängiges Residuum. Die Auswertung der Residuen ermöglicht die Bestimmung des dem aktuellen Streckenbetriebspunkt nächstgelegenen Nominalbetriebspunkts. Zur Auslegung der Filter wird ein neuartiger Algorithmus angewendet, der es erlaubt Filter minimaler Ordnung, deutlich unterhalb der Ordnung der Regelstrecke, zu erzeugen. Die Anwendung eines Verfahrens zur deterministischen Fehlerdetektion innerhalb einer adaptiven Regelung ist in der Literatur bislang noch nicht dokumentiert.

Ziel der vorliegenden Arbeit ist, die Konzeption und Entwicklung der Methode sowie der Nachweis der Funktionsfähigkeit zur modelladaptiven aktiven Dämpfung aeroelastischer Strukturen mit einem großen Betriebsbereich der Strukturmassenparameter. Dieser Nachweis wird an einem aus der industriellen Praxis stammenden generischen Modell eines Großverkehrsflugzeugs erbracht.

Die Arbeit enthält grundlegende Überlegungen zu Entwurf und Funktion einer modelladaptiven Regelung. Es wird das neuartige Konzept des fehlerdetektionsbasierten MMAC zur aktiven Dämpfung von elastischen und insbesondere aeroelastischen Strukturen entworfen. Hauptaugenmerk liegt dabei auf der Auslegung des Detektormoduls. Darüber hinaus wird ein Modul zur sprungfreien Umschaltung der lokalen Stellsignale entwickelt.

In einer Studie zur Funktionsweise und Handhabung wird die neue Methode auf ein spezielles, einfaches ZMS mit variablen Massen angewandt. Der vergleichsweise geringe Rechenaufwand zur Simulation des geschlossenen Systems erlaubt umfangreiche Simulationsexperimente zur Untersuchung der Regelung bei großen Veränderungen der beiden Massen des Systems. In den Experimenten

wird sowohl die Dynamik der Parameterveränderungen als auch die der Systemanregung variiert und die Wirkung auf die Funktion des Reglers analysiert. Die Untersuchungen demonstrieren die Auslegung der Regelung und belegen Funktionsweise, Leistungsfähigkeit und Handhabbarkeit der Methode. Im Vergleich zu einem global robust ausgelegten Referenzregler kann eine deutliche Steigerung der Regelleistung erzielt werden.

In einem Anwendungsbeispiel wird die fehlerdetektionsbasierte MMA aktive Strukturdämpfung auf ein der industriellen Praxis entstammendes aeroelastisches generisches Modell eines Großverkehrsflugzeugs mit variabler Betankung der äußeren Tragflächentanks aufgeschaltet. Für dieses komplexe aeroelastische Modell hoher Ordnung ermöglicht die dargestellte Methode die Auslegung des fehlerdetektionsbasierten MMAC. Zur Synthese der Detektionsfilter finden sowohl in der Ordnung reduzierte Modelle, die gegenüber der Regelstrecke an den Nominalbetriebspunkten eine vernachlässigte Dynamik aufweisen, als auch vollständige nicht reduzierte Modelle Verwendung. Für beide Varianten kann in einer Simulation mit zeitlich variabler symmetrischer Betankung der äußeren Tragflächentanks eine modelladaptive Dämpfung auch unter der Wirkung von nicht messbaren atmosphärischen Störungen erreicht werden. Es zeigt sich, dass die Auslegung des Regelungssystems unbedingt ein vertieftes Verständnis des verwendeten Modells der zu bedämpfenden Strecke erfordert. Für das aeroelastische Modell stehen nur Daten für die variable Betankung der äußeren Tragflächentanks, die übrigen Tanks werden als leer angenommen, und auch nur für einen einzigen Flugzustand zur Verfügung. In der Auslegung und Erprobung des MMAC konnten damit weder eine Änderung des Flugzustands noch unterschiedliche Treibstoffmassen in den inneren Tragflächentanks, sowie Zentraltank und Trimtank berücksichtigt werden. Für die Detektion der Änderung des Flugzustands müssten wie in Abschnitt 3.3.1 theoretisch dargelegt zusätzliche Informationen aus Messungen wie Staudruck oder Flughöhe herangezogen werden.

Der in dieser Arbeit erzielte Entwicklungsstand der einzelnen Module des MMAC gewährleistet die Funktionsfähigkeit des Reglers und ermöglicht damit Tests zur Leistung der Regelung. Für alle Module zeigt sich jedoch Potential für weitere Verbesserungen, die Gegenstand von Arbeiten zur Fortentwicklung des Regelungskonzepts sein können:

- Die Berechnung der Detektionsfilter stellt ein numerisches Problem dar, dessen Lösbarkeit sowie Güte der Lösung, die sich im Grad der Entkopplung der Systemeingänge ausdrückt, von einer Vielzahl von Parametern abhängt. Im Rahmen dieser Arbeit sind vor allem für das komplexe aeroelastische System folgende Parameter als Haupteinflussgrößen identifiziert:
 - Stabilitätsgrad der Detektionsfilter
 - Toleranzgrad der numerischen Berechnungen
 - Auswahl der Anzahl der Messungen
 - Auswahl der Messpunkte auf der zu bedämpfenden Struktur
 - Auswahl der im Filtersynthesemodell berücksichtigten elastischen Moden

Hauptproblem bei der Wahl dieser Parameter ist, dass zwischen der numerischen Schwierigkeit der Filterberechnung und der Physik des dafür verwendeten Synthesemodells anscheinend keine Korrelation zu erkennen ist. So ist es zum Beispiel nicht unbedingt einfacher für eine hohe Anzahl von verfügbaren Messungen einen Filter zu erzeugen als für wenige Messungen. Ebenso verhält es sich mit der Anzahl der im Filtersynthesemodell berücksichtigten flexiblen Moden. Eine geringe Anzahl von Moden garantiert leider nicht eine einfachere Synthese oder eine geringere Ordnung des Filters. Die Wahl von nahe gelegenen benachbarten Messpunkten auf der Struktur kann zu sehr unterschiedlichen Ergebnissen führen. Ebenfalls können nur kleine Veränderungen des für die Filter geforderten Stabilitätsgrads oder des für die numerischen Berechnungen verwendeten Toleranzgrads zu sehr unterschiedlichen Ergebnissen führen und sogar die Berechnung der Filter unmöglich machen. Um den Entwurfsaufwand, der durch

eine Vielzahl von vergeblichen Syntheseversuchen und einer aufwendigen Bewertung der Güte der erzielten Entkopplung entsteht gering zu halten, ist eine Systematik zur Wahl der oben angegebenen Parameter unbedingt notwendig. Ein erster Schritt in diese Richtung könnte in einer optimierungsbasierten Auslegung der Detektionsfilter mit Stabilitätsgrad und Toleranzgrad als Tuner und den Entkopplungseigenschaften als Kriterien liegen.

- Ausgangspunkt zur Anwendung der Methode zur modelladaptiven Regelung ist die Aufteilung des globalen Betriebsbereichs der Strecke in lokale Entwurfsbereiche sowie die Wahl der Nominalbetriebspunkte. In dieser Arbeit werden in den Abschnitten 3.1 und 4.3.1 Überlegungen hierzu präsentiert, die auf den physikalischen Eigenschaften des zu bedämpfenden Systems basieren. Ein zusätzliches Werkzeug könnte die Bestimmung von Anzahl und Lage der Nominalbetriebspunkte im globalen Betriebsbereich sowie der Entwurfsbereiche der lokalen Regler durch ein mathematisches Verfahren unterstützen. Ist dieses für den Einsatz bei großen aeroelastischen Modellen geeignet, könnte der Kompromiss zwischen Aufwand der Reglerauslegung und erzielbarer Steigerung der Reglerleistung noch optimaler gestaltet und so die Effizienz der Methode noch weiter verbessert werden.
- Die Auslegung der Detektionsfilter für das aeroelastische System erfolgt in dieser Arbeit sowohl mit einem vollständigen Synthesemodell als auch für ein Synthesemodell, dessen Ordnung durch das Weglassen bestimmter flexibler Moden gegenüber der Regelstrecke reduziert ist. Es zeigt sich eine nur sehr geringe Robustheit der für die Detektion des Nominalbetriebspunkts verwendeten Residuen gegenüber der im Filtersynthesemodell vernachlässigten Dynamik. In jedem Fall stellt das Modell einer realen Struktur jedoch nur eine Näherung dar. Für die Anwendung des MMAC an einer realen Struktur müssen die Residuen gegenüber dem Einfluss der vernachlässigten dynamischen Anteile robuster werden. Diese Robustheit ist auch Voraussetzung dafür, durch die Auslegung an ordnungsreduzierten Filtersynthesemodellen die Ordnung der Detektionsfilter noch weiter zu verringern.
- Für alle lokalen Regler im Anwendungsbeispiel dieser Arbeit wird dieselbe Reglertechnologie verwendet. Die Einbettung anderer Ansätze zur Synthese der lokalen Regler sowie die Mischung unterschiedlicher Regelungsansätze in einem MMAC, die das vorgestellte Konzept erlaubt, könnte ebenfalls im Rahmen einer weiterführenden Arbeit realisiert und untersucht werden. Die lokalen Regler können so noch spezieller an die lokalen Eigenschaften der Strecke angepasst und so die Leistung des modelladaptiven Reglers weiter verbessert werden.
- Ein exakter mathematischer Stabilitätsbeweis für den fehlerdetektionsbasierten MMAC ist sehr schwierig zu erbringen. *Monte Carlo Simulationen* könnten eine Möglichkeit sein, die Stabilität des geschlossenen Systems abzuschätzen.
- Der exakte mathematische Beweis für die Verbesserung der Regelleistung wie zum Beispiel der Envelopendämpfung gegenüber einem global robust ausgelegten Regler könnte ebenso Gegenstand weiterer Arbeiten sein und gegebenenfalls die Grundlage für eine mathematische Unterstützung der Auswahl der Nominalbetriebspunkte innerhalb des globalen Betriebsbereichs darstellen.

Die spezifizierten Ziele der Arbeit sind erreicht. Die Lösung der im Vorangehenden genannten Fragestellungen können helfen, die bereits bis zur Funktionsfähigkeit entwickelte Methode weiter zu verbessern und deren Effizienz zu erhöhen. Sie stellen eigenständige aufwändige Leistungen dar und jede einzelne würde den Umfang dieser Arbeit sprengen.

Die praktische Implementierung des fehlerdetektionsbasierten MMAC in einem Versuch zur aktiven Dämpfung einer elastischen in Hardware vorhandenen Struktur ist der nächsten Schritt in der Weiterentwicklung dieser Regelung. Die Untersuchung der oben angesprochenen Problemfelder vor

allem hinsichtlich der Erhöhung der Robustheit der Detektion gegenüber vernachlässigter Dynamik ist dafür auf jeden Fall notwendig.

Diese Arbeit ist das Fundament einer allgemein über elastische Strukturen hinausgehend einsetzbaren Methode zur Lösung des Zielkonflikts bei der Regelung parametervarianter Strecken.

Anhang A

A.1 Parameterfehler als multiplikativer Fehler

Bei García et al. [83, 84], García [85] ist eine multiplikative Darstellung von Parameterfehlern zu finden. Für ein System mit dem aktuellen Parametervektor $\Theta = \Theta_0 + \Delta\Theta$ gilt danach

$$\dot{x}(\Theta_0 + \Delta\Theta, t) = A(\Theta_0)x(\Theta_0 + \Delta\Theta, t) + B(\Theta_0)u(t) + E(x, u)\Delta\Theta \quad (\text{A.1a})$$

$$y(\Theta_0 + \Delta\Theta, t) = C(\Theta_0)x(\Theta_0 + \Delta\Theta, t) + F(x)\Delta\Theta \quad (\text{A.1b})$$

mit

$$E(x, u) = \left[\frac{\partial A(\Theta)}{\partial \theta_1}x + \frac{\partial B(\Theta)}{\partial \theta_1}u \cdots \frac{\partial A(\Theta)}{\partial \theta_s}x + \frac{\partial B(\Theta)}{\partial \theta_s}u \right] \quad (\text{A.1c})$$

$$F(x) = \left[\frac{\partial C(\Theta)}{\partial \theta_1}x \cdots \frac{\partial C(\Theta)}{\partial \theta_s}x \right] \quad (\text{A.1d})$$

$$\Delta\Theta^T = [\Delta\theta_1 \cdots \Delta\theta_s] \quad (\text{A.1e})$$

wobei Θ_0 den Parametervektor im fehlerfreien Fall und $\Delta\Theta$ den Parameterfehler bezeichnet. Voraussetzung für diese Formulierung ist die lineare Abhängigkeit des Systems von den im Vektor Θ enthaltenen Parametern $\Delta\theta_1 \cdots \Delta\theta_s$. Der Fehlervektor $\Delta\Theta$ zusammen mit der Fehlerdistributionsmatrix $E(x, u)$ heißen *multiplikative Fehlerdarstellung*, da ein Produkt aus Parameteränderung und Systemzustand beziehungsweise Systemeingang auf das System wirkt.

Diese Formulierung wird nun auf das in Abschnitt 4.2 beschriebene Modell des speziellen ZMS mit varianten Massen angewandt. Es soll ein Bezug zwischen der in Abschnitt 4.2 verwendeten Multi-Modell Formulierung der Massenunterschiede als fiktive Fehlerkräfte und der multiplikativen Fehlerdarstellung (A.1) für das LPV ZMS hergestellt werden. Mit dem Fehlervektor

$$\Delta\Theta_g = (\Delta m_{g,1}, \Delta m_{g,2}, 0, 0, 0, 0)^T$$

gilt für die Fehlerdistributionsmatrix im System (4.7)

$$E(x, u) = \left[\begin{array}{c} \left[\left[\begin{array}{cc} \frac{\partial(m_{g,1})^{-1}}{\partial m_{g,1}} & 0 \\ 0 & 0 \end{array} \right] D_{gg} \left[\begin{array}{cc} \frac{\partial(m_{g,1})^{-1}}{\partial m_{g,1}} & 0 \\ 0 & 0 \end{array} \right] K_{gg} \right] \begin{pmatrix} \dot{q}_{g,1} \\ \dot{q}_{g,2} \\ q_{g,1} \\ q_{g,2} \end{pmatrix} + \left[\begin{array}{cc} \frac{\partial(m_{g,1})^{-1}}{\partial m_{g,1}} & 0 \\ 0 & 0 \end{array} \right] \begin{pmatrix} 0 \\ 1 \end{pmatrix} f_{u_g}(t) \\ \mathbf{0}^{2 \times 1} \\ \left[\left[\begin{array}{cc} 0 & 0 \\ 0 & \frac{\partial(m_{g,2})^{-1}}{\partial m_{g,2}} \end{array} \right] D_{gg} \left[\begin{array}{cc} 0 & 0 \\ 0 & \frac{\partial(m_{g,2})^{-1}}{\partial m_{g,2}} \end{array} \right] K_{gg} \right] \begin{pmatrix} \dot{q}_{g,1} \\ \dot{q}_{g,2} \\ q_{g,1} \\ q_{g,2} \end{pmatrix} + \left[\begin{array}{cc} 0 & 0 \\ 0 & \frac{\partial(m_{g,2})^{-1}}{\partial m_{g,2}} \end{array} \right] \begin{pmatrix} 0 \\ 1 \end{pmatrix} f_{u_g}(t) \\ \mathbf{0}^{2 \times 1} \end{array} \right]. \quad (\text{A.2})$$

Daraus ergibt sich mit

$$\frac{\partial (m_{g,1})^{-1}}{\partial m_{g,1}} = -(m_{g,1})^{-2}$$

beziehungsweise

$$\frac{\partial (m_{g,2})^{-1}}{\partial m_{g,2}} = -(m_{g,2})^{-2}$$

die Matrix aus (A.2)

$$E(x, u) = \left[\begin{array}{cccc} -(m_{g,1})^{-2} (d_{g,1} + d_{g,2}) & -(m_{g,1})^{-2} d_{g,2} & (m_{g,1})^{-2} (k_{g,1} + k_{g,2}) & -(m_{g,1})^{-2} k_{g,2} \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{array} \right] \begin{pmatrix} \dot{q}_{g,1} \\ \dot{q}_{g,2} \\ q_{g,1} \\ q_{g,2} \end{pmatrix} \\ \left[\begin{array}{cccc} 0 & 0 & 0 & 0 \\ (m_{g,2})^{-2} d_{g,2} & -(m_{g,2})^{-2} d_{g,2} & (m_{g,2})^{-2} k_{g,2} & -(m_{g,2})^{-2} k_{g,2} \end{array} \right] \begin{pmatrix} \dot{q}_{g,1} \\ \dot{q}_{g,2} \\ q_{g,1} \\ q_{g,2} \end{pmatrix} + \left[\begin{array}{c} 0 \\ (m_{g,2})^{-2} f_{u_g} \end{array} \right] .$$

Mit den Zusammenhängen aus der Bewegungsgleichung

$$\ddot{q}_{g,1} = (m_{g,1})^{-1} (d_{g,1} + d_{g,2}) \dot{q}_{g,1} - (m_{g,1})^{-1} d_{g,2} \dot{q}_{g,2} + (m_{g,1})^{-1} (k_{g,1} + k_{g,2}) q_{g,1} - (m_{g,1})^{-1} k_{g,2} q_{g,2}$$

$$\ddot{q}_{g,2} = (m_{g,2})^{-1} d_{g,2} \dot{q}_{g,1} - (m_{g,2})^{-1} d_{g,2} \dot{q}_{g,2} + (m_{g,2})^{-1} k_{g,2} q_{g,1} - (m_{g,2})^{-1} k_{g,2} q_{g,2} + (m_{g,2})^{-1} f_{u_g}$$

ergibt sich für

$$E(x, u) \Delta \Theta = \left[\begin{array}{cc} \left[\begin{array}{c} (m_{g,1})^{-1} \ddot{q}_{g,1} \\ 0 \\ \mathbf{0}^{2 \times 1} \end{array} \right] & \left[\begin{array}{c} 0 \\ (m_{g,2})^{-1} \ddot{q}_{g,2} \\ \mathbf{0}^{2 \times 1} \end{array} \right] \end{array} \right] \begin{pmatrix} \Delta m_{g,1} \\ \Delta m_{g,2} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} (m_{g,1})^{-1} \ddot{q}_{g,1} \Delta m_{g,1} \\ (m_{g,2})^{-1} \ddot{q}_{g,2} \Delta m_{g,2} \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}$$

und entsprechend in einer Multi-Modell Formulierung für die Strecke am Betriebspunkt i^* aus Sicht des Betriebspunkts i

$$E(x, u)^{(i)} \Delta_{\Theta}^{(i, i^*)} = \left[\begin{array}{cc} \left[\begin{array}{c} (m_{g,1}^{(i)})^{-1} \ddot{q}_{g,1} \\ 0 \\ \mathbf{0}^{2 \times 1} \end{array} \right] & \left[\begin{array}{c} 0 \\ (m_{g,2}^{(i)})^{-1} \ddot{q}_{g,2} \\ \mathbf{0}^{2 \times 1} \end{array} \right] \end{array} \right] \begin{pmatrix} \Delta m_{g,1}^{(i, i^*)} \\ \Delta m_{g,2}^{(i, i^*)} \end{pmatrix} \\ = \begin{pmatrix} (m_{g,1}^{(i)})^{-1} \ddot{q}_{g,1} \Delta m_{g,1}^{(i, i^*)} \\ (m_{g,2}^{(i)})^{-1} \ddot{q}_{g,2} \Delta m_{g,2}^{(i, i^*)} \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} .$$

Damit entspricht für das ZMS mit zwei varianten Massen der Ausdruck $E(x, u) \Delta \Theta$ in (A.1) aus der Darstellung von multiplikativen Parameterfehlern nach Garcia [85, S. 15] exakt den fiktiven Fehlerkräften in (4.7) infolge der Variation der beiden Systemmassen. Beide Formulierungen sind also für dieses Beispiel identisch. Beide Ansätze nehmen eine lineare Abhängigkeit der Systemmatrizen vom Parametervektor Θ an.

A.2 Leistungsindex nach Narendra

Narendra definiert in [181] einen Leistungsindex $j(t)$ zur Beurteilung der Übereinstimmung von lokalen Simulationsmodellen mit einer Regelstrecke im Kontext eines MMAC. Die Berechnung des Index erfolgt anhand der Differenz $e(t) = \hat{y}(t) - y(t)$ der Modellausgänge der lokalen Systeme $\hat{y}(t)$ und dem Ausgang der Strecke $y(t)$ nach

$$j(t) = \alpha e^2(t) + \beta \int_0^t e^{-\lambda(t-\tau)} e^2(\tau) d\tau; \quad \alpha \geq 0; \beta, \lambda > 0 \quad . \quad (\text{A.3})$$

Mit Hilfe der konstanten Faktoren α und β kann die Kombination aus momentanen und längerfristigen Genauigkeitsmaßen eingestellt werden. Der Parameter α stellt die Gewichtung des momentanen Werts der Ausgangsdifferenz und β die Gewichtung vergangener Werte dar. Der Vergessensfaktor λ bestimmt das „Gedächtnis“ des Leistungsindex¹ und sichert die Beschränktheit von $j(t)$ bei beschränkten $e(t)$. Der Leistungsindex besitzt die Eigenschaft, dass $j(t) \geq 0$ gilt.

In der vorliegenden Arbeit dient der Leistungsindex zur Detektion des dem Betriebspunkts der Regelstrecke nächstgelegenen Nominalbetriebspunkts. Dafür wird der Index für die an den N Nominalbetriebspunkten gebildeten Residuen nach

$$\left\| r^{(i,i^*)} \right\|_f(t) := \alpha^{(i)} \left(r^{(i,i^*)}(t) \right)^2 + \beta^{(i)} \int_0^t e^{-\lambda^{(i)}(t-\tau)} \left(r^{(i,i^*)}(\tau) \right)^2 d\tau; \quad \alpha^{(i)} \geq 0; \beta^{(i)}, \lambda^{(i)} > 0$$

$$i = 1, 2, \dots, N \quad (\text{A.4})$$

berechnet. Für die Detektion ist der Vergleich der an den unterschiedlichen Nominalbetriebspunkten berechneten Indices notwendig. Voraussetzung dafür ist die für alle Stützstellen einheitlich gewählte Gewichtung $\alpha^{(1)} = \alpha^{(2)} = \dots = \alpha^{(N)}$ beziehungsweise $\beta^{(1)} = \beta^{(2)} = \dots = \beta^{(N)}$ sowie ein gleicher Vergessensfaktor $\lambda^{(1)} = \lambda^{(2)} = \dots = \lambda^{(N)}$.

Zur effizienten online Berechnung von $j(t)$ wird eine Darstellung von A.4 als Zustandsraumssystem hergeleitet.

Mit $j_1(t) = \alpha r^2(t)$ und $j_2(t) = \int_0^t e^{-\lambda(t-\tau)} r^2(\tau) d\tau$ ergibt sich Gleichung (A.3) zu

$$j(t) = j_1(t) + \beta \underbrace{e^{-\lambda t}}_{g(t)} \int_0^t \underbrace{e^{\lambda \tau} e^2(\tau)}_{f(\tau)} d\tau = j_1(t) + \beta j_2(t) \quad .$$

Die erste Ableitung von $j_2(t)$ nach der Zeit ergibt

$$\dot{j}_2(t) = \dot{g}(t) \int_0^t f(\tau) d\tau + g(t) \frac{d}{dt} \left[\int_0^t f(\tau) d\tau \right] \quad .$$

Mit $\int_0^t f(\tau) d\tau = [F(\tau)]_0^t = F(t) - F(0)$ bei $\dot{F}(0) = 0$ und $\dot{F}(t) = f(t)$ gilt dann

$$\dot{j}_2(t) = \dot{g}(t) \int_0^t f(\tau) d\tau + g(t) f(t) \quad .$$

Mit $\dot{g}(t) = -\lambda e^{-\lambda t}$ und $f(t) = e^{\lambda t} r^2(t)$ ergibt sich dann

$$\dot{j}_2(t) = -\lambda e^{-\lambda t} \underbrace{\int_0^t e^{\lambda \tau} r^2(\tau) d\tau}_{j_2(t)} + e^{-\lambda t} e^{\lambda t} r^2(t) \quad .$$

¹Je größer $\lambda^{(i)}$ gewählt wird desto höher das Vergessen des verbesserten Residuums.

Also gilt

$$\dot{j}_2(t) = -\lambda j_2(t) + r^2(t) \quad .$$

Mit $j(t) = \beta j_2(t) + j_1(t) = \beta j_2(t) + \alpha r^2(t)$ ergibt sich dann

$$\begin{aligned} \dot{j}_2(t) &= -\lambda j_2(t) + r^2(t) \\ j(t) &= -\beta j_2(t) - \alpha r^2(t) \quad . \end{aligned}$$

Für einen Residuenvektor $R(t) = (r_1(t), r_2(t), \dots, r_N(t))^T$ ergibt sich dann entsprechend das Zustandsraumssystem der Ordnung N

$$\begin{aligned} \dot{J}_2(t) &= \begin{bmatrix} -\lambda_1 & \cdots & 0 \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & \cdots & -\lambda_N \end{bmatrix} J_2(t) + R^2(t) \\ J(t) &= \begin{bmatrix} -\beta_1 & \cdots & 0 \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & \cdots & -\beta_N \end{bmatrix} J_2(t) + \begin{bmatrix} -\alpha_1 & \cdots & 0 \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & \cdots & -\alpha_N \end{bmatrix} R^2(t) \end{aligned} \quad (\text{A.5})$$

mit der $N \times N$ Systemmatrix $A = \text{diag}(-\lambda_1, -\lambda_2, \dots, -\lambda_N)$ der $N \times N$ Ausgangsmatrix $C = \text{diag}(-\beta_1, -\beta_2, \dots, -\beta_N)$, der $N \times N$ Durchgriffsmatrix $D = \text{diag}(-\alpha_1, -\alpha_2, \dots, -\alpha_N)$ und dem Zustandsvektor $J_2(t) = (j_{2,1}(t), j_{2,2}(t), \dots, j_{2,N}(t))^T$ und dem Ausgangsvektor der Leistungsindizes der einzelnen Residuen $J(t) = (j_1(t), j_2(t), \dots, j_N(t))^T$ sowie dem Vektor der quadratischen Residuen $R^2 = ((r_1)^2, (r_2)^2, \dots, (r_N)^2)^T$ als Systemeingang und einer $N \times N$ Einheitsmatrix als Eingangsmatrix $B = \mathbf{I}^{N \times N}$.

Literaturverzeichnis

- [1] ADAMS JR., William M. ; CHRISTHILF, David M.: Design and Multifunction Test of a Frequency Domain–Based Active Flutter Suppression System. In: *Journal of Aircraft* 32 (1995), January–February, Nr. 1, S. 52–60
- [2] ADAMS JR., William M. ; CHRISTHILF, David M. ; WASZAK, Martin R. ; MUKHOPADHYAY, Vivek: Design Test, and Evaluation of Three Active Flutter Suppression Controllers / NASA Langley Research Center. Langley Research Center, Hampton, Virginia 23681–0001, USA, October 1992 (NASA/TM–4338). – Technical Memorandum
- [3] ADIN, Zvi ; BEN-ASHER, Joseph Z. ; COHEN, Kelly ; MOULIN, Boris ; WELLER, Tanchum: Flutter Suppression Using Linear Optimal and Fuzzy Logic Techniques. In: *Journal of Guidance, Control, and Dynamics* 26 (2003), January–February, Nr. 1, S. 173–177
- [4] ALBANO, Edward ; RODDEN, William P.: A Doublet–Lattice Method for Calculating Lift Distributions on Oscillating Surfaces in Subsonic Flows. In: *AIAA Journal* 7 (1969), February, Nr. 2, S. 279–285
- [5] ALKAHE, Jonathan ; OSHMAN, Yakov ; RAND, Omri: Adaptive Estimation Methodology for Helicopter Blade Structural Damage Detection. In: *Journal of Guidance, Control, and Dynamics* 25 (2002), November–Dezember, Nr. 6, S. 1049–1057
- [6] ANDERSON, Brian D. O. ; BRINSMEAD, Thomas S. ; DE BRUYNE, Franky ; HESPANHA, João ; LIBERZON, Daniel ; MORSE, A. S.: Multiple Model Adaptive Control, Part 1: Finite Controller Coverings. In: *International Journal of Robust and Nonlinear Control* 10 (2000), September–October, Nr. 11–12, S. 909–929
- [7] ANDERSON, G. ; FORSTER, E. ; KOLONAY, R. ; EASTEP, F.: Multiple Control Surface Utilization in Active Aeroelastic Wing Technology. In: *Journal of Aircraft* 34 (1997), July–August, Nr. 4, S. 552–557
- [8] ANHALT, C. ; BREITBACH, E. ; MONNER, H. P.: Adaptronics in Airliner Design — A New Structural Approach. In: *Proceedings of the SPIE–Conference on Smart Structures and Materials, San Diego, California, USA, 2002*
- [9] ASHLEY, Holt: Flutter suppression within reach. In: *Aerospace America* 26 (1988), August, Nr. 8, S. 14–16
- [10] ATHANS, Michael ; CASTAÑON, David ; DUNN, Keh-Ping ; GREENE, Christopher S. ; LEE, Wing H. ; SANDELL JR., Nils R. ; WILLSKY, Alan S.: The Stochastic Control of the F–8C Aircraft Using a Multiple Model Adaptive Control (MMAC) Method—Part I: Equilibrium Flight. In: *IEEE Transactions on Automatic Control* AC–22 (1977), October, Nr. 5, S. 768–780

- [11] ATHANS, Michael ; FEKRI, Sajid ; PASCOAL, Antonio: Issues on Robust and Adaptive Feedback Control. In: *Proceedings of the 16th IFAC World Congress in Prague, Czech Republic*, 2005. – Plenary Speech
- [12] BANERJEE, A. ; ARKUN, Y. ; PEARSON, R. ; OGUNNAIKE, B.: H_∞ Control of Nonlinear Processes Using Multiple Linear Models. In: MURRAY-SMITH, R. (Hrsg.) ; JOHANSEN, T. A. (Hrsg.): *Multiple Model Approaches to Modelling and Control*. Taylor and Francis, London, 1997, S. 293–305
- [13] BARKER, Jeffrey M. ; BALAS, Gary J.: Comparing Linear Parameter-Varying Gain-Scheduled Control Techniques. In: *Journal of Guidance, Control, and Dynamics* 23 (2000), September–October, Nr. 5, S. 948–955
- [14] BARKER, Jeffrey M. ; BALAS, Gary J. ; BLUE, Paul A.: Gain-Scheduled Linear-Fractional Control for Active Flutter Suppression. In: *Journal of Guidance, Control, and Dynamics* 22 (1999), July–August, Nr. 4, S. 507–512
- [15] BARROS, Dionísio ; FEKRI, Sajjad ; ATHANS, Michael: Robust mixed- μ synthesis performance for mass-spring system with stiffness uncertainty. In: *Proceedings of the 13th IEEE Mediterranean Conference on Control and Automation (MED'05), Limassol, Cyprus*, 2005
- [16] BASSEVILLE, M. ; NIKIFOROV, I. V.: *Detection of Abrupt Changes Theory and Application*. Prentice Hall, 1993
- [17] BASSEVILLE, Michèle: Detecting Changes in Signals and Systems—A Survey. In: *Automatica* 24 (1988), May, Nr. 3, S. 309–326
- [18] BASSEVILLE, Michèle: On-board component fault detection and isolation using the statistical local approach / Institut National de Recherche en Informatique en Automatique. IRISA, Campus universitaire de Beaulieu, 35042 RENNES Cedex (France), Septembre 1997 (No. 3252). – Rapport de Recherche
- [19] BASSEVILLE, Michèle ; ABDELGHANI, Maher ; BENVENISTE, Albert: Subspace – based fault detection and isolation methods – Application to vibration monitoring / Institut National de Recherche en Informatique en Automatique. IRISA, Campus universitaire de Beaulieu, 35042 RENNES Cedex (France), Novembre 1997 (No. 3299). – Rapport de Recherche
- [20] BATHE, Klaus-Jürgen: *Finite Element Procedures*. Upper Saddle River, New Jersey : Prentice Hall, 1996
- [21] BERAN, Philip S. ; STRGANAC, Thomas W. ; KIM, Kiun ; NICKAWDE, Chetan: Studies of Store-Induced Limit-Cycle Oscillations Using a Model with Full System Nonlinearities. In: *Nonlinear Dynamics* 37 (2004), September, Nr. 4, S. 323–339
- [22] BLANKE, M. ; KINNAERT, M. ; LUNZE, J. ; STAROWIECKI, M.: *Diagnosis and Fault-Tolerant Control*. Berlin, Heidelberg, New York, Hong Kong : Springer, 2003
- [23] BLOCK, J. ; GILLIAT, H.: Structural Health Monitoring at Los Alamos National Laboratory. In: *Proceedings of the 35th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, Reno, Nevada, USA*, 1997. – AIAA Paper: AIAA-97-0016
- [24] BLOCK, Jeffrey J. ; STRGANAC, Thomas W.: Applied Active Control for a Nonlinear Aeroelastic Structure. In: *Journal of Guidance, Control, and Dynamics* 21 (1998), November–December, Nr. 6, S. 838–845

- [25] BORGLUND, D. ; KUTTENKEULER, J.: Active Wing Flutter Suppression Using A Trailing Edge Flap. In: *Journal of Fluids and Structures* 16 (2002), April, Nr. 3, S. 271–294
- [26] BORGLUND, Dan: Robust Aeroelastic Stability Analysis Considering Frequency–Domain Aerodynamic Uncertainty. In: *Journal of Aircraft* 40 (2003), January–February, Nr. 1, S. 189–193
- [27] BORGLUND, Dan: The μ – k Method for Robust Flutter Solutions. In: *Journal of Aircraft* 41 (2004), September–October, Nr. 5, S. 1209–1216
- [28] BORGLUND, Dan ; NILSSON, Ulrik: Robust Wing Flutter Suppression Considering Aerodynamic Uncertainty. In: *Journal of Aircraft* 41 (2004), March–April, Nr. 2, S. 331–334
- [29] BOŠKOVIĆ, Jovan D. ; CHEN, Lingji ; MEHRA, Raman K.: Adaptive Control Design for Nonaffine Models Arising in Flight Control. In: *Journal of Guidance, Control, and Dynamics* 27 (2004), March–April, Nr. 2, S. 209–217
- [30] BOŠKOVIĆ, Jovan D. ; MEHRA, Raman K.: A Multiple Model–Based Reconfigurable Flight Control System Design. In: *Proceedings of the 37th IEEE Conference on Decision and Control, Tampa, Florida, USA* Bd. 4, 1998, S. 4503–4508
- [31] BOŠKOVIĆ, Jovan D. ; MEHRA, Raman K.: Stable Multiple Model Adaptive Flight Control for Accommodation of a Large Class of Control Effector Failures. In: *Proceedings of the American Control Conference, San Diego, California, USA, 1999*, S. 1920–1924
- [32] BOŠKOVIĆ, Jovan D. ; MEHRA, Raman K.: Intelligent Adaptive Control of a Tailless Advanced Fighter Aircraft Under Wing Damage. In: *Journal of Guidance, Control, and Dynamics* 23 (2000), September–October, Nr. 5, S. 876–884
- [33] BOŠKOVIĆ, Jovan D. ; YU, Ssu-Hsin ; MEHRA, Raman K.: A Stable Scheme for Automatic Control Reconfiguration in the Presence of Actuator Failures. In: *Proceedings of the American Control Conference, Philadelphia, Pennsylvania, USA* Bd. 4, 1998, S. 2455–2459
- [34] BREITSAMTER, Christian: Aerodynamic–Active Control for Fin–Buffet Load Alleviation. In: *Journal of Aircraft* 42 (2005), September–October, Nr. 5, S. 1252–1263
- [35] BREITSAMTER, Christian ; LASCHKA, Boris: Turbulent Flow Structure Associated with Vortex–Induced Fin Buffeting. In: *Journal of Aircraft* 31 (1994), July–August, Nr. 4, S. 773–781
- [36] BREITSAMTER, Christian ; LASCHKA, Boris: Fin Buffet Pressure Evaluation Based on Measured Flowfield Velocities. In: *Journal of Aircraft* 35 (1998), September–October, Nr. 5, S. 806–815
- [37] BRYSON, Arthur E. ; HO, Yu-Chi: *Applied Optimal Control*. 47 Runway Road, Suite G, Levittown, PA 19057, USA : Taylor and Francis, 1975. – Revised Printing
- [38] BUETER, A. ; EHLERT, U.-C. ; SACHAU, D. ; BREITBACH, E.: Adaptive Rotor Blade Concepts — Direct Twist and Camber Variation. In: *Proceedings of the NATO RTO/AVT Symposium on Active Control Technology for Enhanced Performance Operational Capabilities of Military Aircraft, Land Vehicles and Sea Vehicles, Braunschweig, Germany, 2000*
- [39] BUTTRILL, Carey ; BACON, Barton ; HEEG, Jennifer ; HOUCK, Jacob ; WOOD, David: Simulation and Model Reduction for the Active Flexible Wing Program. In: *Journal of Aircraft* 32 (1995), January–February, Nr. 1, S. 23–31

- [40] BUTTRILL, Carey S. ; BACON, Barton J. ; HEEG, Jennifer ; HOUCK, Jacob A. ; WOOD, David V.: Aeroservoelastic Simulation of an Active Flexible Wing Wind Tunnel Model / NASA Langley Research Center. Langley Research Center, Hampton, Virginia 23681-0001, USA, April 1996 (NASA/TP-3510). – Technical Paper
- [41] BUTTRILL, Carey S. ; HOUCK, Jacob A.: Hot-Bench Simulation of the Active Flexible Wing Wind-Tunnel Model / NASA Langley Research Center. NASA Langley Research Center Hampton, Virginia 23665-5225, USA, November 1990 (NASA TM-102758). – Forschungsbericht
- [42] CHAUDHURI, Balarko ; MAJUMDER, Rajat ; PAL, Bikash C.: Application of Multiple-Model Adaptive Control Strategy for Robust Damping of Interarea Oscillations in Power Systems. In: *IEEE Transactions on Control System Technology* 12 (2004), September, Nr. 5, S. 727-736
- [43] CHEN, J. ; PATTON, R. J.: *Robust Model Based Fault Diagnosis For Dynamic Systems*. Boston/Dordrecht/London : Kluwer Academic Publishers, 1999
- [44] CHEN, Jie ; HANGUO, Zhang ; HANGYUE, Zhang: A Modified Separated-Bias Estimation Approach to the Detection and Estimation of Failures in Linear Systems. In: *Preprints 11th IFAC World Congress Tallin, Estonia, USSR* Bd. 3, 1990, S. 82-85
- [45] CHEN, Jie ; PATTON, Ron J. ; ZHANG, Hong-Yue: Design of unknown input observers and robust fault detection filters. In: *International Journal of Control* 63 (1996), Nr. 1, S. 85-105
- [46] CHEN, Robert H. ; SPEYER, Jason L.: Sensor and Actuator Fault Reconstruction. In: *Journal of Guidance, Control, and Dynamics* 27 (2004), March-April, Nr. 2, S. 186-196
- [47] CHOE, K. ; BARUH, H.: Sensor Failure Detection in Flexible Structures Using Modal Observers. In: *Transactions of the ASME; Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control* 115 (1993), September, Nr. 3, S. 411-418
- [48] CHOPRA, Inderjit: Review of State of Art of Smart Structures and Integrated Systems. In: *AIAA Journal* 40 (2002), November, Nr. 11, S. 2145-2187
- [49] CHOW, Edward Y. ; WILLSKY, Alan S.: Analytical Redundancy and the Design of Robust Failure Detection Systems. In: *IEEE Transactions on Automatic Control* AC-29 (1984), July, Nr. 7, S. 603-614
- [50] CLARK, R. N.: A Simplified Instrument Failure Detection Scheme. In: *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems* AES-14 (1978), July, Nr. 4, S. 558-563
- [51] CLARK, R. N.: Instrument Fault Detection. In: *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems* AES-14 (1978), May, Nr. 3, S. 456-465
- [52] CORRADINI, M. L. ; JETTO, L. ; ORLANDO, G.: Robust Stabilization of Multivariable Uncertain Plants Via Switching Control. In: *IEEE Transactions on Automatic Control* 49 (2004), January, Nr. 1, S. 107-114
- [53] CUSUMANO, S. J. ; POOLLA, Kameshwar: Adaptive Robust Control: A New Approach. In: *Proceedings of the American Control Conference, Atlanta, Georgia, USA* Bd. 1, 1988, S. 355-359
- [54] DESHPANDE, J. G. ; UPADHYAY, T. N. ; LAINIOTIS, D. G.: Adaptive Control of Linear Stochastic Systems. In: *Automatica* 9 (1973), January, Nr. 1, S. 107-115

- [55] DING, X. ; FRANK, P.M.: A Numerical Approach to Analysis and Design of FDI Systems. In: *Proceedings of the 37th Conference on Decision and Control, Tampa, Florida, USA* Bd. 8, 1998, S. 1155–1160
- [56] DING, X. ; FRANK, P.M.: A Numerical Approach to Optimization of FDI Systems. In: *Proceedings of the 37th Conference on Decision and Control, Tampa, Florida, USA* Bd. 8, 1998, S. 1137–1142
- [57] DOEBLING, Scott W. ; FARRAR, Charles R. ; PRIME, Michael B. ; SHAVITZ, Daniel W.: Damage Identification and Health Monitoring of Structural and Mechanical Systems from Changes in Their Vibration Characteristics: A Literature Review / Los Alamos National Laboratory. Los Alamos, New Mexico 87545, USA, May 1996 (LA-13070-MS). – Forschungsbericht
- [58] DOUGLAS, Randal K. ; SPEYER, Jason L.: Robust Fault Detection Filter Design. In: *Journal of Guidance, Control, and Dynamics* 19 (1996), January–February, Nr. 1, S. 214–218
- [59] DOUGLAS, Randal K. ; SPEYER, Jason L.: H_∞ Bounded Fault Detection Filter. In: *Journal of Guidance, Control, and Dynamics* 22 (1999), January–February, Nr. 1, S. 129–138
- [60] DOWELL, Earl ; EDWARDS, John ; STRGANAC, Thomas: Nonlinear Aeroelasticity. In: *Journal of Aircraft* 40 (2003), September–October, Nr. 5, S. 857–874
- [61] DÜRR, Johannes K. ; HEROLD-SCHMIDT, Ursula ; ZAGLAUER, Helmut W. ; BECKER, Jürgen: Active Fin–Buffeting Alleviation for Fighter Aircraft. In: *Proceedings of the NATO RTO/AVT Symposium on Active Control Technology for Enhanced Performance Operational Capabilities of Military Aircraft, Land Vehicles and Sea Vehicles, Braunschweig, Germany*, 2000
- [62] EDWARDS, John W. ; BREAKWELL, John F. ; BRYSON JR., Arthur E.: Active Flutter Control Using Generalized Unsteady Aerodynamic Theory. In: *Journal of Guidance and Control* 1 (1978), January–February, Nr. 1, S. 32–40
- [63] EIDE, P. ; MAYBECK, P.: An MMAE Failure Detection System for the F–16. In: *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems* 32 (1996), July, Nr. 3, S. 1125–1135
- [64] EMAMI-NAEINI, Abbas ; AKHTER, Muhammad M. ; ROCK, Stephen M.: Effect of Model Uncertainty on Failure Detection: The Threshold Selector. In: *IEEE Transactions on Automatic Control* 33 (1988), December, Nr. 12, S. 1106–1115
- [65] FEKRI, Sajjad: *Robust Adaptive MIMO Control Using Multiple–Model Hypothesis Testing and Mixed- μ Synthesis*, Technical University of Lisbon, Diss., 2005
- [66] FEKRI, Sajjad ; ATHANS, Michael ; PASCOAL, Antonio: RMMAC: A Novel Robust Adaptive Control Scheme — Part I: Architecture. In: *Proceedings of the 43rd IEEE Conference on Decision and Control, Paradise Island, The Bahamas*, 2004
- [67] FEKRI, Sajjad ; ATHANS, Michael ; PASCOAL, Antonio: RMMAC: A Novel Robust Adaptive Control Scheme — Part II: Performance Evaluation. In: *Proceedings of the 43rd IEEE Conference on Decision and Control, Paradise Island, The Bahamas*, 2004
- [68] FEKRI, Sajjad ; ATHANS, Michael ; PASCOAL, Antonio: A Two–Input Two–Output Robust Multiple Model Adaptive Control RMMAC Case Study. In: *Proceedings of the 2006 American Control Conference ACC’06, Minneapolis, Minnesota, USA*, 2006
- [69] FÖRSCHING, H. W.: *Grundlagen der Aeroelastik*. Berlin Heidelberg New York : Springer–Verlag, 1974

- [70] FRANK, P. M. ; DING, X.: Frequency Domain Approach to Optimally Robust Residual Generation and Evaluation for Model Based Fault Diagnosis. In: *Automatica* 30 (1994), May, Nr. 5, S. 789–804
- [71] FRANK, P. M. ; DING, X.: Survey of robust residual generation and evaluation methods in observer–based fault detection systems. In: *Journal of Process Control* 7 (1997), December, Nr. 6, S. 403–424
- [72] FRANK, Paul M.: Fault Diagnosis in Dynamic Systems Using Analytical and Knowledge–Based Redundancy — A Survey and Some New Results. In: *Automatica* 26 (1990), Nr. 3, S. 459–474
- [73] FRANK, Paul M.: Enhancement of robustness in observer–based fault detection. In: *International Journal of Control* 59 (1994), Nr. 4, S. 955–981
- [74] FRANK, Paul M.: On–line fault detection in uncertain nonlinear systems using diagnostic observers: a survey. In: *International Journal of System Sciences* 25 (1994), Nr. 12, S. 2129–2154
- [75] FRIEDLAND, Bernard ; GRABOUSKY, Susan M.: Estimating Sudden Changes of Biases in Linear Dynamic Systems. In: *IEEE Transactions on Automatic Control* AC–27 (1982), February, Nr. 1, S. 237–240
- [76] FRISK, Erik: *Residual Generation for Fault Diagnosis*. SE–581 83 Linköping, Sweden, Department of Electrical Engineering, Linköping University, Diss., 2001
- [77] FRISK, Erik: *Residual Generation in Stochastic Systems – A Polynomial Approach / Linköping University, Department of Electrical Engineering. Linköping University, SE–581 83 Linköping, Sweden, 2001 (LiTH–R–2329). – Technical Report*
- [78] FRISK, Erik ; NYBERG, Mattias: Using Minimal Polynomial Bases for MATLAB. In: *Proceedings of European Control Conference 1999, ECC' 99, Karlsruhe, Germany, 1999*
- [79] FRISK, Erik ; NYBERG, Mattias: A minimal polynomial basis to residual generation for fault diagnosis in linear systems. In: *Automatica* 37 (2001), September, Nr. 9, S. 1417–1424
- [80] FU, Minyue ; BARMISH, B. R.: Adaptive Stabilization of Linear Systems Via Switching Control. In: *IEEE Transactions On Automatic Control* AC–31 (1986), December, Nr. 12, S. 1097–1103
- [81] FULLER, C. R. ; ELLIOT, S. J. ; NELSON, P. A.: *Active Control of Vibrations*. 24–28 Oval Road, London NW1 7DX : Academic Press, 1996
- [82] GARCÍA, E. Alcorta ; FRANK, P. M.: Deterministic Nonlinear Observer–Based Approaches To Fault Diagnosis: A Survey. In: *Control Engineering Practice* 5 (1997), May, Nr. 5, S. 663–670
- [83] GARCÍA, E. Alcorta ; HAN, Z. ; FRANK, P. M.: FDI Based On Parameter And Output Estimation: An Integrated Approach. In: *European Control Conference ECC'99, Karlsruhe, Germany, 1999*
- [84] GARCÍA, E. Alcorta ; SELIGER, R. ; FRANK, P. M.: Nonlinear Decoupling Approach to Fault Isolation in Linear Systems. In: *Proceedings of the 1998 American Control Conference ACC'98, Philadelphia, Pennsylvania, USA, 1998*, S. 2867–2871

- [85] GARCÍA, Efraín Alcorta: Modellgestützte Residuengenerierung für die Diagnose von additiven und multiplikativen Fehlern in dynamischen Systemen / VDI-Verlag. Düsseldorf, 1999 (781). – Fortschritt-Bericht Reihe 8
- [86] GAWRONSKI, Wodek K.: *Advanced Structural Dynamics and Active Control of Structures*. 175 Fifth Avenue, New York, NY 10010, USA : Springer, New York, Inc., 2004 (Mechanical Engineering Series)
- [87] GE, Wei ; FANG, Chong-Zhi: Detection of faulty components via robust observation. In: *International Journal of Control* 47 (1988), February, Nr. 2, S. 581–599
- [88] GERTLER, J.: Survey of Model-Based Failure Detection and Isolation in Complex Plants. In: *IEEE Control Systems Magazine* 8 (1988), December, Nr. 6, S. 3–11
- [89] GERTLER, J.: Residual Generation In Model-Based Fault Diagnosis. In: *Control-Theory and Advanced Technology* 9 (1993), March, Nr. 1, S. 259–285
- [90] GERTLER, Janos J.: *Fault Detection and Diagnosis in Engineering Systems*. 270 Madison Avenue, New York, NY 10016 : Marcel Dekker, Inc., 1998
- [91] GILLIATT, Heather C. ; STRGANAC, Thomas W. ; KURDILA, Andrew J.: An Investigation of Internal Resonance in Aeroelastic Systems. In: *Nonlinear Dynamics* 31 (2003), January, Nr. 1, S. 1–22
- [92] GREENE, C. S. ; WILLSKY, A. S.: An Analysis of the Multiple Model Adaptive Control Algorithm. In: *Proceedings of the 19th IEEE Conference on Decision and Control, Albuquerque, NM, USA*, 1980, S. 1142–1145
- [93] GRIFFIN JR., Gordon C. ; MAYBECK, Peter S.: MMAE/MMAC Control for Bending with Multiple Uncertain Parameters. In: *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems* 33 (1997), July, Nr. 3, S. 903–912
- [94] GUSTAFSON, John A. ; MAYBECK, Peter S.: Flexible Spacestructure Control Via Moving-Bank Multiple Model Algorithms. In: *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems* 30 (1994), July, Nr. 3, S. 750–757
- [95] HALEY, Pam ; SOLOWAY, Don: Generalized Predictive Control for Active Flutter Suppression. In: *IEEE Control Systems* 17 (1997), August, Nr. 4, S. 64–70
- [96] HALEY, Pam ; SOLOWAY, Don: Generalized Predictive Control for Active Flutter Suppression. In: *Journal of Guidance, Control, and Dynamics* 24 (2001), January–February, Nr. 1, S. 154–159
- [97] HAWKES, R. M. ; MOORE, J. B.: Performance of Bayesian Parameter Estimators for Linear Signal Models. In: *IEEE Transactions on Automatic Control* AC-21 (1976), August, Nr. 4, S. 523–527
- [98] HEEG, Jennifer: Analytical and Experimental Investigation of Flutter Suppression by Piezoelectric Actuation / NASA Langley Research Center. Langley Research Center, Hampton, Virginia 23681–0001, USA, February 1993 (NASA TP–3241). – Technical Paper
- [99] HESPANHA, Joã. ; LIBERZON, Daniel ; MORSE, A. S.: Hysteresis-based switching algorithms for supervisory control of uncertain systems. In: *Automatica* 39 (2003), February, Nr. 2, S. 263–272

- [100] HESPANHA, Joã. ; LIBERZON, Daniel ; MORSE, A. S. ; ANDERSON, Brian D. O. ; BRINSMEAD, Thomas S. ; BRYUNE, Franky D.: Multiple model adaptive control, part 2: Switching. In: *International Journal on Robust and Nonlinear Control* 11 (2001), April, Nr. 5, S. 479–496
- [101] HORAK, Dan T.: Failure Detection in Dynamic Systems with Modeling Errors. In: *Journal of Guidance, Control, and Dynamics* 11 (1988), November–December, Nr. 6, S. 508–516
- [102] HORIKAWA, Hidetsugu ; DOWELL, Earl H.: An Elementary Explanation of the Flutter Mechanism with Active Feedback Controls. In: *Journal of Aircraft* 16 (1979), April, Nr. 4, S. 225–232
- [103] HOU, M. ; MÜLLER, P. C.: Fault detection and isolation observers. In: *International Journal of Control* 60 (1994), Nr. 5, S. 827–846
- [104] HUO, Ming: Fault Detection And Isolation For Descriptor Systems. In: *Issues of Fault Diagnosis for Dynamic Systems*. Springer–Verlag London, 2000, S. 115–144
- [105] HURTY, Walter C. ; RUBINSTEIN, Moshe F.: *Dynamics of Structures*. Englewood Cliffs, New Jersey, USA : Prentice–Hall, Inc., 1964 (International Series in Engineering of the Physical Sciences)
- [106] ISERMANN, R. ; BALLÉ, P.: Trends In The Application Of Model–Based Fault Detection And Diagnosis Of Technical Processes. In: *Control Engineering Practice* 5 (1997), May, Nr. 5, S. 709–719
- [107] ISERMANN, Rolf: Process Fault Detection Based on Modeling and Estimation Methods – A Survey. In: *Automatica* 20 (1984), July, Nr. 4, S. 387–404
- [108] ISERMANN, Rolf ; BALLÉ, Peter: Trends in the Application of Model Based Fault Detection and Diagnosis of Technical Processes. In: *Proceedings of the IFAC World Congress 1996, San Francisco, USA* Bd. N, 1996, S. 1–12
- [109] JEANNEAU, Matthieu ; AVERSA, Nicky ; DELANNOY, Stéphane ; HOCKENHULL, Mark: AWIATOR’s Study of a Wing Load Control: Design and Flight–Test Results. In: *16th IFAC Symposium on Automatic Control in Aerospace, St. Petersburg, Russia, 2004*
- [110] JOHANSEN, Tor A. ; FOSS, Bjarne A.: State–Space Modeling Using Operating Regime Decomposition And Logical Models. In: *Proceedings of the 12th World Congress International Federation of Automatic Control, Sydney, Australia* Bd. 1, 1993, S. 431–434
- [111] JOHANSEN, Tor A. ; MURRAY-SMITH, Roderick: The Operating Regime Approach to Non-linear Modelling and Control. In: MURRAY-SMITH, R. (Hrsg.) ; JOHANSEN, T. A. (Hrsg.): *Multiple Model Approaches to Modelling and Control*. Taylor and Francis, London, 1997, S. 3–72
- [112] JOOS, H.-D. ; BALS, J. ; LOOYE, G. ; SCHNEPPER ; VARGA, A.: A multi–objective optimisation based software environment for control systems design. In: *Proceedings of 2002 IEEE International Conference on Control Applications and International Symposium on Computer Aided Control Systems Design, CCA/CACSD, Glasgow, Scotland, U.K., 2002*
- [113] JUN, Myungsoo ; SAFONOV, Michael G.: Automatic PID Tuning: An Application of Unfalsified Control. In: *Proceedings of the 1999 IEEE International Conference on Control Applications and IEEE International Symposium on Computer Aided Control System Design, Hawaii, USA, 1999*

- [114] JUNG, Bokyung ; JEONG, Seong-Kyun ; LEE, Dong-Hyun ; KIM, Youdan: Adaptive Reconfigurable Flight Control System Using Multiple Model Mode Switching. In: *Proceedings of the 16th IFAC World Congress, Prague, Czech Republic, 2005*
- [115] KAHL, K. ; SIRKIS, J. S.: Damage Detection in Beam Structures Using Subspace Rotation Algorithm with Strain Data. In: *AIAA Journal* 34 (1996), December, Nr. 12, S. 2609–2614
- [116] KAILATH, T.: *Linear Systems*. Englewood Cliffs, N.J. 07632 : Prentice–Hall, Inc., 1980 (Information and System Sciences Series)
- [117] KAISER, Stephan: Modellbasierter Ansatz zur Schadensüberwachung adaptiver Faserverbundstrukturen / Deutsches Zentrum für Luft– und Raumfahrt e.V., Institut für Strukturmechanik, Adaptive Struktursysteme. Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig, 2001 (2001–07). – Forschungsbericht
- [118] KARPEL, M.: Reduced–Order Aeroelastic Models via Dynamic Residualization. In: *Journal of Aircraft* 27 (1990), May, Nr. 5, S. 449–455
- [119] KARPEL, M.: Procedures and Models for Aeroservoelastic Analysis and Design. In: *Journal of Applied Mathematics and Mechanics* 81 (2001), July, Nr. 9, S. 579–592
- [120] KARPEL, M. ; MOULIN, B. ; CHEN, P.C.: Dynamic Response of Servoelastic Systems to Gust Excitation. In: *Proceedings of the International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics, IFASD, 2003, 2003*
- [121] KARPEL, Mordechai: Time–Domain Aeroservoelastic Modeling Using Weighted Unsteady Aerodynamic Forces. In: *Journal of Guidance* 13 (1990), January–February, Nr. 1, S. 30–37
- [122] KARPEL, Mordechai: Design for Active Flutter Suppression and Gust Alleviation Using State–Space Aeroelastic Modeling. In: *Journal of Aircraft* 37 (2000), May–June, Nr. 3, S. 538–542
- [123] KARPEL, Mordechai ; HOADLEY, Sherwood T.: Physically Weighted Approximations of Unsteady Aerodynamic Forces Using the Minimum–State Method / NASA Langley Research Center. Langley Research Center, Hampton, Virginia 23665–5225, USA, March 1991 (NASA/TP–3025). – Technical Paper
- [124] KARPEL, Moti: Reduced–Order Models for Integrated Aeroservoelastic Optimization. In: *Journal of Aircraft* 36 (1999), January–February, Nr. 1, S. 146–155
- [125] KAUTSKY, J. ; NICHOLS, N. K. ; VAN DOOREN, P.: Robust pole assignment in linear state feedback. In: *International Journal of Control* 41 (1985), Nr. 5, S. 1129–1155
- [126] KELKAR, A. G. ; JOSHI, S. M.: Passivity–Based Robust Control with Application to Benchmark Active Controls Technology Wing. In: *Journal of Guidance, Control, and Dynamics* 23 (2000), September–October, Nr. 5, S. 938–947
- [127] KLEIN, Marcus ; NIELSEN, Lars: Evaluating Some Gain Scheduling Strategies in Diagnosis of a Tank System. In: *Proceedings of the 4th IFAC Symposium on Fault Detection, Supervision and Safety for Technical Processes, Budapest, Hungary, 2000, S. 902–907*
- [128] KLEPEL, Martin J.: Digital Flutter Suppression of Active Flexible Wing Using Moment Feedback. In: *Journal of Aircraft* 32 (1995), January–February, Nr. 1, S. 205–206

- [129] KO, J. ; STRGANAC, T. W. ; KURDILA, A. J.: Nonlinear, Adaptive Control of an Aeroelastic System via Geometric Methods. In: *Proceedings of the 39'th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Long Beach, California, USA, 1998*. – AIAA Paper: AIAA-98-1795
- [130] KO, Jeonghwan ; KURDILA, Andrew J. ; STRGANAC, Thomas W.: Nonlinear, Adaptive Control of an Aeroelastic System via Geometric Methods. In: *Proceedings of the Fourth International Symposium on Fluid-Structure Interaction, Aeroelasticity, Flow-Induced Vibration, and Noise, ASME, International Engineering Congress and Exposition, Dallas, Texas, USA, 1997*
- [131] KO, Jeonghwan ; KURDILA, Andrew J. ; STRGANAC, Thomas W.: Nonlinear Control of a Prototypical Wing Section with Torsional Nonlinearity. In: *Journal of Guidance, Control, and Dynamics* 20 (1997), November-December, Nr. 6, S. 1181-1189
- [132] KO, Jeonghwan ; STRGANAC, Thomas W. ; KURDILA, Andrew J.: Stability and Control of a Structurally Nonlinear Aeroelastic System. In: *Journal of Guidance, Control, and Dynamics* 21 (1998), September-October, Nr. 5, S. 718-725
- [133] KO, Jeonghwan ; STRGANAC, Thomas W. ; KURDILA, Andrew J.: Adaptive Feedback Linearization for the Control of a Typical Wing Section with Structural Nonlinearity. In: *Nonlinear Dynamics* 18 (1999), March, Nr. 3, S. 289-301
- [134] KO, Jeonghwan ; STRGANAC, Thomas W. ; KURDILA, Andrew J.: Structured Model Reference Adaptive Control for a Wing Section with Structural Nonlinearity. In: *Journal of Vibration and Control* 8 (2002), July, Nr. 5, S. 553-573
- [135] KORDT, M. ; BALLAUF, C. ; JOOS, H.-D.: Load Alleviation for Large Aeroplanes by Active Control of the Coplanar Motion of the Horizontal Tailplane. In: *Proceedings of the International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics, Madrid, Spain* Bd. 3, 2001, S. 323-330
- [136] KORDT, Michael ; BALLAUF, Christian ; JOOS, Dieter: Lastenreduktion an Großflugzeugen durch aktive Bedämpfung der KoplARBewegung des Höhenleitwerks. In: *Automatisierungstechnik* 50 (2002), September, Nr. 9, S. 451-457
- [137] KRAJCIN, Idriz ; SÖFFKER, Dirk: Modified PIO Design for Robust Unknown Input Estimation. In: *Proceedings of the DETC'03 ASME 2003 Design Engineering Technical Conferences and Computers and Information in Engineering Conference, Chicago, IL, USA, 2003*, S. 1459-1464
- [138] KRAJCIN, Idriz ; SÖFFKER, Dirk: Diagnosis and control of 3D elastic mechanical structures. In: FLATAU, Alison B. (Hrsg.): *Proceedings of the 12th SPIE Symposium on Smart Structures and Materials: Smart Structures and Integrated Systems, San Diego, CA, USA* Bd. SPIE 5764, 2005, S. 335-347
- [139] KRANOCK, Steven J. ; PETERSON, Lee D.: Real-time structural health monitoring using model-based observers. In: *Proceedings of SPIE Smart Structures and Materials Conference, San Diego, California, USA, 1998*
- [140] KRANOCK, Steven J. ; PETERSON, Lee D.: *Real-Time Structural Damage Detection Using Model-Based Observers*. College of Engineering, University of Colorado, Campus Box 429, Boulder, Colorado 80309, USA, University of Colorado, Diss., February 2000. – Document number: CU-CAS-00-05

- [141] KURDILA, Andrew J. ; STRGANAC, Thomas W. ; JUNKINS, John L. ; KO, Jeonghwan ; AKELLA, Maruthi R.: Nonlinear Control Methods for High-Energy Limit-Oscillations. In: *Journal of Guidance, Control, and Dynamics* 24 (2001), January-February, Nr. 1, S. 185-192
- [142] LAINIOTIS, Demetrios G.: Optimal Adaptive Estimation: Structure and Parameter Adaptation. In: *IEEE Transactions on Automatic Control* AC-16 (1971), April, Nr. 2, S. 160-170
- [143] LI, X. R. ; BAR-SHALOM, Yaakov: Design of an Interacting Multiple Model Algorithm for Air Traffic Control Tracking. In: *IEEE Transactions on Control Systems Technology* 1 (1993), September, Nr. 3, S. 186-194
- [144] LIBERATORE, Sauro ; SPEYER, Jason L. ; HSU, Andy C.: Fault detection filter applied to structural health monitoring. In: *Proceedings of the 42nd IEEE Conference on Decision and Control, Maui, Hawaii, USA, 2003*, S. 1944-1949
- [145] LIBERATORE, Sauro ; SPEYER, Jason L. ; HSU, Andy C.: Application of a fault detection filter to structural health monitoring. In: *Automatica* 42 (2006), Nr. 7, S. 1199-1209
- [146] LIN, Charrissa Y. ; CRAWLEY, Edward F. ; HEEG, Jennifer: Open- and Closed-Loop Results of a Strain-Actuated Active Aeroelastic Wing. In: *Journal of Aircraft* 33 (1996), September-October, Nr. 5, S. 987-994
- [147] LIND, Rick: An H_∞ Approach to Control Synthesis with Load Minimization. In: *Proceedings of the International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics, Williamsburg, VA, USA, 1999*
- [148] LIVNE, E. ; SCHMIT, L. A. ; FRIEDMANN, P. P.: Integrated Structure/Control/Aerodynamic Synthesis of Actively Controlled Composite Wings. In: *Journal of Aircraft* 30 (1993), May-June, Nr. 3, S. 387-394
- [149] LUTON, J. A. ; MOOK, Dean T.: Numerical Simulations of Flutter and its Suppression by Active Control. In: *AIAA Journal* 31 (1993), December, Nr. 12, S. 2312-2319
- [150] MAGILL, D. T.: Optimal Adaptive Estimation of Sampled Stochastic Processes. In: *IEEE Transactions on Automatic Control* AC-10 (1965), October, Nr. 4, S. 434-439
- [151] The MathWorks, Inc: *SIMULINK, Model-Based and System-Based Design, Writing S-Functions*. July 2002
- [152] The MathWorks, Inc.: *Simulink, Simulation and Model-Based Design*. 2004
- [153] MAYBECK, Peter S.: Application of Multiple Model Adaptive Algorithms to Reconfigurable Flight Control. In: LEONDES, C. T. (Hrsg.): *Control and Dynamic Systems (Advances In Theory And Applications)* Bd. 52. 1250 Sixth Avenue, San Diego, California 92101-4311 : Academic Press Inc., 1992, S. 69-113
- [154] MAYBECK, Peter S.: Multiple Model Adaptive Algorithms for Detecting and Compensating Sensor and Actuator/Surface Failures in Aircraft Flight Control Systems. In: *International Journal of Robust and Nonlinear Control* 9 (1999), December, Nr. 14, S. 1051-1070
- [155] MAYBECK, Peter S. ; POGODA, Donald L.: Multiple Model Adaptive Controller for the STOL F-15 with Sensor/Actuator Failures. In: *Proceedings of the 28th IEEE Conference on Decision and Control, Tampa, Florida, USA* Bd. 2, 1989
- [156] MAYBECK, Peter S. ; STEVENS, Richard D.: Reconfigurable Flight Control Via Multiple Model Adaptive Control. In: *Proceedings of the 29th Conference on Decision and Control CDC, Honolulu, Hawaii, USA* Bd. 6, 1990, S. 3351-3356

- [157] The Mc Neal Schwendler Corporation: *MSC.Nastran, Version 69, Basic Dynamic Analysis, User's Guide, Vol. 1*. July 1997
- [158] MCLEAN, D.: Gust-alleviation control systems for aircraft. In: *Proceedings of IEE (Institution of Electrical Engineers)* 125 (1978), July, Nr. 7
- [159] MÉDAR, S. ; CHARBONNAUD, P. ; ROTELLA, F.: Active Control Accommodation of Plants with Large Parametric Uncertainties. In: *2002 IFAC 15'th Triennial World Congress, Barcelona, Spain, 2002*
- [160] MEIROVITCH, Leonard: *Computational methods in structural dynamics*. Alphen aan den Rijn, The Netherlands : Sijthoff & Noordhoff, 1980
- [161] MEIROVITCH, Leonard: *Dynamics and Control of Structures*. New York/Chichester/Brisbane/Toronto/Singapore : John Wiley & Sons, 1990
- [162] MIDDLETON, Richard H. ; GOODWIN, Graham C. ; HILL, David J. ; MAYNE, David Q.: Design Issues in Adaptive Control. In: *IEEE Transactions on Automatic Control* 33 (1988), January, Nr. 1, S. 50–58
- [163] MOORE, Doug: Maneuver Load Control Using Optimized Feedforward Commands. In: *Journal of Aircraft* 32 (1995), January–February, Nr. 1, S. 206–207
- [164] MORSE, A. S.: Control Using Logic-Based Switching. In: ISIDORI, Alberto (Hrsg.): *Trends in Control (A European Perspective)*. Springer Verlag, Berlin Heidelberg New York, 1995, S. 69–113
- [165] MORSE, A. S.: Analysis of a Supervised Set-Point Control Containing a Compact Continuum of Finite-Dimensional Linear Controllers. In: *Proceedings of the 16th International Symposium on Mathematical Theory of Network and Systems, Leuven, Belgium, 2004*
- [166] MORSE, A. S.: Supervisory Control of Families of Linear Set-Point Controllers—Part 1: Exact Matching. In: *IEEE Transactions on Automatic Control* 41 (1996), October, Nr. 10, S. 1413–1431
- [167] MORSE, A. S.: Supervisory Control of Families of Linear Set-Point Controllers—Part 2: Robustness. In: *IEEE Transactions on Automatic Control* 42 (1997), November, Nr. 11, S. 1500–1515
- [168] MORSE, A. S. ; MAYNE, David Q. ; GOODWIN, Graham C.: Applications of Hysteresis Switching in Parameter Adaptive Control. In: *IEEE Transactions on Automatic Control* 37 (1992), September, Nr. 9, S. 1343–1354
- [169] MOSES, Robert W.: Vertical Tail Buffeting Alleviation Using Piezoelectric Actuators — Some Results of the Actively Controlled Response of Buffet-Affected Tails (ACROBAT) Program. In: *Proceedings of SPIE's 4th Annual Symposium on Smart Structures and Materials, Industrial and Commercial Applications of Smart Structures Technologies, San Diego, California, USA, 1997*
- [170] MOSES, Robert W.: Vertical Tail Buffeting Alleviation Using Piezoelectric Actuators — Some Results of the Actively Controlled Response of Buffet-Affected Tails (ACROBAT) Program / NASA Langley Research Center. Langley Research Center, Hampton, Virginia 23681–0001, USA, April 1997 (NASA/TM–1997-110336). – Technical Memorandum

- [171] MOSES, Robert W.: Contributions to Active Buffeting Alleviation Programs by the NASA Langley Research Center. In: *Proceedings of the 40th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, St. Louis, Missouri, USA, 1999*. – AIAA–Paper: AIAA–99–1318
- [172] MOSES, Robert W. ; ASHLEY, Holt: Spatial Characteristics of the Unsteady Differential Pressures on 16% F/A–18 Vertical Tails. In: *Proceedings of the 36th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, Reno, Nevada, USA, 1998*. – AIAA–Paper: AIAA–98–0519
- [173] MOSES, Robert W. ; SHAH, Gautham H.: Spatial Characteristics of F/A–18 Vertical Tail Buffet Pressures Measured in Flight. In: *Proceedings of the 39th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Long Beach, California, USA, 1998*. – AIAA–Paper: AIAA–98–1956
- [174] MOULIN, Boris: Modeling of Aeroservoelastic Systems with Structural and Aerodynamic Variations. In: *AIAA Journal* 43 (2005), Nr. 12, S. 2503–2513
- [175] MSC Software Corporation: *MSC.Nastran, Version 68, Aeroelastic Analysis, User's Guide*. 2002
- [176] MUKHOPADHYAY, Vivek: Flutter Suppression Control Law Design and Testing. In: *Journal of Aircraft* 32 (1995), January–February, Nr. 1, S. 45–51
- [177] MUKHOPADHYAY, Vivek: Transonic Flutter Suppression Control Law Design Using Classical and Optimal Techniques with Wind–Tunnel Results. In: *Proceedings of the 40th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, St. Louis, Missouri, USA, 1998*. – AIAA–Paper: AIAA–99–1317
- [178] MUKHOPADHYAY, Vivek: Transonic Flutter Suppression Control Law Design Analysis and Wind–Tunnel Results. In: *Proceedings of the International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics, Williamsburg, Virginia, USA, 1999*
- [179] MUKHOPADHYAY, Vivek: Transonic Flutter Suppression Control Law Design and Wind–Tunnel Results. In: *Journal of Guidance, Control, and Dynamics* 23 (2000), September–October, Nr. 5, S. 930–937
- [180] NARENDRA, Kumpati S. ; BALAKRISHNAN, Jeyendran: Improving Transient Response of Adaptive Control Systems Using Multiple Models and Switching. In: *IEEE Transactions on Automatic Control* 39 (1994), September, Nr. 9, S. 1861–1866
- [181] NARENDRA, Kumpati S. ; BALAKRISHNAN, Jeyendran: Adaptive Control Using Multiple Models. In: *IEEE Transactions on Automatic Control* 42 (1997), February, Nr. 2, S. 171–187
- [182] NARENDRA, Kumpati S. ; BALAKRISHNAN, Jeyendran ; CILIZ, M. K.: Adaptation and Learning Using Multiple Models, Switching and Tuning. In: *IEEE Control Systems Magazine* 15 (1995), June, Nr. 3, S. 37–51
- [183] NARENDRA, Kumpati S. ; XIANG, Cheng: Adaptive Control of Discrete–Time Systems Using Multiple Models. In: *IEEE Transactions on Automatic Control* 45 (2000), September, Nr. 9, S. 1669–1686
- [184] NEWSOME, Jerry R.: Control Law Synthesis for Active Flutter Suppression Using Optimal Control Theory. In: *Journal of Guidance and Control* 2 (1978), September–October, Nr. 5, S. 388–394

- [185] NIEMANN, Henrik ; SABERI, Ali ; STOORVOGEL, Anton A. ; SANNUTI, Peddapullaiyah: Exact, Almost and Delayed Fault Detection: An Observer Based Approach. In: *International Journal of Robust and Nonlinear Control* 9 (1999), April, Nr. 4, S. 215–238
- [186] NISSIM, E.: Design of Control Laws for Flutter Suppression Based on the Aerodynamic Energy Concept and Comparisons With Other Design Methods / NASA Ames Research Center. Dryden Flight Research Facility, P.O. Box 273, Edwards, California 93523-0273, USA, October 1990 (NASA TP–3056). – Technical Paper
- [187] NISSIM, E. ; ABEL, I.: Development and Application of an Optimization Procedure for Flutter Suppression Using the Aerodynamic Energy Concept / NASA Langley Research Center. Langley Research Center, Hampton, Virginia 236665, USA, January 1978 (NASA TP–1137). – Technical Paper
- [188] NISSIM, E. ; LOTTATI, I.: Active External Store Flutter Suppression in the YF–17 Flutter Model. In: *Journal of Guidance and Control* 2 (1979), September–October, Nr. 5, S. 395–401
- [189] NITZSCHE, F. ; ZIMCIK, D. G. ; LANGILLE, K.: Active Control of Vertical Fin Buffeting with Aerodynamic Control Surface and Strain Actuation. In: *Proceedings of the 38th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference and AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Forum, Orlando, Florida, USA, 1997*. – AIAA–Paper: AIAA–97–1386
- [190] NITZSCHE, F. ; ZIMCIK, D. G. ; RYALL, T. G. ; MOSES, R. W. ; HENDERSON, D. A.: Control Law Synthesis for Vertical Fin Buffeting. In: *Proceedings of the 40th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, St. Louis, Missouri, USA, 1999*. – AIAA–Paper: AIAA–99–1317
- [191] NOLL, Thomas E. ; EASTEP, Franklin E.: Active Flexible Wing Program. In: *Journal of Aircraft* 32 (1995), January–February, Nr. 1, S. 9. – Editorial
- [192] NYBERG, Mattias ; FRISK, Erik: A Minimal Polynomial Basis Solution to Residual Generation for Fault Diagnosis in Linear Systems. In: *Proceedings of the IFAC World Congress, Beijing, China, 1999*
- [193] NYBERG, Mattias ; NIELSEN, Lars: Parity Functions as Universal Residual Generators and Tool for Fault Detectability Analysis. In: *Proceedings of the 36th IEEE Conference on Decision and Control, San Diego, California, USA, 1997*, S. 4483–4489
- [194] O’NEIL, Todd: Nonlinear aeroelastic response — Analyses and experiments. In: *Proceedings of the 34th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, USA, 1996*. – AIAA paper: AIAA–96–0014
- [195] O’NEIL, Todd ; GILLIAT, Heather ; STRAGANAC, Thomas W.: Investigations of aeroelastic response for a system with continuous structural nonlinearities. In: *Proceedings of the 37th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, Salt Lake City, Utah, USA, 1996*. – AIAA paper: AIAA–96–1390
- [196] O’NEIL, Todd ; STRAGANAC, Thomas W.: Aeroelastic Response of a Rigid Wing Supported by Nonlinear Springs. In: *Journal of Aircraft* 35 (1998), July–August, Nr. 4, S. 616–622
- [197] ORME, Colin: The A310–300 Fuel System And Centre Of Gravity Control. In: *Flight, Airworthiness, Support and Technology (F.A.S.T)* (1987), January, Nr. 7, S. 15–20
- [198] ORME, Colin: Fuel A330/A340. In: *Flight, Airworthiness, Support and Technology (F.A.S.T)* (1993), February, Nr. 14, S. 20–30

- [199] ÖZBAY, Hitay ; BACHMANN, Glen R.: H_2/H_∞ Controller Design for a Two-Dimensional Thin Airfoil Flutter Suppression. In: *Journal of Guidance, Control, and Dynamics* 17 (1994), July–August, Nr. 4, S. 722–728
- [200] PARLOO, E. ; VERBOVEN, P. ; GUILLAUME, P. ; OVERMEIRE, M. V.: Autonomous Structural Health Monitoring—Part II: Vibration-Based In-Operation Damage Assessment. In: *Mechanical Systems and Signal Processing* 16 (2002), July, Nr. 4, S. 659–675
- [201] PATIL, Mayuresh J. ; HODGES, Dewey H.: Output Feedback Control of the Nonlinear Aeroelastic Response of a Slender Wing. In: *Journal of Guidance, Control, and Dynamics* 25 (2002), March–April, Nr. 2, S. 302–308
- [202] PATTON, Ron J.: Fault-Tolerant Control Systems: The 1997 Situation. In: PATTON, R. J. (Hrsg.) ; CHEN, J. (Hrsg.): *IFAC Symposium on Fault Detection Supervision and Safety for Technical Processes, Kingston upon Hull, U.K.* Bd. 3, 2003, S. 1033–1054
- [203] PATTON, Ron J. (Hrsg.) ; FRANK, Paul M. (Hrsg.) ; CLARK, Robert N. (Hrsg.): *Issues of Fault Diagnosis for Dynamic Systems*. Springer-Verlag, London, 2000
- [204] PERRY III, Boyd ; COLE, Stanley R. ; MILLER, Gerald D.: Summary of Active Flexible Wing Program. In: *Journal of Aircraft* 32 (1995), January–February, Nr. 1, S. 10–15
- [205] PLATANITIS, George ; STRGANAC, Thomas W.: Control of a Nonlinear Wing Section Using Leading- and Trailing-Edge Surfaces. In: *Journal of Guidance, Control, and Dynamics* 27 (2004), January–February, Nr. 1, S. 52–58
- [206] RAJA, S. ; ROHWER, K. ; ROSE, M.: Piezothermoelastic Modeling and Active Vibration Control of Laminated Beams. In: *Journal of Intelligent Material Systems and Structures* 10 (1999), November, Nr. 11, S. 890–899
- [207] RAMBEAUX, F. ; HAMELIN, F. ; SAUTER, D.: Optimal thresholding for robust fault detection of uncertain systems. In: *International Journal of Robust and Nonlinear Control* 10 (2000), December, Nr. 14, S. 1154–1173
- [208] ROGER, Kenneth L.: Airplane Math Modelling Methods for Active Control Design. In: *Structural Aspects of Active Controls* Bd. AGARD-CP 228 AGARD Advisory Group for Aerospace & Research Development, North Atlantic Treaty Organization, August 1977
- [209] ROGER, Kenneth L. ; HODGES, Garold E. ; FELT, Larry: Active Flutter Suppression—A Flight Test Demonstration. In: *Journal of Aircraft* 12 (1975), June, Nr. 6, S. 551–556
- [210] RYALL, T. G. ; MOSES, R. W. ; HOPKINS, M. A. ; HENDERSON, D. ; ZIMCIK, D. G. ; NITZSCHE, F.: Buffet Load Alleviation. In: *Proceedings of the Second Australasian Congress on Applied Mechanics, Canberra, Australia, 1999*
- [211] SABERI, Ali ; STOOORVOGEL, Anton A. ; PEDDAPULLAIAH, Sannuti ; NIEMANN, Henrik: Fundamental problems in fault detection and identification. In: *International Journal of Robust and Nonlinear Control* 10 (2000), December, Nr. 14, S. 1209–1236
- [212] SAFONOV, Michael G. ; TSAO, Tung-Chin: The Unfalsified Control Concept and Learning. In: *IEEE Transactions on Automatic Control* 42 (1997), June, Nr. 6, S. 881–889
- [213] SANDFORD, Maynard C. ; ABEL, Irving ; GRAY, David L.: Development and Demonstration of a Flutter-Suppression System—Using Active Controls / NASA Langley Research Center. Langley Research Center, Hampton, Virginia 23665, USA, December 1975 (NASA TR R-450). – Technical Report

- [214] SASTRY, Shankar ; BODSON, Marc: *Adaptive Control Stability, Convergence, and Robustness*. Englewood Cliffs, New Jersey 07632 : Prentice Hall, 1999 (Prentice–Hall Informations and Systems Sciences Series)
- [215] SCHILLER, Gregory J. ; MAYBECK, Peter S.: Control of a Large Space Structure Using MMAE/MMAC Techniques. In: *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems* 33 (1997), October, Nr. 4, S. 1122–1131
- [216] SCHMIDT, Reinhard: Die Anwendung von Zustandsbeobachtern zur Schwingungsüberwachung und Schadensfrüherkennung auf mechanische Strukturen / VDI–Verlag. Düsseldorf, 1988 (109). – Fortschritt–Bericht Reihe 11
- [217] SCHOTT, Kevin D. ; BEQUETTE, Wayne: Multiple Model Adaptive Control. In: MURRAY-SMITH, R. (Hrsg.) ; JOHANSEN, T. A. (Hrsg.): *Multiple Model Approaches to Modelling and Control*. Taylor and Francis, London, 1997, S. 269–291
- [218] SCOTT, Robert C.: Active Control of Wind–Tunnel Model Aeroelastic Response Using Neural Networks. In: *Proceedings of SPIE’s 7th Annual International Symposium on Smart Structures and Materials, Newport Beach, CA, USA, 2000*. – SPIE Paper: 3391–30
- [219] SCOTT, Robert C. ; HOADLEY, Sherwood T. ; WIESEMAN, Carol D. ; DURHAM, Michael H.: The Benchmark Active Controls Technology Model Aerodynamic Data. In: *Proceedings of the 35th AIAA Aerospace and Sciences Meeting and Exhibit, Reno, NV, USA, 1997*. – AIAA Paper: AIAA–97–0829
- [220] SCOTT, Robert C. ; PADO, Lawrence E.: Active Control of Wind–Tunnel Model Aeroelastic Response Using Neuronal Networks. In: *Journal of Guidance, Control, and Dynamics* 23 (2000), November–December, Nr. 6, S. 1100–1108
- [221] SEAMAN, Alex: A319 Corporate Jetliner Fuel System. In: *Flight, Airworthiness, Support and Technology (F.A.S.T)* (2001), August, Nr. 28, S. 24–29
- [222] SELIGER, Ralf: Robuste beobachtergestützte Fehlerdetektion in nichtlinearen unsicheren Systemen / VDI–Verlag. Düsseldorf, 1993 (344). – Fortschritt–Bericht Reihe 8
- [223] SELIGER, Ralf ; FRANK, Paul M.: Fault–Diagnosis by Disturbance Decoupled Nonlinear Observers. In: *Proceedings of the 30th Conference on Decision and Control, Brighton, England, 1991*, S. 2248–2253
- [224] SÖFFKER, D. ; BAJKOWSKI, J. ; MÜLLER, P. C.: Detection of Cracks in Turborotors—A New Observer Based Method. In: *Transactions of the ASME; Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control* 115 (1993), September, Nr. 3, S. 518–524
- [225] SÖFFKER, D. ; WOLTERS, K. ; KRAJCIN, I.: A concept for fault tolerant design and improved availability of active composite elastic structures. In: FLATAU, Alison B. (Hrsg.): *Proceedings of the 12th SPIE Symposium on Smart Structures and Materials: Smart Structures and Integrated Systems, San Diego, CA, USA* Bd. SPIE 5764, 2005
- [226] SÖFFKER, Dirk: New results of the development and application of robust observers. In: *Proceedings of the IUTAM Symposium on Vibration Control of Nonlinear Mechanisms and Structures Munich, Germany, 2005*
- [227] SHAMMA, Jeff S. ; ATHANS, Michael: Guaranteed–Properties of Gain Scheduled Control for Linear Parameter–Varying Plants. In: *Automatica* 27 (1991), May, Nr. 3, S. 559–564

- [228] SHAMMA, Jeff S. ; XIONG, Dapeng: Set-valued methods for linear parameter varying systems. In: *Automatica* 35 (1999), June, Nr. 6, S. 1081–1089
- [229] SHETA, Essam F. ; HARRAND, Vincent J. ; THOMPSON, David E. ; STRGANAC, Thomas W.: Computational and Experimental Investigation of Limit Cycle Oscillations in Nonlinear Aeroelastic Systems. In: *Proceedings of the 37th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, Salt Lake City, Utah, USA, 2000*. – AIAA paper: AIAA–2000–1399
- [230] SHETA, Essam F. ; HARRAND, Vincent J. ; THOMPSON, David E. ; STRGANAC, Thomas W.: Computational and Experimental Investigation of Limit Cycle Oscillations of Nonlinear Aeroelastic Systems. In: *Journal of Aircraft* 39 (2002), January–February, Nr. 1, S. 133–141
- [231] SHIELDS, D. N. ; ASHTON, S. A. ; DALEY, S.: Design of nonlinear observers for detecting faults in hydraulic sub-sea pipelines. In: *Control Engineering Practice* 9 (2001), March, Nr. 3, S. 297–311
- [232] SINGH, Sahjendra N. ; BRENNER, Marty: Modular Adaptive Control of a Nonlinear Aeroelastic System. In: *Journal of Guidance, Control, and Dynamics* 26 (2003), May–June, Nr. 3, S. 443–451
- [233] SINGH, Sahjendra N. ; BRENNER, Marty: Modular Adaptive Control of a Nonlinear Aeroelastic System. In: *Journal of Guidance, Control, and Dynamics* 26 (2003), May–June, Nr. 3, S. 443–451
- [234] SMITH, Timothy A. ; HAKANSON, James W. ; NAIR, Satish S. ; YURKOVICH, Rudolph N.: State-Space Model Generation for Flexible Aircraft. In: *Journal of Aircraft* 41 (2004), November–December, Nr. 6, S. 1473–1481
- [235] SRINATHKUMAR, S. ; WASZAK, Martin R.: Active Flutter Suppression Using "Dipole" Filters / NASA Langley Research Center. Langley Research Center, Hampton, Virginia 23681–0001, USA, September 1992 (NASA TM–107594). – Technical Memorandum
- [236] STEPANIAK, Michael J. ; MAYBECK, Peter S.: MMAE–Based Control Redistribution Applied to the VISTA F–16. In: *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems* 34 (1998), October, Nr. 4, S. 1249–1259
- [237] STEPANIAK, Michael J.: Multiple Model Adaptive Control of the VISTA F–16 / Air Force Institute of Technology. Wright Patterson Air Force Base, OH, USA, 1995 (AFIT/GE/ENG/95D–26). – Forschungsbericht
- [238] STOORVOGEL, A. A. ; NIEMANN, H. H. ; SABERI, A. ; SANNUTI, P.: Optimal fault signal estimation. In: *International Journal of Robust and Nonlinear Control* 12 (2002), July, Nr. 8, S. 697–727
- [239] STOUSTRUP, J. ; NIEMANN, H. H.: Fault estimation — a standard problem approach. In: *International Journal of Robust and Nonlinear Control* 12 (2002), July, Nr. 8, S. 649–673
- [240] STRGANAC, Thomas W. ; KIM, Young I.: Aeroelastic Behavior of Composite Plates Subject to Damage Growth. In: *Journal of Aircraft* 33 (1996), January–February, Nr. 1, S. 68–73
- [241] STRGANAC, Thomas W. ; KO, Jeonghwan ; THOMPSON, David E. ; KURDILA, Andrew J.: Identification and Control of Limit Cycle Oscillations in Aeroelastic Systems. In: *Journal of Guidance, Control, and Dynamics* 23 (2000), November–December, Nr. 6, S. 1127–1133

- [242] SUZUKI, Shinji ; YONEZAWA, Satoshi: Simultaneous Structure/Control Design Optimization of a Wing Structure with a Gust Load Alleviation System. In: *Journal of Aircraft* 30 (1993), March–April, Nr. 2, S. 268–274
- [243] THOMPSON JR., D. E. ; STRGANAC, T. W.: Store Induced Limit Cycle Oscillations and Internal Resonances in Aeroelastic Systems. In: *Proceedings of the 41 AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC, Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, Atlanta, Georgia, USA, 2000*. – AIAA paper: AIAA–2000–1413
- [244] TIFFANY, Sherwood H. ; ADAMS JR., William M.: Nonlinear Programming Extensions to Rational Functions Approximation Methods for Unsteady Aerodynamic Forces / NASA Langley Research Center. Langley Research Center, Hampton, Virginia 23665, USA, 1988 (NASA/TP–2776). – Technical Paper
- [245] TJAHYADI, Hendra ; HE, Fangpo ; SAMMUT, Karl: Vibration Control of a Cantilever Beam Using Multiple Model Adaptive Resonant Control. In: *Proceedings of the IFAC Workshop on Adaptation and Learning in Control and Signal Processing, and IFAC Workshop on Periodic Control Systems, Yokohama, Japan, 2004*
- [246] VARGA, A.: New Computational Approach for the Design of Fault Detection and Isolation Filters. In: VOICU, M. .. (Hrsg.): *Advances in Automatic Control* Bd. 754. Kluwer Academic Publishers, 2003, S. 367–381
- [247] VARGA, A.: On Computing Least Order Fault Detectors Using Rational Nullspace Bases. In: *Proceedings Safeprocess 2003, 5th IFAC Symposium on Fault Detection, Supervision and Safety of Technical Processes, Washington, D.C., USA, 2003*, S. 229–234
- [248] VARGA, A.: A Fault Detection Toolbox for MATLAB. In: *Proceedings CACSD, IEEE International Symposium on Computer-Aided Control Systems Design, Munich, Germany, 2006*
- [249] VARGA, Andras: Computational issues in fault detection filter design. In: *Proceedings of the 41st IEEE Conference on Decision and Control, Las Vegas, Nevada, USA, 2002*, S. 4760–4765
- [250] VENKATASUBRAMANIAN, Venkat ; RENGASWAMY, Raghunathan ; YIN, Kewen ; KAVURI, Surya N.: A review of process fault detection and diagnosis Part I: Quantitative model-based methods. In: *Computers and Chemical Engineering* 27 (2003), March, Nr. 3, S. 293–311
- [251] VENKATASUBRAMANIAN, Venkat ; RENGASWAMY, Raghunathan ; YIN, Kewen ; KAVURI, Surya N.: A review of process fault detection and diagnosis Part II: Qualitative models and search methods. In: *Computers and Chemical Engineering* 27 (2003), March, Nr. 3, S. 313–326
- [252] VENKATASUBRAMANIAN, Venkat ; RENGASWAMY, Raghunathan ; YIN, Kewen ; KAVURI, Surya N.: A review of process fault detection and diagnosis Part III: Process history based methods. In: *Computers and Chemical Engineering* 27 (2003), March, Nr. 3, S. 327–346
- [253] VEPA, Ranjan: Finite State Modeling of Aeroelastic Systems / Stanford University for Langley Research Center. Stanford, Calif. 94305, USA, June 1998 (NASA CR–2779). – NASA Contractor Report
- [254] VERBOVEN, P. ; PARLOO, E. ; GUILLAUME, P. ; OVERMEIRE, M. V.: Autonomous Structural Health Monitoring—Part I: Modal Parameter Estimation and Tracking. In: *Mechanical Systems and Signal Processing* 16 (2002), July, Nr. 4, S. 637–657

- [255] VIPPERMAN, Jeffrey S. ; CLARK, Robert L. ; CONNER, Mark ; DOWELL, Earl H.: Investigation of the Experimental Active Control of a Typical Section Airfoil Using a Trailing Edge Flap. In: *Proceedings of the 38th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Kissimmee, Florida, USA, 1997*. – AIAA Paper: AIAA-97-1078
- [256] VIPPERMAN, Jeffrey S. ; CLARK, Robert L. ; CONNER, Mark ; DOWELL, Earl H.: Experimental Active Control of a Typical Section Using a Trailing-Edge Flap. In: *Journal of Aircraft* 35 (1998), March–April, Nr. 2, S. 224–229
- [257] WALKER, Bruce K. ; GAI, Eliezer: Fault Detection Threshold Determination Technique Using Markov Theory. In: *Journal of Guidance and Control* 2 (1979), July–August, Nr. 4, S. 313–319
- [258] WALKER, Ross: The new A340–500/600 Fuel System & the principal differences with the A340–200/300. In: *Flight, Airworthiness, Support and Technology (F.A.S.T)* (2000), September, Nr. 26, S. 15–22
- [259] WALLER, H. ; SCHMIDT, R.: The Application of State Observers in Structural Dynamics. In: *Mechanical Systems and Signal Processing* 4 (1990), Nr. 3, S. 195–213
- [260] WASZAK, M. R.: Modeling the Benchmark Active Control Technology Windtunnel Model for Application to Flutter Suppression. In: *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, San Diego, California, USA, 1996*. – AIAA Paper: AIAA-96-3437
- [261] WASZAK, M. R. ; SRINATHKUMAR, S.: Flutter Suppression for the Active Flexible Wing: A Classical Active Flutter Suppression Design. In: *Journal of Aircraft* 32 (1995), January–February, Nr. 1, S. 61–67
- [262] WASZAK, Martin R.: Robust Multivariable Flutter Suppression for Benchmark Active Control Technology Wind-Tunnel Model. In: *Journal of Guidance, Control, and Dynamics* 24 (2001), January–February, Nr. 1, S. 147–153
- [263] WASZAK, Martin R.: Modeling the Benchmark Active Control Technology Wind-Tunnel Model for Active Control Design Applications / NASA Langley Research Center. Langley Research Center, Hampton, Virginia 23681–2199, USA, June 1998 (NASA/TP-1998-206270). – Technical Publication
- [264] WASZAK, Martin R. ; FUNG, Jimmy: Parameter Estimation of Actuators for Benchmark Active Control Technology (BACT) Wind Tunnel Model With Analysis of Wear and Aerodynamic Loading Effects / NASA Langley Research Center. Langley Research Center, Hampton, Virginia 23681–2199, USA, July 1998 (NASA/TM-1998-208452). – Technical Memorandum
- [265] WASZAK, Martin R. ; SRINATHKUMAR, S.: Design and Experimental Validation of a Flutter Suppression Controller / NASA Langley Research Center. Langley Research Center, Hampton, Virginia 23681–0001, USA, August 1992 (NASA/TM-4381). – Technical Memorandum
- [266] WHITE, John E. ; SPEYER, Jason L.: Detection Filter Design: Spectral Theory and Algorithms. In: *IEEE Transactions on Automatic Control* 32 (1987), July, Nr. 7, S. 593–603
- [267] WHITE, Roland J.: Improving the Airplane Efficiency by Use of Wing Maneuver Load Alleviation. In: *Journal of Aircraft* 10 (1971), October, Nr. 8, S. 769–775
- [268] WIERACH, P.: New Computational Approach for the Design of Fault Detection and Isolation Filters. In: EHLERT, U .. (Hrsg.) ; ROHWER, K. (Hrsg.) ; SINAPIUS, M. (Hrsg.): *Hochleistungsstrukturen — anpassungsfähig, tolerant, effizient*. Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V., 2004 (Mitteilungen 2004-01), S. 39–51

- [269] WILLSKY, Alan S.: A Survey of Design Methods for Failure Detection in Dynamic Systems. In: *Automatica* 12 (1976), November, Nr. 6, S. 601–611
- [270] WILLSKY, Alan S. ; JONES, Harold S.: A Generalized Likelihood Ratio Approach to the Detection and Estimation of Jumps in Linear Systems. In: *IEEE Transactions on Automatic and Control* AC-21 (1976), February, Nr. 1, S. 108–112
- [271] WOOD, Giles D.: *Control of Parameter-Dependent Mechanical Systems*, St. Johns College, Cambridge, Diss., 1995
- [272] WOODS-VEDELER, Jessica A. ; POTOTZKY, Anthony S. ; HOADLEY, Sherwood T.: Active Load Control During Rolling Maneuvers / NASA Langley Research Center. Langley Research Center, Hampton, Virginia 23681-0001, USA, October 1994 (NASA TP-3455). – Technical Paper
- [273] WOODS-VEDELER, Jessica A. ; POTOTZKY, Anthony S. ; HOADLEY, Sherwood T.: Rolling Maneuver Load Alleviation Using Active Controls. In: *Journal of Aircraft* 32 (1995), January–February, Nr. 1, S. 68–76
- [274] YEN, Gary G. ; HO, Liang-Wei: On-line Multiple-Model Based Fault Diagnosis and Accommodation. In: *Proceedings of the 2001 IEEE International Symposium on Intelligent Control, México City, México*, 2001