



Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg
Hamburg University of Applied Sciences

Masterarbeit

Olivia Vanmarcke

Untersuchung der Auswirkungen einer widerstandsreduzierenden Beschichtung auf die dynamische Gier- und Seitenstabilität der Boeing 777

*Fakultät Technik und Informatik
Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau*

*Faculty of Engineering and Computer Science
Department of Automotive and
Aeronautical Engineering*

Olivia Vanmarcke

**Untersuchung der Auswirkungen einer
widerstandsreduzierenden Beschichtung
auf die dynamische Gier- und
Seitenstabilität der Boeing 777**

Masterarbeit eingereicht im Rahmen der Masterprüfung

im Studiengang Flugzeugbau (Master of Science)
am Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau
der Fakultät Technik und Informatik
der Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg

in Zusammenarbeit mit:
Lufthansa Technik AG
HAM T/OO46
Weg beim Jäger 193
22335 Hamburg

Erstprüfer: Prof. Dr.-Ing. Kay Kochan
Zweitprüfer: Dipl.-Ing. Stefan Kuntzagk

Abgabedatum: 03.04.2023

Kurzreferat / Abstract

Verfasserin: Olivia Vanmarcke

Titel:

Untersuchung der Auswirkungen einer widerstandsreduzierenden Beschichtung auf die dynamische Gier- und Seitenstabilität der Boeing 777

Stichworte:

Riblets, Widerstand, Boeing 777, Flugmechanik, Flugdynamik, Matlab, Simulink, Gierdämpfer, Seitenbewegung, Taumelschwingung, CFD, ANSYS CFX

Kurzreferat:

In dieser Arbeit werden die Auswirkungen einer aerodynamischen Modifikation der Boeing 777-F durch eine Beklebung des Rumpfes und der Nacelles mit Riblet-Strukturen auf die dynamische Stabilität der Seitenbewegung des Flugzeugs sowie die Funktionsweise des Gierdämpfers untersucht. Dazu wird eine Analysemethodik in der Simulationsumgebung von Matlab/Simulink entwickelt, welche die Untersuchung der Flugzeugdynamik anhand der um einen Referenzzustand linearisierten Bewegungsgleichungen ermöglicht sowie eine vereinfachte Modellierung des Gierdämpfers enthält. Anhand von CFD Simulationen werden die aerodynamischen Derivative sowie der Effekt der Riblet-Modifikation auf die Beiwerte ermittelt. Zudem erfolgt eine Abschätzung der Trägheitsmomente und dynamischen Derivative des Systems. Das Simulationsmodell der Boeing 777-F wird anhand von realen Testflugdaten validiert und kalibriert und im Anschluss zur Untersuchung des Effekts der Riblet-Modifikation im Zeitbereich sowie Frequenzbereich verwendet. Die Untersuchung des Riblet-Effekts zeigt dabei keine Auswirkungen auf die dynamische Stabilität sowie Funktionsweise des Gierdämpfers der Boeing 777-F.

Author: Olivia Vanmarcke

Title:

Study of the effects of a drag-reducing riblet film on the dynamic lateral-directional stability characteristics of the Boeing 777

Keywords:

riblets, drag, Boeing 777, flight mechanics, flight dynamics, Matlab, Simulink, yaw damper, lateral-directional motion, dutch roll, CFD, ANSYS CFX

Abstract:

In this thesis, the effects of an aerodynamic modification of the Boeing 777-F by covering the fuselage and nacelles with riblet structures on the lateral-directional dynamic stability and operation of the yaw damper system are investigated. For this purpose, an analysis methodology is developed in the Matlab/Simulink simulation environment, which enables the study of the aircraft dynamics using the linearized form of the equations of motion regarding to a trim condition and includes a simplified model of the yaw damper. Numerical CFD simulations are used to determine the aerodynamic derivatives and the effect of the riblet modification. Furthermore, the system's moments of inertia and dynamic derivatives are estimated. The simulation model of the Boeing 777-F is validated and calibrated using real test flight data and subsequently used to analyze the effect of the riblet modification in the time domain as well as in the frequency domain. The investigation of the riblet effect shows no significant effects on the dynamic stability and functionality of the yaw damper of the Boeing 777-F.

Inhaltsverzeichnis

Abbildungsverzeichnis	III
Tabellenverzeichnis	V
Symbolverzeichnis	VI
1 Einleitung	1
2 Theoretische Grundlagen	2
2.1 Grundlagen der Flugdynamik	2
2.1.1 Koordinatensysteme	2
2.1.2 Bewegungsgleichungen	4
2.1.3 Linearisierung der Bewegungsgleichungen	5
2.1.4 Aerodynamische Modellierung	7
2.1.5 Lösung der Bewegungsgleichungen	8
2.1.6 Dynamische Stabilität der Seitenbewegung	11
2.2 Grundlagen der Flugregelung	13
2.2.1 Architektur des Flugführungssystems	13
2.2.2 Stability Augmentation	14
2.2.3 Flugsteuerungssystem der Boeing 777-F	15
2.3 Grundlagen der numerischen Strömungsmechanik	18
2.3.1 Erhaltungsgleichungen	18
2.3.2 Elemente einer numerischen Lösungsmethode	19
3 Reduzierung des Strömungswiderstands durch Riblets	21
4 Aerodynamische Voruntersuchung	25
4.1 Numerische Simulationen	25
4.1.1 Flugzeugmodell der Boeing 777-F	25
4.1.2 Netzadaption für Ausschläge des Seitenruders	27
4.1.3 Strömungssimulation	30
4.1.4 Auswertung und Ergebnisse	33
4.2 Dynamische aerodynamische Derivative	41
4.2.1 Derivative durch Änderung der Gierrate	41
4.2.2 Derivative durch Änderung der Rollrate	43
4.2.3 Ergebnisse und Vergleich der Berechnungsmethoden	44
4.3 Trägheitsmomente	47
5 Modellierung der dynamischen Seitenbewegung	50
5.1 Modell der Flugzeugdynamik	50
5.1.1 Analyse des Eigenverhaltens	53
5.1.2 Analyse des Steuerverhaltens	55
5.1.3 Einfluss der Aktuatordynamik	58

5.2	Modell des Gierdämpfers	61
5.2.1	Systemarchitektur	61
5.2.2	Methodik der Reglerauslegung	63
5.2.3	Gierdämpfer ohne Washout-Filter	64
5.2.4	Gierdämpfer mit Washout-Filter	68
5.3	Validierung und Kalibrierung des Simulationsmodells	72
5.3.1	Datenauswertung	72
5.3.2	Kalibrierung einzelner Derivative anhand spezieller Testflugmanöver	75
5.3.3	Validierung des Simulationsmodells anhand von Testflugdaten	78
5.3.4	Untersuchung der Modellsensitivität	84
5.3.5	Kalibrierung des Modells	86
5.4	Einschränkungen des Modells und Unsicherheiten	92
6	Untersuchung der Riblet-Modifikation	94
6.1	Dynamisches Verhalten des Boeing 777-F open-loop-Modells	95
6.2	Dynamisches Verhalten des Boeing 777-F closed-loop-Modells	99
6.3	Diskussion und Fazit	102
7	Zusammenfassung und Ausblick	104
	Literaturverzeichnis	107
A	Transformationsbeziehungen	111
A.1	Aerodynamische Derivative	111
A.2	Trägheitsmomente	111
B	Übertragungsfunktionen der Seitenbewegung	112
B.1	Nennerpolynom	112
B.2	Zählerpolynom Seitenruder	112
B.3	Zählerpolynom Querruder	113
C	Kenngößen der Eigendynamik	115
D	Synthetische Testflugdaten	116

Abbildungsverzeichnis

2.1	Geodätisches und flugzeugfestes Koordinatensystem [2]	3
2.2	Aerodynamisches Koordinatensystem [2]	3
2.3	Architektur des Flugführungssystems (in Anlehnung an [10, 13])	13
2.4	Aufbau eines Stability Augmentation Systems	14
2.5	Steuerflächen des primären Flugsteuerungssystems der Boeing 777-F [16]	15
2.6	Architektur des Flugsteuerungssystems der Boeing 777-F [16]	16
3.1	Wirbelbewegung [24]	22
3.2	Ribletgeometrien [26]	22
3.3	Widerstandsreduzierung durch verschiedene Ribletgeometrien [28]	23
4.1	Koordinatensystem zur Auswertung von Kräften und Momenten	26
4.2	Rechengebiet für die Strömungssimulation der Boeing 777-F	27
4.3	Baugruppe Seitenruder der Boeing 777-F [16]	27
4.4	Vereinfachung der Geometrie des Seitenruders	29
4.5	Riblet-Layout der Boeing 777-F	31
4.6	Randbedingungen des Strömungsfelds	31
4.7	Stromlinien bei Schiebewinkel	34
4.8	Änderung der Druckverteilung durch Ausschlag des Seitenruders	35
4.9	Konturen des Druckbeiwerts $\beta = 0^\circ$	36
4.10	Konturen des Druckbeiwerts $\beta = -4.5^\circ$	37
4.11	Konturen der Geschwindigkeitsverteilung $\beta = 0^\circ$	38
4.12	Konturen der Geschwindigkeitsverteilung $\beta = -4.5^\circ$	39
4.13	Geschwindigkeit Profilschnitt VST	40
5.1	Definition des Zustandsraum-Modells der Seitenbewegung	51
5.2	Zustandsraum-Modell	51
5.3	Eingangsdaten des Zustandsraum-Modells der Boeing 777-F	52
5.4	Modale Anregung der Taumelschwingung des Boeing 777-F Modells	54
5.5	Simulink Modellierung Zustandsraum vs. Übertragungsfunktionen	56
5.6	Impulsantworten des Modells der Boeing 777-F (open-loop)	56
5.7	Bode Diagramme des Boeing 777-F Modells (open-loop)	57
5.8	Bode Diagramme des Boeing 777-F Modells (Aktuatordynamik)	59
5.9	Impulsantworten des Boeing 777-F Modells (Aktuatordynamik)	60
5.10	Blockdiagramm Gierdämpfer	61
5.11	Simulink open-loop vs. closed-loop Modellierung der Boeing 777-F	62
5.12	Ablaufplan zur Auslegung des Gierdämpfers	64
5.13	Pol-Nullstellen Diagramm des open-loop Modells mit Aktuatordynamik	65

5.14	Wurzelortskurve SISO Übertragungsweg Seitenruder/Gierrate	65
5.15	Bode-Diagramme des Boeing 777-F Modells (gain)	66
5.16	Impulsantworten des Boeing 777-F Modells (gain)	67
5.17	Implementierung eines Washout-Filters für den Gierdämpfer	68
5.18	Bode-Diagramme des Boeing 777-F Modells (gain + washout)	69
5.19	Impulsantworten des Boeing 777-F Modells (gain + washout)	70
5.20	Anregung und Dämpfung der Taumelschwingung des Boeing 777-F Modells .	70
5.21	Identifikation Gierdämpfer-Test in Testflugdaten der Boeing 777-F	73
5.22	Synthetische Flugparameter für TP1 und TP2	74
5.23	Synthetische Daten TP1 (Lateral Control Manöver)	77
5.26	Validierung Simulationsmodell TP1 mit Gierdämpfer	81
5.27	Bode-Diagramm Sensitivitätsuntersuchung für Variation einzelner Parameter	84
5.28	Auswertung der linearen Korrelation der untersuchten Modellparameter . . .	85
5.31	Kalibrierung Simulationsmodell TP1 mit Gierdämpfer	91
5.32	Bode-Diagramm Kalibrierung des Simulationsmodells	92
6.1	Impulsantworten des open-loop Modells der Boeing 777-F	95
6.2	Zeitverlauf des Schwingungsverhaltens (open-loop Schiebewinkel)	96
6.3	Zeitverlauf des Schwingungsverhaltens (open-loop Ruderausschlag)	97
6.4	Bode-Diagramm des open-loop-Modells der Boeing 777-F mit Riblets	98
6.5	Impulsantworten des closed-loop Modells der Boeing 777-F mit Riblets . . .	99
6.6	Zeitverlauf des Schwingungsverhaltens (closed-loop Schiebewinkel)	100
6.7	Zeitverlauf des Schwingungsverhaltens (closed-loop Ruderausschlag)	101
6.8	Bode-Diagramm des closed-loop-Modells der Boeing 777-F mit Riblets	102
D.1	Synthetische Flugparameter für TP3 und TP4	116
D.2	Synthetische Flugparameter für TP5 und TP6	116

Tabellenverzeichnis

2.1	Bewegungsgrößen im flugzeugfesten Koordinatensystem	5
2.2	Physikalische Bedeutung der dimensionslosen Derivative der Seitenbewegung	8
2.3	Regelsysteme des Flugführungssystems	14
4.1	Referenzdaten der Boeing 777-F [33]	25
4.2	Netzqualität - Adaptierte Rumpfnetze für Seitenruderausschläge	30
4.3	Rechenpunkte für Referenzzustände	32
4.4	Definition der Referenzzustände	32
4.5	Auswertung des Riblet-Effekts auf Steuerderivative	34
4.6	Auswertung des Riblet-Effekts auf Stabilitätsderivative	40
4.7	Daten zur Abschätzung der dynamischen Derivative der Seitenbewegung . . .	45
4.8	Dynamische Derivative der Seitenbewegung ($Ma = 0.84$, $H = 34000 ft$) . . .	46
4.9	Massenabschätzung Einzelkomponenten Boeing 777-F [42]	48
4.10	Vergleich Trägheitsmomente aus Massenabschätzung und Simulatordaten [43]	49
5.1	Kenngrößen der Eigendynamik des Modells der Boeing 777-F	54
5.2	Flugeigenschaftsforderungen Taumelschwingung aus MIL-F-8785-C [11] . . .	55
5.3	Kenngrößen der Taumelschwingung abhängig von Feedback-Gain	66
5.4	Berechnung des Steuerderivativs des Seitenruders (über Triebwerksschub) . .	76
5.5	Berechnung des Derivativs der Rolldämpfung (Lateral Control Manöver) . . .	77
5.6	Fehlermetriken Rollrate	81
5.7	Fehlermetriken Gierrate	82
5.8	Fehlermetriken Rollwinkel	82
5.9	Wertebereich der untersuchten Testflugparameter	82
5.10	Prozentuale Änderungen der kalibrierten Derivative	87
5.11	Fehlermetriken Rollrate (kalibriert)	90
5.12	Fehlermetriken Gierrate (kalibriert)	90
5.13	Fehlermetriken Rollwinkel (kalibriert)	90
6.1	Änderung der aerodynamischen Derivative durch die Riblet-Modifikation . . .	94
6.2	Einfluss der Modifikation auf die Kenngrößen der Taumelschwingung	94
6.3	Abweichungen Baseline und Riblets open-loop (initialer Schiebewinkel)	96
6.4	Abweichungen Baseline und Riblets open-loop (initialer Ruderausschlag) . . .	97
6.5	Abweichungen Baseline und Riblets closed-loop (initialer Schiebewinkel) . . .	100
6.6	Abweichungen Baseline und Riblets closed-loop (initialer Ruderausschlag) . .	101
A.1	Transformationsbeziehungen aerodynamische Derivative	111

Symbolverzeichnis

Allgemeine Symbole

\bar{q}_0	dynamischer Druck im Referenzzustand	Pa
a	Rollbeschleunigung	$^{\circ} \text{s}^{-2}$
b	Spannweite Tragflügel	m
b_v	Spannweite Seitenleitwerk	m
C_{D0}	Nullwiderstandsbeiwert	–
C_D	Widerstandsbeiwert	–
C_{L0}	Auftriebsbeiwert für $\alpha = 0$	–
C_L	Auftriebsbeiwert	–
$C_{L_{av}}$	Auftriebsgradient Seitenleitwerk	–
$C_{L_{aw}}$	Auftriebsgradient Tragflügel	–
$C_{L\alpha}$	Auftriebsgradient Gesamtflugzeug	–
D	Widerstand	N
e	innerer Anteil der Energie	J kg^{-1}
H	Flughöhe	m
h	Riblet-Höhe	m
h	innerer Anteil der Enthalpie	J kg^{-1}
I	Trägheitsmoment	kg m^2
k	turbulente kinetische Energie	$\text{m}^2 \text{s}^{-2}$
L	Auftrieb	N
L	Rollmoment	N m
M	Nickmoment	N m
m	Masse	kg
Ma	Machzahl	–
N	Giermoment	N m
p	Rollrate	$^{\circ} \text{s}^{-1}$
q	Nickrate	$^{\circ} \text{s}^{-1}$
q_k	Wärmestrom	J kg^{-1}
r	Gierrate	$^{\circ} \text{s}^{-1}$
S	Flügelfläche	m^2

S	Sicherheitsfaktor	–
s	Riblet-Spitzenabstand	m
s^+	dimensionsloser Spitzenabstand	–
S_v	Seitenleitwerksfläche	m ²
T	Schwingungsdauer/Periodendauer	s
T_{act}	Zeitkonstante Aktuatormodell	s
u	Translatorische Geschwindigkeit in x-Richtung	m s ⁻¹
u_τ	Wandschubspannungsgeschwindigkeit	m s ⁻¹
v	Translatorische Geschwindigkeit in y-Richtung	m s ⁻¹
x_v	Hebelarm Schwerpunkt-Druckpunkt Seitenleitwerk (x)	m
Y	Seitenkraft	N
z_v	Hebelarm Schwerpunkt-Druckpunkt Seitenleitwerk (z)	m

Griechische Symbole

α	Anstellwinkel	rad
β	Schiebewinkel	rad
δ	Steuerflächenausschlag	°
ϵ	turbulente Dissipation	m ² s ⁻³
λ	Eigenwert	–
ν	kinematische Viskosität	m ² s ⁻¹
ω	Kreisfrequenz	s ⁻¹
ω	spezifische turbulente Dissipationsrate	s ⁻¹
ω_0	Kennkreisfrequenz	s ⁻¹
ρ	Dichte	kg m ⁻³
τ	Zeitkonstante	s
τ	viskose Spannung	Pa
ζ	Dämpfungsgrad	–

Indizes

0	Referenzzustand
A	aerodynamisch
a	Querruder (engl. aileron)
act	Steuerflächenaktuator (engl. control surface actuator)

e	Höhenruder (engl. elevator)
f	flugzeugfestes Koordinatensystem
g	geodätisches Koordinatensystem
r	Seitenruder (engl. rudder)
rt	Tab des Seitenruders (engl. rudder tab)
s	Stabilitätsachsensystem
T	Schub
v	Seitenleitwerk (engl. vertical stabilizer)
w	Wand
w	Washout

Abkürzungen

ACE	Actuator Control Electronics
ADIRU	Air Data Inertial Reference Unit
AFCS	Automatic Flight Control System
AFDC	Autopilot Flight Director Computer
AFT CG	hintere Schwerpunktlage
AIMS	Airplane Information Management System
ATA	Air Transport Association
CG	Flugzeugschwerpunkt
CSAS	Command and Stability Augmentation System
DEG	Winkeleinheit Grad (engl. degree)
FBW	Fly-by-Wire
FCS	Flight Control System
FDR	Flugdatenschreiber (engl. flight data recorder)
FGS	Flight Guidance System
FMS	Flight Management System
FWD CG	vordere Schwerpunktlage
GGI	General Grid Interfaces
ISA	Internationale Standardatmosphäre
KOS	Koordinatensystem
MAC	mittlere aerodynamische Flügeltiefe (engl. mean aerodynamic chord)

MCF	Maintenance Check Flight
MIMO	lineares Mehrgrößensystem (engl. multiple-input multiple-output system)
MMO	Flugbereichsgrenze maximale Machzahl (engl. maximum operation mach number)
MTOM	maximale Startmasse (engl. maximum takeoff mass)
PCU	Power Control Unit
PFC	Primary Flight Computer
QAR	Quick Access Recorder
RAD	Winkeleinheit Radiant (engl. radian)
SAARU	Secondary Attitude Air Data Reference Unit
SAS	Stability Augmentation System
SISO	lineares Eingößensystem (engl. single-input single-output system)
SRM	Struktural Repair Manual
WBM	Weight and Balance Manual
ZFW	Leertankmasse (engl. zero fuel weight)

1 Einleitung

Die Lufthansa Technik AG arbeitet seit mehreren Jahren an der Entwicklung und Zertifizierung aerodynamischer Modifikationen zur Einsparung von Treibstoff und Effizienzsteigerung bestehender Verkehrsflugzeuge. Die Haifischhaut „AeroSHARK“, entwickelt in Kooperation mit der BASF, ist eine bionische Folie mit mikroskopisch kleinen Riblet-Strukturen, welche auf große Rumpfbereiche und die Nacelles des Flugzeugs appliziert wird und die lokale Grenzschichtströmung beeinflusst. Die Riblets verringern den Reibungswiderstand des Flugzeugs und führen zu einer signifikanten Treibstoffeinsparung und damit einhergehenden Reduzierung von Emissionen.

Da die Modifikation Auswirkungen auf die lokalen Strömungsvorgänge in der Grenzschicht des Flugzeugs besitzt, müssen im Rahmen der luftrechtlichen Zulassung unter anderem die Eigenschaften der dynamischen Stabilität untersucht und nachgewiesen werden. Neben einem Einfluss auf die Wandschubspannung und der Reduzierung des Reibungswiderstands zeigt die Modifikation eine Änderung der lokalen Grenzschichtdicke und somit eine Beeinflussung der resultierenden aerodynamischen Kräfte und Momente des Flugzeugs. Für Reiseflugbedingungen erzielt die Folie ihren größten Effekt und verursacht durch die Beklebung des Flugzeugrumpfes vorrangig eine Änderung der Strömung am Höhenleitwerk. Für bestimmte Flugzustände kann sich durch die Modifikation jedoch auch eine geringe Beeinflussung der Strömung am Seitenleitwerk und der Steuerfläche des Seitenruders einstellen. Der Riblet-Effekt spiegelt sich in einer Änderung der aerodynamischen Kräfte und Momente wider, auf denen die Eigenschaften der statischen und dynamischen Stabilität des Flugzeugs basieren. Moderne Verkehrsflugzeuge wie die Boeing 777-F sind zur Verbesserung der dynamischen Stabilität in Bezug auf die Eigenschwingungsform der Taumelschwingung (engl. dutch roll) mit einem Gierdämpfer ausgestattet. Besonders bei Reiseflugbedingungen ist durch die geringe Luftdichte die inhärente Dämpfung der Flugzeugbewegung gering und der Gierdämpfer als Flugregelungssystem zur künstlichen Erhöhung der dynamischen Stabilität für die Flugeigenschaften von essenzieller Bedeutung. Daher ist es das Ziel der vorliegenden Arbeit, eine Analysemethodik zu entwickeln, die es erlaubt mögliche Einflüsse der Riblet-Modifikation auf die dynamische Gier- und Seitenstabilität sowie auf die Funktionsweise des Gierdämpfers der Boeing 777-F zu untersuchen.

Die Dynamik der Seitenbewegung des Flugzeugs soll unter Verwendung der Methode der Linearisierung um einen Referenzzustand der mathematischen Analyse in der Simulationsumgebung von Matlab/Simulink zugänglich gemacht werden sowie eine vereinfachte Modellierung des Gierdämpfers aus der Literatur abgeleitet und in das Modell integriert werden. Die aerodynamischen Derivative zur Darstellung der am Flugzeug wirkenden Kräfte und Momente sowie der Effektivitäten von Steuerflächen werden durch numerischen Strömungssimulationen bestimmt, anhand derer ebenfalls der Effekt der Riblet-Modifikation auf die Beiwerte ermittelt wird. Für die Abschätzung der dynamischen Derivative sowie Trägheitsmomente des Modells werden Methoden aus der Literatur vorgestellt. Anhand von realen Testflugdaten der Boeing 777-F wird eine Validierung und Kalibrierung des Simulationsmodells vorgenommen. Anschließend soll anhand des entwickelten Modells der Effekt von Änderungen der aerodynamischen Derivative durch den Einfluss der Riblet-Modifikation auf die Dynamik der Seitenbewegung des Flugzeugs mit aktivem Gierdämpfersystem untersucht werden.

2 Theoretische Grundlagen

Die Untersuchung des Einflusses der Riblet-Modifikation auf die dynamische Seitenbewegung der Boeing 777-F anhand der in dieser Arbeit angewendeten Methodik stellt ein Querschnittsthema aus den Bereichen der Flugdynamik, Flugregelung, Aerodynamik sowie numerischen Strömungssimulation dar. Wesentliche Grundlagen und Zusammenhänge der verschiedenen Themengebiete sollen in diesem Abschnitt vorgestellt werden, für eine umfassende Darstellung und Herleitung wird auf die angegebene Literatur verwiesen.

2.1 Grundlagen der Flugdynamik

In diesem Abschnitt werden die Grundlagen zur Beschreibung und Modellierung des Flugzeugs als dynamisches Starrkörpersystem vorgestellt. Zunächst werden die verschiedenen in der Flugmechanik verwendeten Koordinatensysteme als Basis für die Herleitung der Bewegungsgleichungen dargestellt und definiert. Die allgemeinen Bewegungsgleichungen eines Flugzeugs bilden ein System aus gekoppelten nichtlinearen Differentialgleichungen und sind der mathematischen Analyse nicht direkt zugänglich. Zur Untersuchung der dynamischen Stabilität des Flugzeugs in dieser Arbeit wird das Konzept der Linearisierung der Bewegungsgleichungen um einen Referenzzustand bzw. Trimmzustand eingeführt und auf die Differentialgleichungen angewendet. Des Weiteren wird die Modellierung der auf das Flugzeug wirkenden äußeren Kräfte und Momente vorgestellt, die aus der Massenträgheit, der Gewichtskraft, der Aerodynamik und dem Antrieb resultieren.

2.1.1 Koordinatensysteme

Für die Analyse der Bewegung eines Flugzeugs werden zunächst die zur Herleitung der Bewegungsgleichungen und zur Beschreibung der am Flugzeug angreifenden Kräfte und Momente verwendeten Koordinatensysteme (KOS) definiert. Als äußere Kräfte werden dabei die Gewichtskraft des Flugzeugs, die aerodynamischen Kräfte sowie die Antriebskraft (Schub) unterschieden.

Das **geodätische/erdfeste Koordinatensystem** (Index **g**) wird für die flugmechanischen Untersuchungen als Inertialsystem angesehen, in welchem die Newtonschen Gesetze anwendbar sind. Diese Annahme impliziert, dass die Rotationsgeschwindigkeit der Erde vernachlässigt wird. Nach *Roskam* [1] ist diese Näherung für Flugzeuge mit einer Fluggeschwindigkeit von $Ma < 5$ anwendbar. Der Ursprung dieses Koordinatensystems wird in den Flugzeugschwerpunkt gelegt, die Orientierung der z -Achse ist rechtwinklig zur lokalen Erdoberfläche durch den Vektor der Gravitationskraft definiert, die x -Achse ist nach Norden ausgerichtet und die y -Achse nach Osten (orthogonales Rechtssystem).

Im **flugzeugfesten Koordinatensystem** (Index **f**) erfolgt die Formulierung der Bewegungsgleichungen, die Definition der Schubkraft und Drehraten des Flugzeugs. Der Ursprung dieses Achsensystems liegt ebenfalls im Schwerpunkt des Flugzeugs, die x -Achse ist positiv nach vorn durch die Rumpfachse definiert, die z -Achse verläuft positiv nach unten und die y -Achse verläuft positiv in Richtung des rechten Tragflügels. Die Beziehung zwischen dem

2.1.2 Bewegungsgleichungen

Die Herleitung der Bewegungsgleichungen eines Flugzeugs basiert auf der Anwendung des zweiten Newtonschen Gesetzes. Nach Newton sind die zeitlichen Ableitungen des linearen Impulses und des Drehimpulses gleich den von außen auf einen Körper einwirkenden Kräften und Momenten. Das Flugzeug wird dabei als Starrkörper mit drei translatorischen und drei rotatorischen Freiheitsgraden im Raum betrachtet [1]. Die Kraft- und Momentengleichungen ergeben sich nach *Nelson* [3] bezogen auf das geodätische Koordinatensystem als Inertialsystem in skalarer Form zu

$$F_{x_g} = \frac{d}{dt}(m \cdot u) \quad F_{y_g} = \frac{d}{dt}(m \cdot v) \quad F_{z_g} = \frac{d}{dt}(m \cdot w) \quad (2.1)$$

und

$$L_g = \frac{d}{dt}H_{x_g} \quad M_g = \frac{d}{dt}H_{y_g} \quad N_g = \frac{d}{dt}H_{z_g} \quad (2.2)$$

Für eine ausführliche Darstellung der Zusammenhänge zur Herleitung der Bewegungsgleichungen wird auf die Literatur zur Flugdynamik von *Roskam* [1], *Nelson* [3] oder *Caughey* [4] verwiesen. Neben der Vernachlässigung von aeroelastischen Effekten und der Betrachtung der Bewegung des Flugzeugs als Starrkörper wird weiterhin die Annahme getroffen, dass sich die Masse des Flugzeugs über eine zeitliche Dauer von $t = 60$ s nicht signifikant ändert und auch die Massenverteilung und somit die Lage des Schwerpunkts über diesen Zeitraum konstant bleibt. Zur mathematischen Beschreibung der Bewegung eines Flugzeugs bezogen auf das flugzeugfeste Koordinatensystem ergibt sich ein System von neun gekoppelten nichtlinearen Differentialgleichungen (die Indizes für das flugzeugfeste Koordinatensystem werden nachfolgend weggelassen) [1].

1. Kraftgleichungen

$$F_{Ax} + F_{Tx} - m \cdot g \cdot \sin \Theta = m \cdot (\dot{u} + q \cdot w - r \cdot v) \quad (2.3)$$

$$F_{Ay} + F_{Ty} + m \cdot g \cdot \sin \Phi \cdot \cos \Theta = m \cdot (\dot{v} + r \cdot u - p \cdot w) \quad (2.4)$$

$$F_{Az} + F_{Tz} + m \cdot g \cdot \cos \Phi \cdot \cos \Theta = m \cdot (\dot{w} + p \cdot v - q \cdot u) \quad (2.5)$$

2. Momentengleichungen

$$L_A + L_T = I_{xx} \cdot \dot{p} - I_{xz} \cdot \dot{r} - I_{xz} \cdot p \cdot q + q \cdot (I_{zz} - I_{yy}) \quad (2.6)$$

$$M_A + M_T = I_{yy} \cdot \dot{q} - r \cdot p \cdot (I_{xx} - I_{zz}) + I_{xz} \cdot (p^2 - r^2) \quad (2.7)$$

$$N_A + N_T = -I_{xz} \cdot \dot{p} + I_{zz} \cdot \dot{r} + p \cdot q \cdot (I_{yy} - I_{xx}) + I_{xz} \cdot q \cdot r \quad (2.8)$$

3. Kinematische Gleichungen

Anhand der kinematischen Gleichungen wird der Zusammenhang zwischen Euler-Winkeln und Drehraten im flugzeugfesten Koordinatensystem hergestellt.

$$p = \dot{\Phi} - \dot{\Psi} \cdot \sin \Theta \quad (2.9)$$

$$q = \dot{\Theta} \cdot \cos \Phi + \dot{\Psi} \cdot \cos \Theta \cdot \sin \Phi \quad (2.10)$$

$$r = \dot{\Psi} \cdot \cos \Theta \cdot \cos \Phi - \dot{\Theta} \cdot \sin \Phi \quad (2.11)$$

In Tabelle 2.1 sind die Bezeichnungen der Bewegungsgrößen und Euler-Winkel in Bezug auf die jeweiligen Achsen des flugzeugfesten Koordinatensystems angegeben.

Tabelle 2.1: Bewegungsgrößen im flugzeugfesten Koordinatensystem

Achse	x	y	z
Translatorische Geschwindigkeit	u	v	w
Drehgeschwindigkeit	Rollrate p	Nickrate q	Gierrate r
Euler-Winkel	Rollwinkel Φ	Nickwinkel Θ	Gierwinkel Ψ
Moment	Rollmoment L	Nickmoment M	Giermoment N
Drehbewegung	Rollen	Nicken	Gieren
Steuerfläche	Querruder	Höhenruder	Seitenruder
Steuerflächenausschlag	δ_a	δ_e	δ_r

Die Bewegung des Flugzeugs wird durch die Wechselwirkung zwischen äußeren Kräften und Momenten bestimmt, die aus der Massenträgheit, der Aerodynamik, dem Antrieb und der Gewichtskraft des Flugzeugs resultieren. Sind diese Kräfte und Momente bekannt, lassen sich die Zustandsgrößen mit Hilfe der in diesem Abschnitt vorgestellten Bewegungsgleichungen bestimmen. Eine vollständige Beschreibung der Flugzeugbewegung ist jedoch sehr komplex und analytisch nicht lösbar. Für die Untersuchungen der dynamischen Stabilität wird in dieser Arbeit deshalb auf das Konzept der Linearisierung der Bewegungsgleichungen um einen Referenzzustand zurückgegriffen.

2.1.3 Linearisierung der Bewegungsgleichungen

Die Lösung der Bewegungsgleichungen in ihrer vollständigen Form erfordert aufgrund der Nichtlinearität und Kopplung der Differentialgleichungen einen numerischen Ansatz. Das Prinzip der Linearisierung hingegen beruht darauf, die Bewegung des Flugzeugs nur für kleine Abweichungen von einem bekannten Referenzzustand zu analysieren. Die nichtlinearen Abhängigkeiten lassen sich so in lineare Zusammenhänge überführen und können superponiert werden. Die Differentialgleichungen werden durch die Linearisierung in algebraische Gleichungen überführt, welche eine analytische Untersuchung der dynamischen Stabilität des Flugzeugs ermöglichen. Dieses Prinzip geht auf *Bryan* [5] zurück und besitzt eine große Relevanz in der Analyse der Flugdynamik, da die aerodynamischen Derivative für die linearisierten Gleichungen abgeschätzt werden können, ohne dass nichtlineare aerodynamische Daten des Flugzeugs bekannt sind und der Ansatz einen umfassenden Einblick in die relative Bedeutung der verschiedenen aerodynamischen Derivative in Bezug auf die Stabilität und Bewegung des Flugzeugs für verschiedene Flugzustände erlaubt [6].

Nachfolgend werden die linearisierten Bewegungsgleichungen und die zugrunde liegenden Annahmen und Voraussetzungen für die Anwendung dieses Prinzips vorgestellt. Für eine vollständige Herleitung der Zusammenhänge und Gleichungen wird auf die Literatur von *Roskam* [1], *Stevens* [6] oder *Cook* [7] verwiesen.

Aufgrund der symmetrischen Bauweise der meisten Verkehrsflugzeuge bezüglich der Längsachse und der daraus folgenden Annahme einer Symmetrie der aerodynamischen Kräfte und Momente sowie der Trägheitsmomente kann die Längs- und Seitenbewegung eines Flugzeugs getrennt voneinander betrachtet werden [8]. Die flugmechanischen Untersuchungen in dieser Arbeit konzentrieren sich auf die Seitenbewegung des Flugzeugs, welche die Translation entlang der Querachse (y) (Schieben) sowie die Rotationen um die Längsachse (x) (Rollen) und Hochachse (z) (Gieren) beschreibt. Die linearisierten Bewegungsgleichungen für die Längsbewegung bestehen aus der Translation in x und z-Richtung sowie der Rotation um die Querachse (y) (Nicken) und werden nachfolgend nicht vorgestellt.

Die Linearisierung der Bewegungsgleichungen erfolgt für einen Flugzustand, der durch eine kleine Störung von einem statischen Referenzflugzustand gekennzeichnet ist. Aus diesem Grund werden auch die Bewegungsvariablen, Kräfte und Momente relativ zu diesem Referenzzustand definiert und lassen sich mathematisch als Summe aus der Bewegungsgröße im Referenzzustand und einer momentanen kleinen Abweichung darstellen [1].

$$\begin{aligned}
 u &= u_0 + u(t) & v &= v_0 + v(t) & w &= w_0 + w(t) \\
 p &= p_0 + p(t) & q &= q_0 + q(t) & r &= r_0 + r(t) \\
 \Psi &= \Psi_0 + \Psi(t) & \Theta &= \Theta_0 + \Theta(t) & \Phi &= \Phi_0 + \Phi(t) \\
 F_{Ax} &= F_{Ax0} + f_{Ax} & F_{Ay} &= F_{Ay0} + f_{Ay} & F_{Az} &= F_{Az0} + f_{Az} \\
 F_{Tx} &= F_{Tx0} + f_{Tx} & F_{Ty} &= F_{Ty0} + f_{Ty} & F_{Tz} &= F_{Tz0} + f_{Tz} \\
 L_A &= L_{A0} + l_A & M_A &= M_{A0} + m_A & N_A &= N_{A0} + n_A \\
 L_T &= L_{T0} + l_T & M_T &= M_{T0} + m_T & N_T &= N_{T0} + n_T
 \end{aligned} \tag{2.12}$$

Als Referenzzustand wird ein symmetrischer und stationärer Flugzustand ohne initiale Seitengeschwindigkeit und Rollwinkel gewählt.

$$p_0 = q_0 = r_0 = \Phi_0 = \Psi_0 = v_0 = 0 \tag{2.13}$$

Anhand der Substitution der in Gleichung (2.12) dargestellten Ausdrücke in die allgemeinen Bewegungsgleichungen und verschiedenen Umformungen sowie weiterführenden Annahmen, die ausführlich von *Roskam* [1] dargestellt werden, ergeben sich die für die in dieser Arbeit durchgeführten Untersuchungen zugrunde liegenden linearisierten Bewegungsgleichungen für die Seitenbewegung des Flugzeugs im Stabilitätsachsensystem.

$$m \cdot (\dot{v} + r \cdot u_0) = m \cdot g \cdot \Phi \cdot \cos \Theta_0 + f_{Ay} + f_{Ty} \tag{2.14}$$

$$I_{xx} \cdot \dot{p} - I_{xz} \cdot \dot{r} = l_A + l_T \tag{2.15}$$

$$I_{zz} \cdot \dot{r} - I_{xz} \cdot \dot{p} = n_A + n_T \tag{2.16}$$

mit

$$p = \dot{\Phi} \quad r = \dot{\Psi} \quad v = u_0 \cdot \beta \tag{2.17}$$

Die Analyse dieser Gleichungen beschreibt nur den Anteil der Störbewegung, welcher der Bewegung des Referenzzustands überlagert werden muss. Nach *Roskam* [1] zeigt die Erfahrung, dass das dynamische Verhalten eines Flugzeugs in vielen Fällen durch das Prinzip der Linearisierung der Bewegungsgleichungen um einen stationären Referenzzustand unter Anwendung der Annahme von kleinen Störungen hinreichend dargestellt werden kann, da für Flugzustände wie den Reiseflug generell lediglich kleine Änderungen der Bewegungsgrößen auftreten.

2.1.4 Aerodynamische Modellierung

Der Ansatz zur Modellierung der aerodynamischen Kräfte und Momente geht wie das Konzept der Linearisierung der Bewegungsgleichungen auf *Bryan* [5] zurück. Bevor Lösungen der Bewegungsgleichungen untersucht und analysiert werden können, müssen die aerodynamischen Kräfte in den Gleichungen (2.14), (2.15) und (2.16) zunächst in Form der entsprechenden Bewegungsgrößen ausgedrückt werden. Die in diesem Abschnitt dargestellten Grundlagen basieren auf der Literatur und Herleitung von *Roskam* [1] und *Nelson* [3] und beschränken sich auf die Modellierung der aerodynamischen Kräfte und Momente der Seitenbewegung.

Die wesentliche Grundlage der Modellierung von aerodynamischen Kräften und Momenten ist die sogenannte „Komponenten-build-up Methode“ [6], welche berücksichtigt, dass sich die aerodynamischen Beiwerte aus Anteilen der komplexen Einflüsse verschiedener Variablen zusammensetzen. Die Modellierung erfolgt wie die Linearisierung der Bewegungsgleichungen im Stabilitätsachsensystem und basiert auf der Verwendung von Stabilitäts- und Steuerderivativen. Diese aerodynamischen Derivative stellen die Änderung einer Kraft oder eines Moments abhängig von verschiedenen Parametern dar, welche anschließend zum Gesamtbeiwert aufsummiert werden. Dabei beschreiben die Stabilitätsderivative die Änderung einer Kraft oder eines Moments durch die Änderung einer Bewegungsvariable. Die Steuerderivative dagegen beschreiben die Änderung einer Kraft oder eines Moments durch den Ausschlag einer aerodynamischen Steuerfläche.

Die aerodynamischen Kräfte und Momente der Seitenbewegung bezogen auf die linearisierten Bewegungsgleichungen der Störbewegung sind nachfolgend in Form ihrer entsprechenden Bewegungsgrößen und unter Verwendung der dimensionslosen aerodynamischen Derivative dargestellt [1].

$$\begin{bmatrix} \frac{f_{Ay}}{\bar{q}_0 \cdot S} \\ \frac{l_A}{\bar{q}_0 \cdot S \cdot b} \\ \frac{n_A}{\bar{q}_0 \cdot S \cdot b} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{y\beta} & C_{yp} & C_{yr} & C_{y\delta_a} & C_{y\delta_r} \\ C_{l\beta} & C_{lp} & C_{lr} & C_{l\delta_a} & C_{l\delta_r} \\ C_{n\beta} & C_{np} & C_{nr} & C_{n\delta_a} & C_{n\delta_r} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \beta \\ \frac{p \cdot b}{2 \cdot u_0} \\ \frac{r \cdot b}{2 \cdot u_0} \\ \delta_a \\ \delta_r \end{bmatrix} \quad (2.18)$$

Die linearisierten Bewegungsgleichungen aus Abschnitt 2.1.3 lassen sich demnach wie folgt darstellen.

$$m \cdot (\dot{v} + r \cdot u_0) = m \cdot g \cdot \Phi \cdot \cos \Theta_0 + \bar{q}_0 \cdot S \{ C_{y\beta} \beta + C_{yp} \frac{pb}{2u_0} + C_{yr} \frac{rb}{2u_0} + C_{y\delta_a} \delta_a + C_{y\delta_r} \delta_r \} \quad (2.19)$$

$$I_{xx} \cdot \dot{p} - I_{xz} \cdot \dot{r} = \bar{q}_0 \cdot S \cdot b \{ C_{l\beta} \beta + C_{lp} \frac{pb}{2u_0} + C_{lr} \frac{rb}{2u_0} + C_{l\delta_a} \delta_a + C_{l\delta_r} \delta_r \} \quad (2.20)$$

$$I_{zz} \cdot \dot{r} - I_{xz} \cdot \dot{p} = \bar{q}_0 \cdot S \cdot b \{ C_{n\beta} \beta + C_{np} \frac{pb}{2u_0} + C_{nr} \frac{rb}{2u_0} + C_{n\delta_a} \delta_a + C_{n\delta_r} \delta_r \} \quad (2.21)$$

Die physikalische Bedeutung der verschiedenen dimensionslosen aerodynamischen Derivative ist in Tabelle 2.2 angegeben.

Tabelle 2.2: Physikalische Bedeutung der dimensionslosen Derivative der Seitenbewegung

Einfluss von	Seitenkraft	Rollmoment	Giermoment
Schiebewinkel β	$C_{y\beta}$	$C_{l\beta}$	$C_{n\beta}$
Rollrate p	C_{yp}	C_{lp}	C_{np}
Gierrate r	C_{yr}	C_{lr}	C_{nr}
Querruderausschlag δ_a	$C_{y\delta_a}$	$C_{l\delta_a}$	$C_{n\delta_a}$
Seitenruderausschlag δ_r	$C_{y\delta_r}$	$C_{l\delta_r}$	$C_{n\delta_r}$

Die aerodynamischen Derivative können nach *Roskam* [1] auf verschiedene Arten ermittelt werden. Zum einen anhand von experimentellen Methoden wie der Durchführung von instrumentierten Testflügen oder Windkanalversuchen und zum anderen basierend auf rechnergestützten und theoretisch-empirischen Ansätzen. In dieser Arbeit wird ein Ansatz untersucht, mit welchem die Derivative der Seitenbewegung nach letzterer Methode für die Boeing 777-F abgeschätzt werden sollen. Dabei basiert die Ermittlung der statischen Derivative (abhängig von Schiebewinkel und Seitenruderausschlag) auf der Auswertung von durchgeführten numerischen Strömungssimulationen für einen definierten Referenzzustand und die Ermittlung der dynamischen Derivative (abhängig von Rollrate und Gierrate) auf theoretischen Abschätzmethoden.

2.1.5 Lösung der Bewegungsgleichungen

Die linearisierten Bewegungsgleichungen für die Seitenbewegung des Flugzeugs stellen ein System aus linearen Differentialgleichungen mit konstanten Koeffizienten erster Ordnung dar (vgl. Gleichungen (2.19), (2.20) und (2.21)). Eine Lösung dieses Gleichungssystems erlaubt die zeitaufgelöste Analyse der Bewegungsgrößen des Flugzeugs als Antwort auf einen Input der Steuerflächen oder eine atmosphärische Störung sowie eine Bewertung der Stabilität des dynamischen Systems. Mathematisch existieren verschiedene Herangehensweisen für die Lösung eines solchen Gleichungssystems, die beispielsweise in der Literatur von *Roskam* [1], *Stevens* [6] oder *Cook* [7] ausführlich hergeleitet und erläutert werden. Allgemein kann zwischen der Lösung im Zeitbereich und der Lösung im Laplace-Bildbereich unterschieden werden. Da für das Gebiet der Flugregelung und den Reglerentwurf primär die Methode der Lösung über die Laplace-Transformation von Relevanz ist und zur Lösung der linearisierten

Bewegungsgleichungen verwendet wird, sollen nachfolgend die wesentlichen Zusammenhänge vorgestellt werden [7].

Durch Anwendung der Laplace-Transformation auf die linearisierten Bewegungsgleichungen werden diese in den sogenannten (Laplace-)Bildbereich transformiert, wodurch die Differentialgleichungen nicht länger in Abhängigkeit von der Zeit t sondern in Abhängigkeit des komplexen Laplace-Operators s als algebraische Gleichungen dargestellt werden können. Das Problem der Lösung eines Gleichungssystems linearer Differentialgleichungen wird somit auf die Lösung eines Gleichungssystems linearer algebraischer Gleichungen reduziert. Des Weiteren können die Zusammenhänge zwischen den Ausschlägen der verschiedenen Steuerflächen und den Bewegungsgrößen des Flugzeugs in Form von algebraischen Übertragungsfunktionen (engl. transfer functions) beschrieben werden. Eine Rücktransformation der Übertragungsfunktionen in den Zeitbereich erlaubt Einblick in das Zeitverhalten des dynamischen Systems [7]. Zur Berechnung der Übertragungsfunktionen werden die linearisierten Bewegungsgleichungen weiter umgeformt und zunächst in Abhängigkeit der dimensionsbehafteten aerodynamischen Derivative dargestellt. Nach *Roskam* [1] erlaubt diese Darstellungsweise einen besseren Einblick in die relative Bedeutung der aerodynamischen Kräfte und Momente und bildet die Grundlage für das weitere Vorgehen. Anhand des Derivativs für den Einfluss des Schiebewinkels auf das Giermoment wird diese Transformationsbeziehung beispielhaft dargestellt.

$$N_\beta = \frac{\bar{q}_0 \cdot S \cdot b \cdot C_{n\beta}}{I_{zz}} \quad (2.22)$$

Eine Tabelle mit den Transformationsbeziehungen für alle berücksichtigten aerodynamischen Derivative der Seitenbewegung ist in Anhang A.1 angegeben.

Nachfolgend werden die transformierten Bewegungsgleichungen der Seitenbewegung unter Verwendung der dimensionsbehafteten Derivative dargestellt, das Verfahren der Laplace-Transformation ist der angegebenen Literatur zu entnehmen [1].

$$\begin{aligned} su_0 \cdot \beta(s) + su_0 \cdot \Psi(s) = g \cos \Theta_0 \cdot \Phi(s) + Y_\beta \cdot \beta(s) + sY_p \cdot \Phi(s) + sY_r \cdot \Psi(s) \\ + Y_{\delta_a} \cdot \delta_a(s) + Y_{\delta_r} \cdot \delta_r(s) \end{aligned} \quad (2.23)$$

$$s \cdot I_{xx} \cdot \Phi(s) - s \cdot I_{xz} \cdot \Psi(s) = L_\beta \cdot \beta + s \cdot L_p \cdot \Phi(s) + s \cdot L_r \cdot \Psi(s) + L_{\delta_a} \cdot \delta_a + L_{\delta_r} \cdot \delta_r \quad (2.24)$$

$$s \cdot I_{zz} \cdot \Psi(s) - s \cdot I_{xz} \cdot \Phi(s) = N_\beta \cdot \beta + s \cdot N_p \cdot \Phi(s) + s \cdot N_r \cdot \Psi(s) + N_{\delta_a} \cdot \delta_a + N_{\delta_r} \cdot \delta_r \quad (2.25)$$

Aus den transformierten Bewegungsgleichungen im Laplace-Bildbereich lassen sich die Übertragungsfunktionen für die Seitenbewegung in Abhängigkeit eines Ausschlags des Seitenruders und in Abhängigkeit eines Querruderausschlags ermitteln. Da für die Seitenbewegung des Flugzeugs die Auswirkungen dieser Steuerausschläge auf vier Bewegungsgrößen ermittelt wird ergeben sich insgesamt acht Übertragungsfunktionen für das System. Aus Gründen der

Übersichtlichkeit sind diese in Anhang B angegeben, für die mathematische Herleitung wird auf die Literatur von *Roskam* [1] oder *Nelson* [3] verwiesen.

Neben der Verwendung der Übertragungsfunktionen existiert in der modernen Regelungstheorie das Zustandsraum-Modell (engl. state-space model) zur Darstellung der linearisierten Bewegungsgleichungen. Der Zustandsraum ist eine mathematische Darstellung eines physikalischen Systems als eine Menge von Eingangs-, Ausgangs- und Zustandsvariablen, welche durch Differentialgleichungen erster Ordnung beschrieben werden, wie es auf die linearisierten Bewegungsgleichungen der Flugzeugbewegung zutrifft [9]. Anhand der Definition des Zustandsraums können die Bewegungsgleichungen eines dynamischen Systems auf folgende Weise geschrieben werden [7].

$$\dot{x}(t) = A \cdot x(t) + B \cdot u(t) \quad (2.26)$$

$$y(t) = C \cdot x(t) + D \cdot u(t) \quad (2.27)$$

mit

- $x(t)$ - Zustandsgrößenvektor
- $y(t) = x(t)$
- $u(t)$ - Steuergrößenvektor (Eingangsgrößen)
- A - Systemmatrix
- B - Steuermatrix
- C - Einheitsmatrix (Dimension von A)
- D - Nullmatrix (Dimension von B)

Für Untersuchungen und Analysen in Bezug auf den Bereich der Flugregelung mit Hilfe der Software *Matlab/Simulink* ist die Zustandsraumdarstellung von zentraler Bedeutung, weshalb die in dieser Arbeit verwendete Formulierung der Bewegungsgleichungen im Zustandsraum nachfolgend dargestellt ist. Für die Anwendung der Laplace-Transformation und das Vorgehen zur Lösung der Bewegungsgleichungen in dieser Form wird auf die Literatur verwiesen [7].

Die Systemmatrix A und die Steuermatrix B der Seitenbewegung werden unter Verwendung der dimensionsbehafteten Derivative definiert [3].

$$A = \begin{bmatrix} Y_v & Y_p & -(u_0 - Y_r) & g \cdot \cos \theta_0 \\ \frac{L_v + i_x \cdot N_v}{1 - i_x \cdot i_z} & \frac{L_p + i_x \cdot N_p}{1 - i_x \cdot i_z} & \frac{L_r + i_x \cdot N_r}{1 - i_x \cdot i_z} & 0 \\ \frac{N_v + i_z \cdot L_v}{1 - i_x \cdot i_z} & \frac{N_p + i_z \cdot L_p}{1 - i_x \cdot i_z} & \frac{N_r + i_z \cdot L_r}{1 - i_x \cdot i_z} & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (2.28)$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 & Y_{\delta_r} \\ \frac{L_{\delta_a} + i_x \cdot N_{\delta_a}}{1 - i_x \cdot i_z} & \frac{L_{\delta_r} + i_x \cdot N_{\delta_r}}{1 - i_x \cdot i_z} \\ \frac{N_{\delta_a} + i_z \cdot L_{\delta_a}}{1 - i_x \cdot i_z} & \frac{N_{\delta_r} + i_z \cdot L_{\delta_r}}{1 - i_x \cdot i_z} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (2.29)$$

mit dem Zustandsgrößenvektor x und Steuergrößenvektor u sowie den dimensionslosen Faktoren i_x und i_z :

$$x = \begin{bmatrix} v \\ p \\ r \\ \Phi \end{bmatrix} \quad u = \begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_r \end{bmatrix} \quad i_x = \frac{I_{xz}}{I_{xx}} \quad i_z = \frac{I_{xz}}{I_{zz}} \quad (2.30)$$

Die Trägheitsmomente in den Matrizen beziehen sich auf das Stabilitätsachsensystem. Gilt für das Trägheitsmoment $I_{xz} = 0$ lassen sich die angegebenen Matrizen weiter vereinfachen.

Anhand der in diesem Abschnitt vorgestellten Lösungsmethoden für die Bewegungsgleichungen lassen sich die dynamischen Eigenschaften des Flugzeugs anhand der jeweiligen Übertragungsfunktionen oder durch eine Analyse des Zustandsraums bezüglich ihres Eigenverhaltens und Steuerverhaltens untersuchen. Dabei charakterisiert das Eigenverhalten primär die Eigendynamik des Flugzeugs und wird quantitativ durch Parameter wie den Dämpfungsgrad D oder die Kennkreisfrequenz ω_0 bestimmt, welche mathematisch aus der Bestimmung der Eigenwerte resultieren. Das Steuerverhalten hingegen stellt die Reaktion des Flugzeugs auf die Steuereingaben des Piloten dar und hängt nicht nur von Eigendynamik, sondern auch von der Wirksamkeit der Steuerflächen ab. Die mathematische Beschreibung und Untersuchung kann anhand der Übertragungsfunktionen erfolgen [10]. Kriterien bezüglich der Flugeigenschaften eines Verkehrsflugzeugs sind beispielsweise in der militärischen Spezifikation MIL-F-8785-C definiert [11].

2.1.6 Dynamische Stabilität der Seitenbewegung

Die Eigenschaft der Stabilität eines Flugzeugs beschreibt das Verhalten nach einer Störung des stabilen Gleichgewichtszustandes. Die statische Stabilität betrachtet dabei die Kräfte und Momente, die aufgrund einer kleinen Störung des Gleichgewichtszustandes am Flugzeug auftreten. Nimmt das Flugzeug nach der Störung durch die an ihm wirkenden Kräfte und Momente ohne Eingreifen des Piloten wieder den Gleichgewichtszustand ein, gilt das System als statisch stabil. Diese Eigenschaft ist Voraussetzung für die dynamische Stabilität, welche die Bewegung des Flugzeugs während der Rückkehr in den Gleichgewichtszustand beschreibt,

die zumeist als schwingende Bewegung um die Gleichgewichtslage erfolgt. Dabei besitzt die Amplitude der angeregten Schwingungsbewegung eines dynamisch stabilen Flugzeugs nach Abklingen der Störung die Tendenz gänzlich abzunehmen oder auf einen Wert zu fallen, der einem neuen stabilen Zustand entspricht [1].

Die Seitenbewegung des Flugzeugs wurde bereits als Translation entlang der Querachse (y) (Schieben) sowie Rotation um die Längsachse (x) und Hochachse (z) (Rollen und Gieren) definiert. Die Entstehung von Kräften und Momenten am Flugzeug, welche diese Bewegungen hervorrufen geht auf eine unsymmetrische Anströmung mit einer seitlichen Komponente zurück. Die dynamische Seitenbewegung des Flugzeugs zeigt durch eine Störung wie eine seitliche Böe oder eine Anregung durch das Seitenruder drei überlagerte Eigenschwingungsformen: die Rollbewegung (engl. roll subsidence mode), die Spiralbewegung (engl. spiral mode) und die Taumelschwingung (engl. dutch roll) [12].

Die **Rollbewegung** stellt eine reine Rotation um die x -Achse dar, die Bewegungsanteile des Schiebens und Gierens können für diese Eigenschwingungsform vernachlässigt werden. Aufgrund der veränderten unsymmetrischen Anströmung beider Tragflügelhälften verläuft die Rollbewegung stark gedämpft und klingt rasch ab, wobei der Hängewinkel bleibt, da kein rückstellendes Moment existiert. Für Verkehrsflugzeuge ist aufgrund der üblicherweise hohen Flügelstreckung, welche konstruktiv eine große Dämpfung bewirkt, der Anteil der Rollbewegung am dynamischen Eigenverhalten der Seitenbewegung nahezu vernachlässigbar.

Die Eigenbewegungsform der **Spiralbewegung** zeigt sich durch den Flug bei einem Hänge- und Gierwinkel. Für eine stabile Spiralbewegung bleibt der Kurvenradius des Flugzeugs gleich oder wird größer, wobei der Rollwinkel kleiner wird, bis das Flugzeug in eine andere Richtung mit horizontalen Tragflächen fliegt. Bei der Spirale handelt es sich um eine sehr langsame aperiodische Bewegung, wodurch die Möglichkeit zur Korrektur durch den Piloten besteht.

Die Bewegungsform der **Taumelschwingung** zeigt eine Kopplung der Freiheitsgrade Gieren, Rollen und Schieben und besitzt einen schwingenden Verlauf von Schiebewinkel, Rollwinkel und Gierwinkel. Physikalisch wird die Eigenschwingungsform durch eine Störung wie einen plötzlichen Ausschlag des Seitenruders oder Turbulenzen wie eine seitliche Böe ausgelöst, wodurch das Flugzeug zur Anströmung einen Schiebewinkel einnimmt. Unter einem Schiebewinkel wird das Seitenleitwerk unsymmetrisch angeströmt und erzeugt eine Seitenkraft, welche über den Hebelarm zum Schwerpunkt als Moment dem Schiebewinkel entgegenwirkt und eine Gierbewegung des Flugzeugs verursacht. Gleichzeitig werden bei Anströmung unter einem Schiebewinkel auch die Tragflächen unsymmetrisch angeströmt und verursachen eine Rollbewegung, welche durch die Pfeilung des Flügels verstärkt wird. Abhängig vom Dämpfungsvermögen des Seitenleitwerks über das rückstellende Moment kommt es zu einem Überschwingen und das Flugzeug giert über einen Schiebewinkel von Null hinaus in die andere Richtung wodurch wiederum eine entgegengesetzte Roll- und Gierbewegung verursacht wird.

Insbesondere die Eigenschwingungsform der Taumelschwingung ist aufgrund der geringen inhärenten Dämpfung sowie der starken Kopplung der Bewegungsanteile und der relativ kurzen Schwingungsdauer für den Piloten schwer zu kontrollieren und korrigieren. Aus diesem Grund besitzen Verkehrsflugzeuge einen Gierdämpfer (engl. yaw damper), welcher die Geschwindigkeit der Gierbewegung misst und daraufhin das Seitenruder zur Dämpfung der Bewegung steuert. In Abschnitt 2.2 wird näher auf den Gierdämpfer als Komponente des „Stability

Augmentation System“ (SAS, dt. System zur Erhöhung/Verbesserung der Stabilität) eingegangen.

2.2 Grundlagen der Flugregelung

Der Einsatz von Flugregelungssystemen in Verkehrsflugzeugen gilt in erster Linie der Entlastung und Unterstützung des Piloten in Hinblick auf Aufgaben wie die Bahnführung mit Hilfe von Navigationssystemen, die automatische Durchführung von Flugmanövern, die Einhaltung von Flugbereichsgrenzen oder die Unterstützung beim Regeln schneller oder schwach stabiler Vorgänge [10]. In diesem Abschnitt soll der klassische Aufbau des Flugführungssystems eines modernen Verkehrsflugzeugs mit Schwerpunkt auf der Integration des Stability Augmentation Systems betrachtet werden. Des Weiteren wird in Abschnitt 2.2.3 die grundlegende Funktionsweise des Flugsteuerungssystems der Boeing 777-F als Beispiel für ein modernes „fly-by-wire“ (FBW) Steuerungssystem vorgestellt.

2.2.1 Architektur des Flugführungssystems

In einem modernen Verkehrsflugzeug kommen verschiedene Arten von Flugreglern mit unterschiedlichen Funktionen zum Einsatz, deren hierarchische Struktur in Form einer Kaskadenregelung in Abbildung 2.3 dargestellt ist. Die Flugzustandsregelung (engl. flight control system, FCS) stellt die innerste Rückführung dar und umfasst die Flugeigenschaftsregler bzw. Dämpfungsregler zur Beeinflussung der Flugeigenschaften in Hinblick auf das Steuerverhalten und die Stabilität des Flugzeugs (Stability Augmentation System) sowie Lageregler zur Einhaltung eines Flugzustands bzw. einer Flugzeuglage im Raum. Die Flugbahnregelung (engl. flight guidance system, FGS) der nächsten Rückführungsebene umfasst die Automatisierung der Bahnführung und somit die klassischen Funktionen des Autopiloten eines Verkehrsflugzeugs, beispielsweise die Einnahme und Einhaltung einer Sollbahngröße wie der Höhe oder Geschwindigkeit. In der äußersten Rückführung sind die Regler des Flugmanagement-Systems (engl. flight management system, FMS) angeordnet, welche eine unterstützende Funktion bei Aufgaben wie der Navigation, Flugoptimierung oder Flugüberwachung besitzen [10, 13].

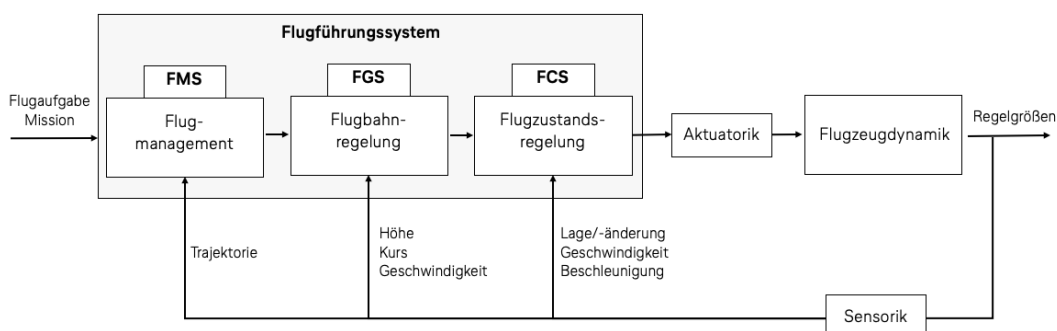


Abbildung 2.3: Architektur des Flugführungssystems (in Anlehnung an [10, 13])

In Tabelle 2.3 sind die wesentlichen Aufgaben der verschiedenen Flugregelungssysteme zusammengefasst. Der Gierdämpfer ist Bestandteil des Stability Augmentation Systems und somit der Flugzustandsregelung der innersten Rückführungsebene. Die Regelungssysteme der

äußeren Rückführungen wie der Autopilot werden demnach auf Basis des durch die Regler des SAS erreichten dynamischen Verhaltens des Flugzeugs optimiert. Im nächsten Abschnitt sollen die typischen SAS-Funktionen eines modernen Verkehrsflugzeugs vorgestellt werden.

Tabelle 2.3: Regelsysteme des Flugführungssystems

	FCS Flight Control System	FGS Flight Guidance System	FMS Flight Management System
System	Dämpfer SAS Vorgaberegler CSAS	Autopilot Lenkregler AFCS	Navigationsregler
Aufgabe	Stabilisierung Lageregelung	Flugbahn einnehmen/halten	Flugmanagement Missionssteuerung

2.2.2 Stability Augmentation

Die Flugregelungssysteme zur Erhöhung der Stabilität und Verbesserung der Flugeigenschaften eines Luftfahrzeugs werden als Stability Augmentation Systeme oder auch Dämpfungsglieder bezeichnet. Durch die künstliche Erhöhung der Eigendämpfung der Bewegung dienen die Regler des SAS dazu, dem Flugzeug im gesamten Betriebsbereich akzeptable Flugeigenschaften und dynamische Stabilität zu verleihen [3]. Als wesentliche Systeme moderner Verkehrsflugzeuge zur Verbesserung des Eigenverhaltens der Längs- und Seitenbewegung nennt *Moormann* [13] den Nickdämpfer, Gierdämpfer sowie Rolldämpfer zur Beeinflussung der jeweiligen Eigenschwingungsformen. Das grundlegende Funktionsprinzip eines SAS Reglers basiert auf der Rückführung der Bewegungsgrößen über Signale von Bewegungssensoren zur Ansteuerung der entsprechenden Kontrollflächen des Flugzeugs und ist in Abbildung 2.4 (a) für ein Flugzeug mit mechanischem Flugsteuerungssystem dargestellt [7].

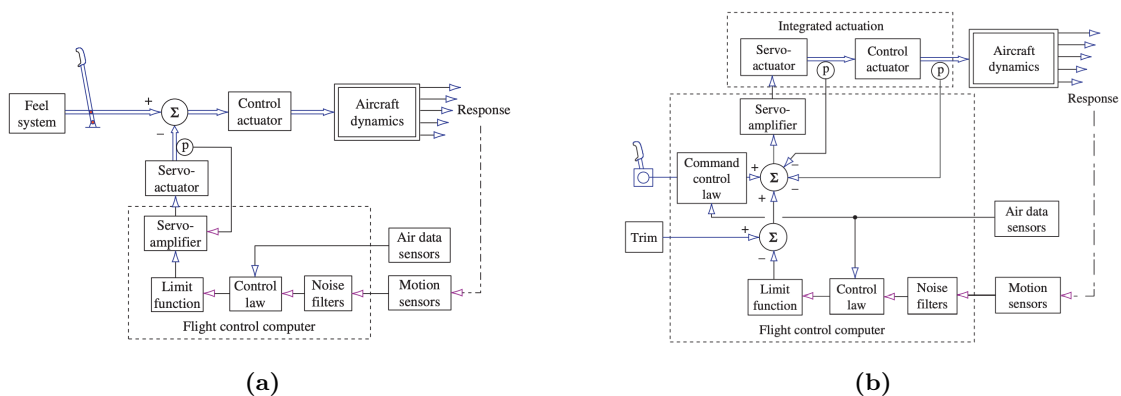


Abbildung 2.4: Aufbau eines Stability Augmentation Systems (a) mechanisch (b) FBW

Das wesentliche Element des Dämpfungssystems ist das Regelungsgesetz (engl. control law) des SAS mit Schnittstelle zu Atmosphärendaten-Sensoren, da die Verstärkungsfunktionen je nach Flugreferenzzustand variieren. Zwischen den Bewegungssensoren und dem Regelungsgesetz des SAS werden vielfach Mittel zur Rauschfilterung (engl. noise filters) eingesetzt, um durch die Interferenz der strukturellen Elastizität verursachte fehlerhafte Sensorsignale her-

auszufiltern. Außerdem wird durch Implementierung einer Begrenzungsfunktion (engl. limit function) die Autorität des SAS bezüglich der Amplitude des kommandierten Kontrollflächenausschlags begrenzt. Die Komponenten des Servo-Verstärkers (engl. servo-amplifier) und Servo-Aktuators (engl. servo-actuator) bilden die Schnittstelle des SAS zum (mechanischen) Flugsteuerungssystem, der Kontrollflächen-Aktuator (engl. control actuator) bildet die Dynamik der Aktuatoren des Flugsteuerungssystems im Vorwärtszweig des SAS Regelkreises ab [7]. In modernen Verkehrsflugzeugen wie der Boeing 777-F werden im Gegensatz zu den älteren rein mechanischen Systemen vielfach elektrische fly-by-wire Flugsteuerungssysteme eingesetzt. Laut *Cook* [7] bleibt die innere Rückführung des SAS davon unbeeinflusst, die wesentlichen Unterschiede beziehen sich auf die Steuerflächen-Aktuatorik. Der Aufbau eines FBW Stability Augmentation Systems ist zum Vergleich in Abbildung 2.4 (b) dargestellt. Für weiterführende Informationen zur Funktion und Architektur von Stability Augmentation Systemen wird auf die Literatur von *Nelson* [3] oder *Cook* [7] verwiesen.

2.2.3 Flugsteuerungssystem der Boeing 777-F

Das Flugsteuerungssystem umfasst nach Definition der amerikanischen Air Transport Association (ATA) „Einheiten und Komponenten, die eine manuelle Steuerung der Flugzeuglage ermöglichen“ [14] um das Flugzeug in der gewünschten Fluglage zu halten. Zu diesem Zweck ist das Flugzeug mit beweglichen Flächen an Flügeln und Leitwerken ausgestattet, wobei zwischen dem primären Flugsteuerungssystem zur Regelung der Fluglage bestehend aus Querrudern (engl. ailerons/flaperons), Seitenruder (engl. rudder), Höhenleitwerk (engl. horizontal stabilizer), Höhenruder (engl. elevator) und Störklappen (engl. spoiler) sowie dem Hochauftriebssystem zur Änderung der Flugzeugkonfiguration für verschiedene Flugphasen unterschieden wird. Das primäre Flugsteuerungssystem der Boeing 777-F ist in Abbildung 2.5 dargestellt und umfasst per Definition die gesamte Signalkette bestehend aus Steuerorganen, Flugsteuerungsrechner mit Flugregelgesetzen, Übertragungselementen, Kraftverstärker, Aktuatoren und Positionsgebern an den Steuerflächen [15].

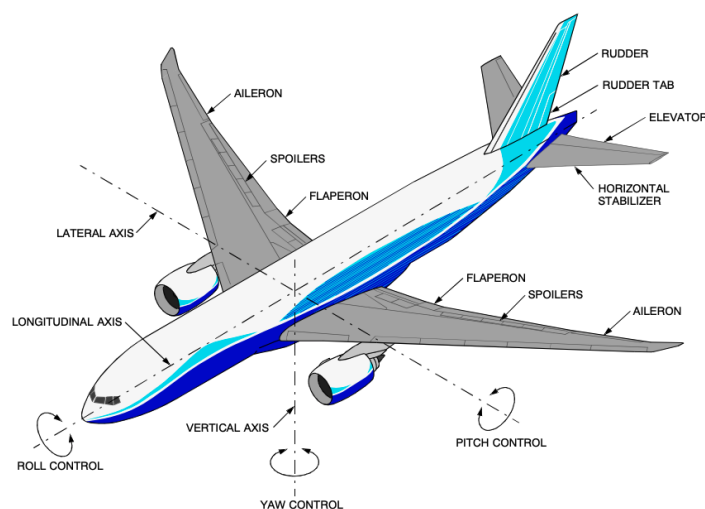


Abbildung 2.5: Steuerflächen des primären Flugsteuerungssystems der Boeing 777-F [16]

Das Flugsteuerungssystem der Boeing 777-F kann zudem hinsichtlich der technischen Realisierung als irreversibles Steuerungssystem charakterisiert werden, da eine Kraft des Piloten an den Steuerorganen Kräfte an den Steuerflächen verursacht, jedoch umgekehrt die Kräfte an den Steuerflächen nicht direkt eine Kraft an den Steuerorganen bewirken. Das System ist mit Aktuatoren ausgestattet, welche die Kräfte an den Steuerflächen unabhängig von der Kraft des Piloten am Steuerorgan aufbringen können [15].

Aufgrund der elektrischen Signalübertragung wird das System der Boeing 777 auch als FBW Steuerungssystem bezeichnet und soll in diesem Abschnitt in Hinblick auf die wesentlichen Funktionsprinzipien und die Steuerung der Seitenbewegung durch das Seitenruder beschrieben werden. Für eine erweiterte Beschreibung und Erklärung von Flugsteuerungssystemen wird auf die angegebene Literatur verwiesen [15, 16].

Die Architektur des primären Flugsteuerungssystems der Boeing 777-F ist in Abbildung 2.6 dargestellt. Im manuellen Betrieb werden die mechanischen Eingaben des Piloten über die Steuerorgane von Wegaufnehmern in analoge elektrische Signale gewandelt und an die vier Aktuator-Steuerungscomputer „Actuator Control Electronics“ (ACE) geleitet. Die vier ACE Computer wandeln das analoge Signal der Wegaufnehmer in ein digitales Eingangssignal für die drei „Primary Flight Computer“ (PFC) des Systems. Die PFCs enthalten als Flugsteuerungsrechner die Regelgesetze und berechnen basierend auf diesen und unter Berücksichtigung der „Flight Envelope Protection“-Funktion die Steuerbefehle für die Steuerflächen des Flugzeugs. Dabei besitzen die PFCs verschiedene Schnittstellen zu anderen Systemen (ADIRU/SAARU/AFDC), unter anderem zum Austausch von Flugdaten und Empfang von Eingaben des Autopiloten, welche wie die Steuereingaben des Piloten behandelt und mit diesen summiert werden. Nach Berechnung des Steuerflächenausschlags durch den PFC ist es die Aufgabe der ACE das digitale Signal wieder in ein analoges für die „Power Control Units“ (PCU) an den Aktuatoren der Steuerflächen umzuwandeln. Die PCUs bestehen aus einem hydraulischen Aktuator, einem elektrohydraulischen Servoventil, welches bei Steuerinput den Aktuator dazu veranlasst die Steuerfläche zu bewegen und einem Wegaufnehmer zur Messung und Rückführung der Steuerflächenposition an den Steuerungscomputer [16].

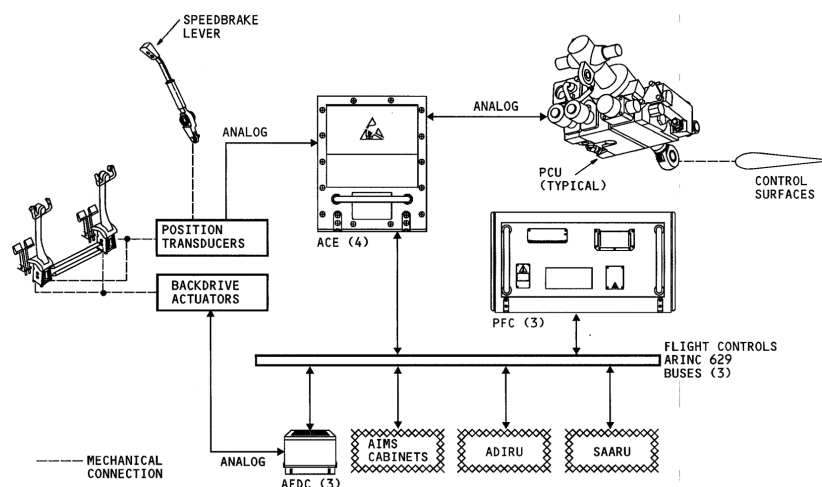


Abbildung 2.6: Architektur des Flugsteuerungssystems der Boeing 777-F [16]

Das Regelgesetz für die Gierachse „Yaw Control Law“ umfasst die Funktionen des Gierdämpfers, der Kurvenkoordination (engl. turn coordination) sowie die Änderung des Übersetzungsverhältnisses für einen Ausschlag des Seitenruders abhängig von der Fluggeschwindigkeit (engl. rudder ratio changer). Die Berechnung der Steuereingaben für das Seitenruder zur Steuerung der Flugzeugbewegung um die vertikale Achse basierend auf diesen Funktionen wird ebenfalls durch die PFCs übernommen. Weitere Funktionen des Regelgesetzes für die Gierachse sind ein System zur Unterdrückung der Flugzeugantwort auf die Auswirkungen von Böen (engl. gust suppression system), die Funktion zur Kompensation von asymmetrischem Triebwerksschub (engl. thrust asymmetry compensation) oder die Kopplung von Steuereingaben durch Pedal und Steuerhorn beim Kurvenflug mit Hängewinkel (engl. wheel-rudder crosstie function) [17]. Das primäre Flugsteuerungssystem der Boeing 777-F besitzt drei Betriebsmodi (normal/secondary/direct). Das System befindet sich im Modus „normal“ wenn die erforderlichen Flugdaten für die Funktion der ACEs und PFCs zur Verfügung stehen, demnach sind in diesem Modus alle Regelgesetze, Funktionen und auch der Autopilot betriebsbereit. In den Modus „secondary“ wechselt das System bei Erkennung des Verlustes von wichtigen Flugdaten über die Schnittstellen und schränkt in diesem Betriebszustand die Funktion der Regelgesetze sowie des Autopiloten stark ein. Die PFCs mit den enthaltenen Regelgesetzen und Funktionen werden im Modus „direct“ gar nicht verwendet, stattdessen werden die Steuereingaben des Piloten von den ACEs direkt an die PCUs der Aktuatoren an den Steuerflächen geleitet [16].

2.3 Grundlagen der numerischen Strömungsmechanik

Die Berechnung der Umströmung eines Flugzeugs und Ermittlung der angreifenden Kräfte und Momente zur Ableitung der aerodynamischen Derivative basiert aufgrund ihrer Komplexität auf rechnergestützten numerischen Methoden der Strömungsmechanik. Das Gebiet der „Computational Fluid Dynamics“ (CFD) ist sehr umfangreich und in dieser Arbeit können nur einige Grundlagen beschrieben werden, die für den Anwender einer CFD Software im Kontext einer ingenieurwissenschaftlichen Fragestellung relevant sind. Für eine weiterführende Darstellung der Theorie zur numerischen Strömungsmechanik wird auf die angegebene Literatur verwiesen [18, 19, 20, 21].

2.3.1 Erhaltungsgleichungen

Die Strömung eines Newtonschen Fluids lässt sich allgemein durch die Navier-Stokes-Gleichungen beschreiben, welche die Erhaltungssätze für Masse, Impuls und Energie darstellen. Diese lassen sich in der konservativen Differentialform für ein kartesisches Koordinatensystem unter Verwendung der Einsteinschen-Summationskonvention wie folgt darstellen [18].

1. Massenerhaltung

$$\frac{\partial p}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_k)}{\partial x_k} = 0 \quad (2.31)$$

2. Impulserhaltung

$$\frac{\partial(\rho u_i)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_k u_i)}{\partial x_k} = \frac{\partial \tau_{ik}}{\partial x_k} - \frac{\partial p}{\partial x_i} \quad (2.32)$$

3. Energieerhaltung

$$\frac{\partial}{\partial t} \left[\rho \left(e + \frac{1}{2} u_i u_i \right) \right] + \frac{\partial}{\partial x_k} \left[\rho u_k \left(h + \frac{1}{2} u_i u_i \right) \right] = \frac{\partial}{\partial x_k} (\tau_{ik} u_i) - \frac{\partial q_k}{\partial x_k} \quad (2.33)$$

mit

- $u_{i,k}$ - Komponente des Geschwindigkeitsvektors
- τ_{ik} - viskose Spannungen
- h - innere Enthalpie
- e - innere Energie
- q_k - Wärmestrom

Die Navier Stokes Gleichungen liefern mehr Unbekannte als Gleichungen zur Lösung vorhanden sind. Aus diesem Grund müssen weitere physikalische Zusammenhänge zur Schließung des Gleichungssystems herangezogen werden, wie die thermodynamische Zustandsgleichung für ideale Gase, die Annahme eines kalorisch perfekten Gases, das Gesetz von Sutherland oder die isentrope Zustandsänderung eines idealen Gases [18].

Auch unter Verwendung dieser zusätzlichen Gleichungen stellen die Navier-Stokes-Gleichungen

ein System aus gekoppelten und nicht-linearen partiellen Differentialgleichungen dar, für die nur in wenigen einfachen Spezialfällen eine analytische Lösung existiert. Die numerische Strömungsmechanik hat sich mit der technologischen Entwicklung von Computern zur Ergänzung der Methoden von Theorie und Versuch als Fachgebiet zur Analyse von Strömungen entwickelt. Der grundlegende Charakter der Methode besteht in der Approximation der Differentialgleichungen unter Anwendung einer Diskretisierungsmethode, die unterstützt durch einen Computer zu einer numerischen Näherungslösung des Strömungsproblems führt. Die Genauigkeit dieser Lösung hängt stark von der Modellbildung und Diskretisierung ab und beinhaltet Ergebnisse für die Strömungsgrößen an diskreten Stellen des Strömungsfelds [19].

2.3.2 Elemente einer numerischen Lösungsmethode

Nachfolgend sollen die wesentlichen Komponenten einer numerischen Lösungsmethode in kurzer Form vorgestellt werden, sodass eine bessere Einordnung der Eigenschaften der in dieser Arbeit durchgeführten CFD-Simulationen erfolgen kann. Die Unterteilung und Beschreibung orientiert sich an der Literatur von *Ferziger* [19], die neben den anderen angegebenen Literaturverweisen für weiterführende Informationen und Erklärungen herangezogen werden sollte.

1. Mathematisches Modell

Das mathematische Modell beschreibt die verwendeten fluiddynamischen Grundgleichungen, wobei die zuvor eingeführten Navier-Stokes-Gleichungen die unvereinfachte und allgemeinste Form der Beschreibung eines Strömungsfelds darstellen. Simulationen unter Anwendung der vollständigen Navier-Stokes-Gleichungen werden als *direkte numerische Simulation (DNS)* bezeichnet. Daneben stellt die Methode der *Grobstruktursimulation (LES)* (engl. large eddy simulation) eine Vereinfachung dar, da große Wirbelstrukturen direkt berechnet bzw. simuliert werden jedoch kleine Wirbelstrukturen durch Modelle abgebildet werden. Daneben können auch die *Reynolds-gemittelten Navier-Stokes-Gleichungen (RANS-Gleichungen)* zur Approximation turbulenter Strömungen verwendet werden. Die Methode verwendet das Prinzip der Zerlegung der Strömungsgrößen in einen Mittelwert und einen zeitlichen Schwankungswert. Durch diese Reynolds-Mittelung entstehen zusätzliche Termen in den Gleichungen, die sogenannten „Reynolds-Spannungen“, welche durch die Ergänzung von Turbulenzmodellen beschrieben werden. Es existieren verschiedene Turbulenzmodelle für unterschiedliche Anwendungsfälle. In der Industrie sind besonders die sogenannten Wirbelviskositätsmodelle wie das $k - \epsilon$, $k - \omega$ oder Shear-Stress-Transport (SST) Modell von Relevanz [21].

2. Diskretisierungsmethode

Die Diskretisierungsmethode legt das Verfahren zur Approximation der Differentialgleichungen durch algebraische Gleichungen fest. Es wird hauptsächlich zwischen den drei gleichwertigen Methoden der Finiten-Differenzen (FD), Finiten-Volumen (FV) und Finiten-Elementen (FE) unterschieden.

3. Rechennetz

Neben den Differentialgleichungen muss auch das Rechengebiet geometrisch eingeteilt werden, sodass die Werte der Strömungsvariablen abhängig von der Diskretisierungsmethode in definierten Punkten oder Zellen berechnet werden können. Es werden verschiedene Netztopologien unterschieden: strukturiert, blockstrukturiert, unstrukturiert, hybrid und Chimera.

4. Lösungsmethode

Abhängig vom betrachteten Strömungsproblem muss eine geeignete Lösungsmethode gewählt werden, um das nichtlineare algebraische Gleichungssystem iterativ mit einem Computer lösen zu können. Die numerische Lösungsmethode muss verschiedene Eigenschaften erfüllen, wie die Konsistenz, welche fordert, dass die Diskretisierung für immer feiner werdende Rechennetze bei einem Gitterabstand von Null exakt wird. Die Differenz zwischen der diskretisierten Gleichung und der exakten Gleichung wird als Abbruchfehler bezeichnet. Des Weiteren muss die Lösungsmethode stabil sein, was bedeutet, dass die während des Lösungsfortschritts auftretenden Fehler beschränkt bleiben und nicht angefacht werden, sodass die Lösungen der verschiedenen Iterationen nicht divergieren. Daneben beschreibt die Eigenschaft der Konvergenz den Übergang der Lösung der diskretisierten Gleichungen in die Lösung der exakten Differentialgleichungen bei unendlich kleinen Gitterabständen.

3 Reduzierung des Strömungswiderstands durch Riblets

Der Strömungswiderstand eines Flugzeugs lässt sich auf der elementarsten Ebene in die Anteile aus Reibungswiderstand und Druckwiderstand unterscheiden. Der Druckwiderstand folgt dabei aus der Druckverteilung eines umströmten Körpers aufgrund der Normalspannungen an der Körperoberfläche und der Reibungswiderstand resultiert aus den Schubspannungen bzw. Tangentialspannungen, die aufgrund der Viskosität bzw. Zähigkeit des Fluids in Wechselwirkung mit der Oberfläche eines umströmten Körpers entstehen [22]. Diese Reibungskräfte sind bei großen Reynoldszahlen jedoch nur in einer dünnen, körpernahen Grenzschicht von Relevanz, in welcher die Fluidelemente aufgrund der wirkenden Zähigkeitskräfte abgebremst werden. Innerhalb dieser Grenzschicht werden zwei verschiedene Strömungszustände unterschieden, die laminare und turbulente Grenzschichtströmung. Die Art der Grenzschicht ist bestimmend für den Reibungswiderstand und das Ablöseverhalten der Strömung, so bildet sich bei der Umströmung eines Körpers zunächst eine laminare Grenzschicht aus, welche anschließend über verschiedene Stadien in eine turbulente Strömung übergeht. Eine turbulente Grenzschicht verursacht aufgrund ihrer komplexen Eigenschaften höhere Wandschubspannungen und damit verbunden einen größeren Reibungswiderstand als eine laminare Grenzschicht [23]. Verschiedene Methoden zur Reduzierung des Reibungswiderstands eines umströmten Körpers setzen entweder an der Verschiebung des laminar-turbulenten Grenzschichtumschlags an, um eine länger oder sogar gänzlich laminar bleibende Grenzschichtströmung zu erreichen oder an möglichen Mechanismen zur Reduzierung der Wandschubspannung in turbulenten Grenzschichtströmungen [24].

Die der Oberflächenstruktur einer Haifischhaut nachgeahmten Riblet-Strukturen (kurz als „Riblets“ bezeichnet) stellen eine stromlinienförmige Mikrostrukturierung dar, welche die wandnahe viskose Unterschicht der turbulenten Grenzschichtströmung beeinflusst [25]. Dabei können zwei Wirkprinzipien der Mikrostrukturen unterschieden werden, welche eine grundlegende Erläuterung der physikalischen Vorgänge innerhalb der turbulenten Grenzschicht voraussetzen. Die viskose Unterschicht der turbulenten Grenzschicht ist durch die Existenz von Wirbeln gekennzeichnet, deren Rotationsachse der mittleren Strömungsrichtung entspricht. In der Translations- und Rotationsbewegung dieser Wirbel entlang der Oberfläche treten auch zufällige Querbewegungen zur lokalen Strömungsrichtung auf, aufgrund welcher die Wirbel durch Zusammenstöße mit anderen Wirbeln interagieren und von der Oberfläche weg in äußere Schichten der turbulenten Grenzschicht transportiert werden. Die Interaktion durch Zusammenstöße, die Vergrößerung der Wirbel und der Transport in die äußere Grenzschicht sind Formen der Impulsübertragung und bedeutende Faktoren für den viskosen Strömungswiderstand [26].

In der Untersuchung des widerstandsreduzierenden Effekts der Riblets können zwei Wirkprinzipien der Mikrostrukturen unterschieden werden. Zunächst zeigt sich aufgrund der Ribletgeometrie eine bessere Lenkung der Strömung längs zur Oberfläche des Körpers und eine Unterdrückung der dreidimensionalen Wirbelbewegung und Ausbreitung quer zur lokalen Strömungsrichtung (vgl. Abbildung 3.1). Wird die Interaktion und Ausbreitung rotierender Wirbel in der viskosen Unterschicht bzw. aus der unteren in höhere Schichten der Grenzschicht reduziert, verringert sich auch der dadurch entstehende Impulsverlust und somit der

viskose Widerstand [26]. Die Ausrichtung der Ribletgeometrie zur lokalen Strömungsrichtung stellt einen wesentlichen Einflussparameter für diesen Effekt dar.

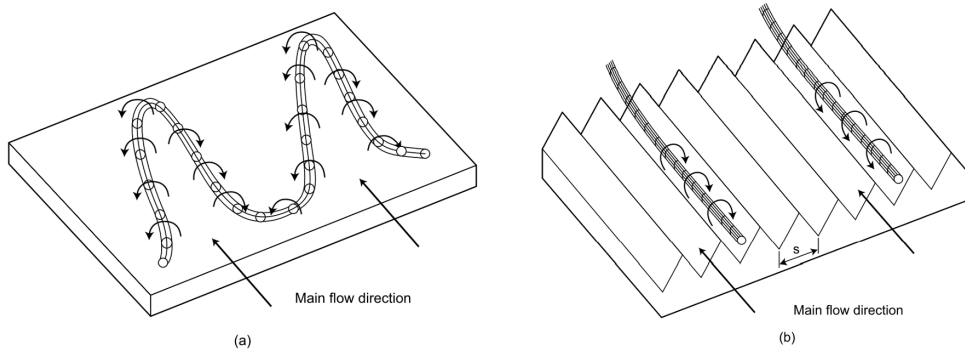


Abbildung 3.1: Wirbelbewegung (a) dreidimensionale Wirbel auf hydraulisch glatter Platte (b) unterdrückte Wirbelbildung durch Riblets [24]

Des weiteren verringern die Riblets aufgrund ihrer Geometrie die Auflagefläche der Wirbel und heben sie von der Oberfläche ab, sodass diese hauptsächlich mit den Spitzen der Riblets interagieren jedoch nicht mehr mit der gesamten Oberfläche. So ist weniger Oberfläche des Strömungskörpers den durch die Wirbel verursachten hohen Geschwindigkeiten und somit großen Schubspannungen ausgesetzt. Dieser Effekt ist wiederum von den Design-Parametern der Riblets wie dem Spitzenabstand s und der Riblethöhe h abhängig und kann gegenteilig auch zu einer Erhöhung des Widerstands führen [26, 27].

In Abbildung 3.2 sind drei verschiedene symmetrische zweidimensionale Riblet-Geometrien dargestellt, die bereits ausführlich bezüglich ihrer widerstandsreduzierenden Eigenschaften erforscht sind. Charakteristisch für die Untersuchung verschiedener Geometrien ist die Variation des dimensionslosen Spitzenabstands s^+ , der auch als Ribletreynoldszahl bezeichnet wird.

$$s^+ = \frac{s \cdot u_\tau}{\nu} \quad (3.1)$$

mit der Wandschubspannungsgeschwindigkeit

$$u_\tau = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}} \quad (3.2)$$

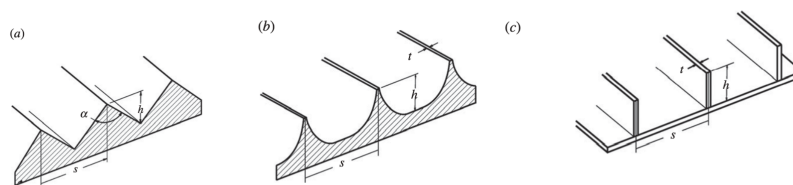


Abbildung 3.2: Ribletgeometrien (a) Sägezahnstruktur (b) Bogenstirnstruktur (c) Lamellenstruktur [26]

Anhand der Riblet Reynoldszahl lässt sich die Wandschubspannungsreduktion bei Änderung der Strömungsgeschwindigkeit darstellen und ermöglicht den Vergleich der Ergebnisse von Untersuchungen bei unterschiedlichen Umgebungsbedingungen [26]. In Abbildung 3.3 sind Kurven für die Wandschubspannungsreduktion bei Variation der Riblet Reynoldszahl für Konfigurationen verschiedener Ribletgeometrien dargestellt.

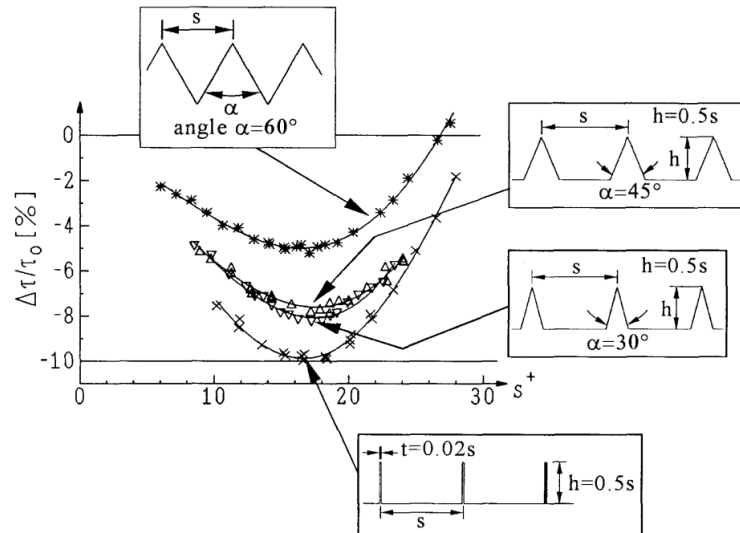


Abbildung 3.3: Widerstandsreduzierung durch verschiedene Ribletgeometrien [28]

Die Ergebnisse von *Bechert et al.* [28] zeigen für die Lamellenstruktur die größte mögliche lokale Wandschubspannungsreduktion von bis zu 9.9% und für die klassische Sägezahnstruktur im Vergleich deutlich geringere Effekte. Zudem geht aus diesen Untersuchungen hervor, dass es für die Riblets optimale Strömungsbedingungen gibt, bei denen die größte Widerstandsreduzierung zu erwarten ist und dieser Effekt im Off-Design abnimmt oder sich sogar umkehren kann.

Die Erforschung und Erprobung verschiedener Ribletgeometrien und Variation der Designparameter ist Bestandteil einer Vielzahl von Untersuchungen über deren Ergebnisse *Dean und Bushan* [26] eine Übersicht geben und optimale Ribletgeometrien ableiten. Die Applikation von Riblets auf Flugzeugen zur Steigerung der wirtschaftlichen Leistung sowie Verbesserung der ökologischen Aspekte der Luftfahrt wurde bereits 1986 durch das Langley Research Center der NASA [25] experimentell im Windkanal untersucht mit dem Ergebnis einer Reduzierung des lokalen viskosen Widerstands von 8 bis 10% verbunden mit einer abgeschätzten Reduzierung des Gesamtwiderstands bei Applikation auf Rumpf und Tragflächen von bis zu 4%. Anhand eines Windkanalmodells der Dornier Do 328 konnten *van der Hoeven und Bechert* [29] mit einer Beklebung von 82% der Gesamtfläche eine Reduzierung des Widerstands von 2-3% bestätigen. Außerdem konnte eine geringfügige Erhöhung des Auftriebs nachgewiesen werden, da die Riblets durch eine Beeinflussung der Geschwindigkeitsprofile in der Grenzschicht auch einen Einfluss auf die Dicke der Grenzschicht besitzen. So erhöht sich durch den Riblet-Effekt auf aerodynamischen Flächen des Flugzeugs die effektive Wölbung der Profile, welche in einer Beeinflussung des Auftriebs resultiert. Die Durchführung und Ergebnisse von Flugstests, die durch den Flugzeughersteller Airbus anhand eines A320 bereits 1989 durchgeführt wurden beschreibt *Szodruch* [30]. Durch eine Beklebung von 70% der Flugzeugoberfläche

konnte anhand des Flugtestprogramms eine Reduzierung des Gesamtwiderstands von ungefähr 2% nachgewiesen werden.

Weiterführende Forschung und Entwicklung zur Widerstandsreduzierung von Verkehrsflugzeugen durch Riblets der Lufthansa Technik in Kooperation mit der BASF resultierte in der luftrechtlichen Zertifizierung einer Riblet-Folie für die Muster der Boeing 777-300ER und 777-F im Jahr 2022, die als Retrofit auf große Bereiche des Rumpfes und die Nacelles der Triebwerke appliziert wird. Durch die Riblet-Modifikation werden der Treibstoffverbrauch und die Emissionen des Flugzeugs um 1% gesenkt, wobei in der maximalen Ausbaustufe der Modifikation (Vollbeklebung mit Tragflächen) von bis zu 3% Widerstandsreduzierung auszugehen ist [31].

4 Aerodynamische Voruntersuchung

In diesem Kapitel wird die Ermittlung der Eingangsdaten für die Modellierung der dynamischen Seitenbewegung der Boeing 777-F beschrieben. In Abschnitt 4.1 werden die durchgeführten Strömungssimulationen zur Berechnung der statischen aerodynamischen Derivative und Steuerderivative des Seitenruders sowie zur Ermittlung des Effekts der Riblet-Modifikation beschrieben. Die Abschätzung der dynamischen Derivative auf Basis von Literaturdaten wird in Abschnitt 4.2 dargestellt. Für die Untersuchung der dynamischen Seitenbewegung werden zudem die Trägheitsmomente des Flugzeugs benötigt, deren Berechnung auf Basis einer durchgeführten Massenabschätzung in Abschnitt 4.3 erläutert wird.

4.1 Numerische Simulationen

In diesem Abschnitt werden die durchgeführten numerischen Strömungssimulationen zur Ableitung der aerodynamischen Derivative der Boeing 777-F beschrieben. Aus den durchgeführten Berechnungen sollen die statischen aerodynamischen Derivative für Seitenkraft, Giermoment und Rollmoment in Abhängigkeit der Änderung des Schiebewinkels sowie die Derivative in Abhängigkeit eines Ausschlags des Seitenruders ermittelt werden (vgl. Tabelle 2.2). Außerdem soll der Effekt der Riblet-Modifikation auf die aerodynamischen Derivative untersucht werden. Dazu wird zunächst das für die Simulationen verwendete Basismodell der Boeing 777-F vorgestellt und die Anpassung des Rechennetzes für zwei verschiedene Ausschläge des Seitenruders beschrieben. Des Weiteren werden die zu untersuchenden Referenzzustände definiert sowie die Randbedingungen und verwendeten Solvereinstellungen festgelegt. Im Anschluss daran wird die Methodik zur Auswertung der aerodynamischen Derivative sowie des Riblet-Effekts und die daraus abgeleiteten Ergebnisse der Simulationen vorgestellt.

Die Simulationen werden mit dem kommerziellen CFD Strömungslöser *ANSYS CFX 2022 R2* durchgeführt, welcher die Reynolds-gemittelten-Navier-Stokes-Gleichungen zur Berechnung des Strömungsfeldes verwendet und eine Auswahl an verschiedenen Turbulenzmodellen bereitstellt [32]. Zur blockstrukturierten Vernetzung des Rechengebiets wird die Software *ANSYS ICEM CFD 2022 R1* verwendet.

4.1.1 Flugzeugmodell der Boeing 777-F

Die Boeing 777-F ist die Frachterversion des zweistrahligen Langstreckenflugzeugs des amerikanischen Herstellers Boeing. Die Daten der Flügelfläche, Spannweite sowie mittleren aerodynamischen Flügeltiefe, die für die Berechnung der aerodynamischen Derivative als Referenzdaten dienen, sind in Tabelle 4.1 angegeben [33].

Tabelle 4.1: Referenzdaten der Boeing 777-F [33]

Parameter	Einheit	Wert
Flügelfläche (S)	m^2	427.8
Spannweite (b)	m	64.8
mittlere aerodynamische Flügeltiefe (MAC)	m	7.0739

In Abbildung 4.1 ist die Geometrie des Flugzeugs mit dem zur Auswertung der Simulationsergebnisse verwendeten flugzeugfesten Koordinatensystem (wie in Abschnitt 2.1.1 definiert) dargestellt. Der Ursprung des Koordinatensystems liegt im Flugzeugschwerpunkt und für das Vorzeichen der Ausschläge von Steuerflächen wird die Konvention verwendet, dass ein negativer Ausschlag einer Steuerfläche ein positives Moment erzeugt.

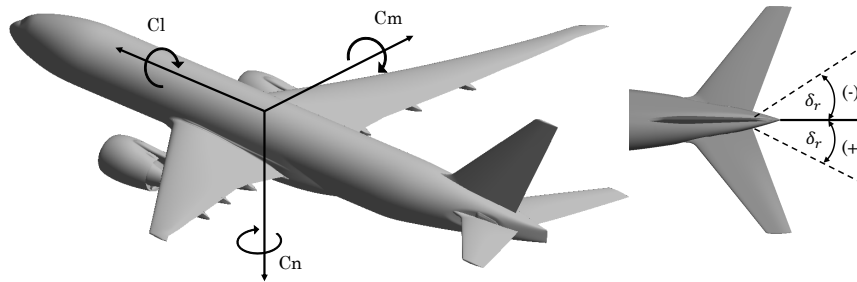


Abbildung 4.1: Koordinatensystem zur Auswertung von Kräften und Momenten

Als Grundlage für die numerischen Simulationen wird ein von der LHT erzeugtes und bereits zur luftrechtlichen Zulassung verwendetes Rechennetz der Boeing 777-F verwendet, welches für die Simulation von Ausschlägen des Seitenruders adaptiert und erweitert wird. Die Geometrie für dieses Basisnetz basiert auf 3D-Scans des Flugzeugs unter Berücksichtigung der Flight Shape des Tragflügels, welche die reale elastische Verformung im Flug darstellt. Das Rechennetz basiert auf der Verwendung von Hexaeder-Elementen, welche für die durchgeführten Simulationen den besten Kompromiss zwischen Genauigkeit und Berechnungsaufwand darstellen und wurde unter Verwendung einer manuellen blockstrukturierten Vernetzungsmethode mit der Software *ICEM CFD* erstellt. Die gesamte Region des Strömungsfelds um das Flugzeug ist dabei in drei Teilvolumina mit individuellen Netzen unterteilt, welche unter Verwendung von „General Grid Interfaces“ (GGI) verbunden werden. Anhand dieser Aufgliederung des Strömungsfelds können lokale Netzverfeinerungen für bestimmte Bereiche mit sehr komplexer Geometrie vorgenommen werden, ohne dass sich diese durch das gesamte Netz fortsetzen und den Rechenaufwand zusätzlich erhöhen. Das Basisnetz der Boeing 777-F wird in die Bereiche des Fernfelds (1), des Flugzeugrumpfes mit den Leitwerken (2) und des Tragflügels mit der Triebwerksbaugruppe (3) unterteilt (vgl. Abbildung 4.2). Außerdem wird nur eine Hälfte des Flugzeugs vernetzt, da für die Strömungssimulationen eine exakte Symmetrie des Strömungsfeldes angenommen wird. Für Simulationen mit einer Anströmung unter Schiebewinkeln wird das Netz an der Symmetrieebene gespiegelt.

Für die Simulation der Ausschläge des Seitenruders wird nachfolgend die Erweiterung des Boeing 777-F Basisnetzes der LHT beschrieben, wobei nur das Teilnetz für den Flugzeugrumpf mit Leitwerken (vgl. (2) in Abbildung 4.2) verändert wird. Die Geometrie des Seitenruders ist im verwendeten Basisnetz der Boeing 777-F zwar hinterlegt, jedoch für die Netzerstellung nicht herausgearbeitet. Zudem handelt es sich bei dem Ausgangsmodell um das Netz für das halbe Flugzeug (Halbmodell), da dieses für Simulationen bei unsymmetrischer Anströmung erst im Setup der CFD Simulation an der Symmetrieebene gespiegelt wird. Die Simulation eines Ruderausschlags bringt jedoch bereits im Schritt der Vernetzung eine Asymmetrie des Flugzeugs mit sich, weshalb prinzipiell mit einem Vollmodell gearbeitet werden muss. Unter Verwendung einer blockstrukturierten Vernetzungsmethode beschreibt das „Blocking“ die Einteilung des Rechengebiets in die verschiedenen Blöcke, in denen wiederum strukturierte Netze erzeugt werden. Für die Abbildung der Details des Seitenruders sowie des Ruder Tabs wird zunächst das Blocking des Ausgangsnetzes im Bereich des Seitenleitwerks durch Einfügen verschiedener Teilungen des Blocks für das Seitenleitwerk angepasst, zudem werden im Modell neue Parts für das Seitenruder wie den Ruder Tab erstellt. Anhand der Parts erfolgt die Identifizierung und Aufgliederung des Rechnernetzes für verschiedene Flugzeugkomponenten, welche nach der Simulation eine detailliertere bzw. auf einzelne Komponenten bezogene Auswertung der Ergebnisse erlaubt.

Anschließend wird das Blocking und die Geometrie des Flugzeug-Halbmodells an der Symmetrieebene gespiegelt. Die Drehachsen für das Seitenruder und den Tab werden mit entsprechenden Koordinatensystemen für die spätere Rotation der Komponenten auf Grundlage von Zeichnungen aus dem „Structural Repair Manual“ (SRM) [33] des Flugzeugherstellers erzeugt. Außerdem wird die Geometrie der Komponenten des Seitenruders und Tabs an der Vorderkante geschlossen und verrundet, sodass bei der Rotation keine offenen Spalte zwischen Ruder und Leitwerk sowie Ruder und Tab entstehen. Spalte zwischen einzelnen Oberflächen der Geometrie erschweren die Netzgenerierung, da das Netz auf Oberflächen projiziert wird und abhängig von der Elementgröße an Stellen mit Spalten auf die nächste dahinterliegende Oberfläche fällt. Im Anschluss daran wird zunächst die Geometrie des Seitenruders und Tabs und anschließend das Blocking im Bereich dieser Komponenten anhand der zuvor erzeugten Rotationsachsen und Koordinatensysteme um den Winkel des Seitenruderausschlags gedreht. Für die Netzerstellung der Ausschläge des Seitenruders mit Tab müssen verschiedene Vereinfachungen im Modell vorgenommen werden. Zunächst werden die Oberflächen von Ruder und Tab am Spalt verschmiert, sodass der entstehende Spalt geschlossen wird. Des Weiteren werden die Oberflächen der beiden Komponenten nach der Rotation im unteren Bereich bis auf die Rumpfoberfläche verlängert, sodass auch an dieser Stelle keine Spalte in der Geometrie entstehen (vgl. Abbildung 4.4). Zudem wird das in Abbildung 4.3 dargestellte Gegengewicht an der Oberkante des Seitenruders vernachlässigt. Die getroffenen Vereinfachungen in der Netzerstellung stellen einen notwendigen Kompromiss zwischen Genauigkeit und dem Aufwand für die Netzerstellung dar. Außerdem muss berücksichtigt werden, dass der Effekt der Riblets auf die Derivative in einer vergleichenden Betrachtungsweise untersucht wird und die Vereinfachungen daher einen geringeren Effekt auf die Simulationsergebnisse besitzen.

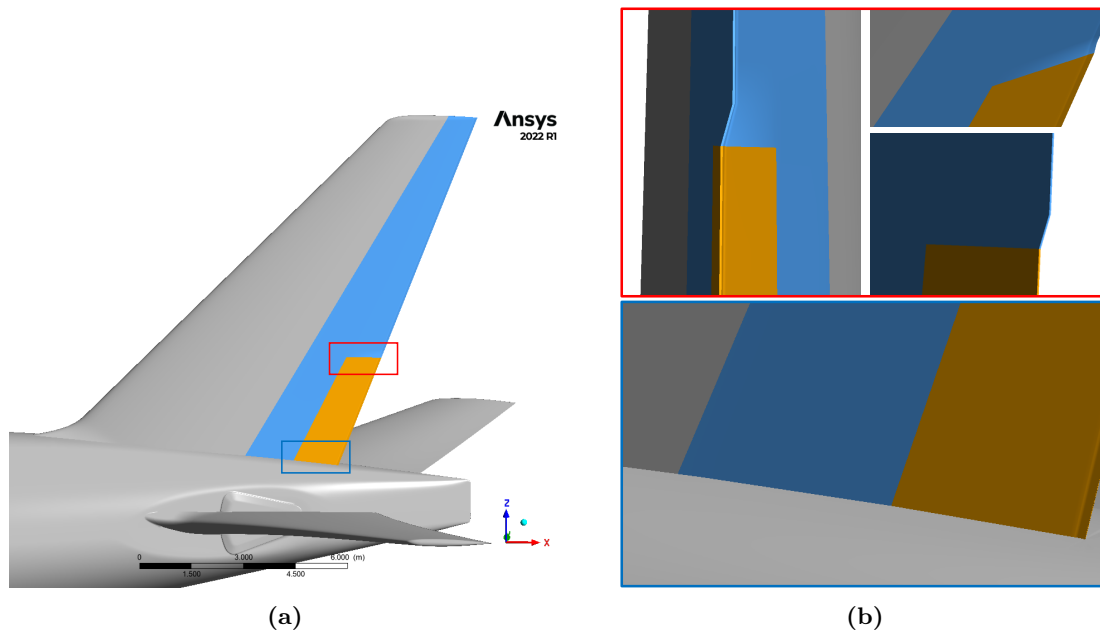


Abbildung 4.4: Vereinfachung der Geometrie des Seitenruders

Zur Ableitung der aerodynamischen Derivative ist die Simulation von zwei verschiedenen Ruderausschlägen notwendig, für die in dieser Arbeit untersuchten Referenzzustände werden die Seitenruderausschläge $\delta_r = 2^\circ$ und $\delta_r = 4^\circ$ gewählt. Anhand des zuvor beschriebenen Vorgehens und der getroffenen Annahmen werden für die zwei Steuerflächenausschläge adaptierte Rumpfnetze der Boeing 777-F erzeugt. Für die Auflösung des Netzes erfolgt eine Orientierung an der Feinheit des Basisnetzes und es werden lediglich kleine Anpassungen bezüglich der Zellanzahl und der Abstände im Bereich des Seitenleitwerks vorgenommen. Für diese Anpassung des Basisnetzes ist keine Konvergenzstudie notwendig, da die Änderungen am Netz als gering angesehen werden können und bereits das Basisnetz der Boeing 777-F diesbezüglich untersucht und von der LHT für die luftrechtliche Zulassung verwendet wird. Es ist jedoch erforderlich die Rechnetze hinsichtlich verschiedener Qualitätskriterien zu überprüfen. Die Beurteilung erfolgt anhand der von Ansys empfohlenen Anforderungen an die Netzqualität für ein optimales Konvergenzverhalten. In Tabelle 4.2 sind die erreichten Qualitätseigenschaften der erzeugten Netze für die Ruderausschläge der Boeing 777-F im Vergleich zu den Vorgaben angegeben. Die Netzqualität wurde besonders in Bezug auf den Netzbereich des Seitenleitwerks untersucht. Der geringe prozentuale Anteil an Zellen, welche die Anforderungen für den minimalen und maximalen Winkel nicht erfüllen, befindet sich nicht im adaptierten Bereich des Seitenleitwerks, sondern an Stellen mit sehr komplexer Geometrie am Flügel-Rumpf-Übergang sowie Höhenleitwerk. In einigen Bereichen des Flugzeugs ist der Aufwand in Bezug auf Vernetzungszeit und -auflösung zu groß, um die vorgegebenen Kriterien zu erfüllen bzw. aus geometrischen Gründen nicht möglich. Im oberen Bereich der Hinterkante des Seitenruders existieren wenige Zellen, für welche die Anforderung an den maximalen Verdrehwinkel durch die geometrisch vorgegebene sehr geringe Hinterkantendicke nicht eingehalten werden kann. Aufgrund der geringen Anzahl an Zellen, welche das Qualitätskriterium nicht erfüllen kann eine Beeinflussung der Lösung jedoch als sehr unwahrscheinlich angesehen werden.

Tabelle 4.2: Netzqualität - Adaptierte Rumpfnetze für Seitenruderausschläge

Qualitätskriterium	Anforderung	Ruder 2°		Ruder 4°	
	Ansys [32]	1	2	1	2
min Winkel	$> 18^\circ$	13.7°	0.001 %	13.7°	0.001 %
max Winkel	$< 162^\circ$	166°	0.001 %	166°	0.001 %
max Verdrehwinkel	$< 162^\circ$	164°	$< 0.001 \%$	164°	$< 0.001 \%$
min Wert Determinante 3x3x3	> 0.2	0.2	-	0.2	-

1 - Qualität des schlechtesten Elements

2 - Prozentsatz der Elemente, welche die Anforderung nicht erfüllen

4.1.3 Strömungssimulation

Die Strömungssimulationen werden unter Verwendung der Software *ANSYS CFX* durchgeführt, der Strömungslöser CFX verwendet zur Berechnung die RANS-Gleichungen in Verbindung mit dem Shear-Stress-Transport Turbulenzmodell von *Menter* [32, 35]. Dieses Modell kann auch als Wirbelviskositätsmodell bezeichnet werden, da die aufgrund der Mittelung entstehenden Reynolds-Spannungen durch eine turbulente Viskosität mit den Geschwindigkeitsgradienten in Beziehung gesetzt werden und die Verteilung der turbulenten Wirbelviskosität im Strömungsfeld berechnet wird. Anhand des Turbulenzmodells wird demnach die Auswirkung der Turbulenz auf die Strömung modelliert [21]. Das SST Modell von *Menter* kombiniert das $k - \omega$ Modell von *Wilcox* [36] mit dem $k - \epsilon$ Turbulenzmodell in der Art und Weise, dass für das wandferne Strömungsfeld das $k - \epsilon$ Modell verwendet wird und für wandnahe Strömungsbereiche die Vorteile des $k - \omega$ Modells genutzt werden können. Beide Modelle sind aufgrund der Verwendung von zwei zusätzlichen partiellen Differentialgleichungen als Zwei-Gleichungsmodelle zu klassifizieren, wobei das $k - \omega$ Modell eine Gleichung für die turbulente kinetische Energie k und eine Gleichung für die spezifische turbulente Dissipationsrate ω einsetzt und wandnahe Strömungsablösungen genauer abbilden kann als das $k - \epsilon$ Modell. Das $k - \epsilon$ Turbulenzmodell verwendet hingegen eine Gleichung für die turbulente Dissipation ϵ sowie eine Gleichung für die turbulente kinetische Energie k und gilt nur für eine voll-turbulente Strömung. Die Diskretisierung der Erhaltungsgleichungen erfolgt in CFX durch eine elementbasierte Finite-Volumen Methode, welche die Integralform der Grundgleichungen verwendet. Für die durchgeführten Simulationen wird das „High-Resolution“ Verfahren angewendet, welches Upwind-Verfahren erster und zweiter Ordnung kombiniert, sodass keine Oszillationen an Stellen mit Unstetigkeiten auftreten, jedoch die Strömung durch die Verwendung eines Verfahrens zweiter Ordnung in Bereichen ohne Unstetigkeiten allgemein weniger künstliche Dämpfung aufweist [21, 32].

Die Simulationen unter Berücksichtigung des Riblet-Effekts basieren auf einem von der LHT entwickelten Modell, dessen Implementierung jedoch in dieser Arbeit nicht weiterführend beschrieben wird. Es soll lediglich der Effekt der Modifikation auf die aerodynamischen Kräfte und Momente betrachtet und ausgewertet werden. Die Boeing 777-F ist im Bereich des Rumpfes sowie im Bereich der Nacelles mit der Riblet-Folie beklebt (vgl. Abbildung 4.5).

■ Riblets

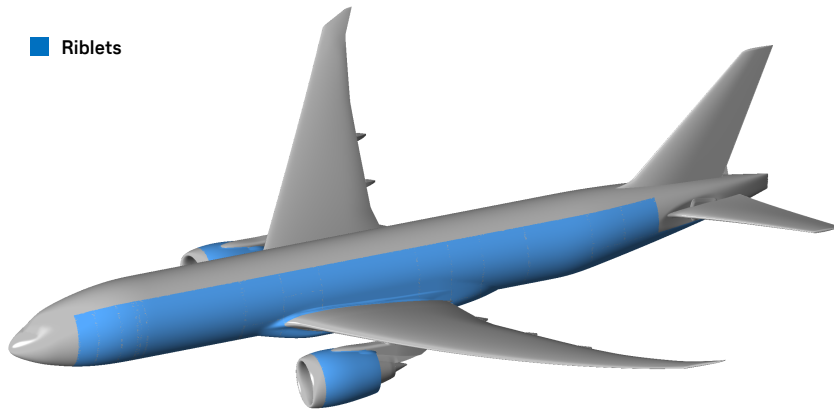


Abbildung 4.5: Riblet-Layout der Boeing 777-F

An den Rändern des Strömungsfelds müssen physikalische Randbedingungen für das Rechengebiet vorgegeben werden. In Abbildung 4.6 sind die Arten der Ränder mit ihren Bedingungen für die Strömungssimulation der Boeing 777-F dargestellt. Am Einlass (engl. inlet) werden die Geschwindigkeitskomponenten sowie die statische Temperatur vorgegeben, welche nach den Bedingungen der internationalen Standardatmosphäre (ISA) über die Vorgabe von Höhe und Machzahl sowie des Anstellwinkels und Schiebewinkels für die Simulation berechnet werden. Am Auslass (engl. outlet) wird ein relativer Referenzdruck zu dem am Einlass vorgegebenen statischen Druck angegeben. Da sich der Auslass im Fernfeld des Flugzeugs befindet, ist die relative Druckänderung zum Einlass jedoch gleich Null. An den oberen und unteren sowie seitlichen Rändern des Strömungsfelds werden „opening“ Randbedingungen unter Angabe der statischen Temperatur und des Referenzdrucks gewählt, welche abhängig vom Druckfeld sowohl ein Einströmen, als auch ein Ausströmen des Fluids erlauben. Die Oberflächen des Flugzeugs werden als Festkörperperränder (engl. wall) mit der Option „no slip“ angesehen, was einer reibungsbehafteten Strömung an der Wand entspricht. Anhand der Vorgabe einer Einlass RB an der Triebwerksdüse und einer Auslass RB am Triebwerkeinlass wird zudem der Massenstrom der Triebwerke simuliert. Dieser wird allerdings für alle Fälle als konstant angenommen und ist nicht vom Widerstand abhängig.

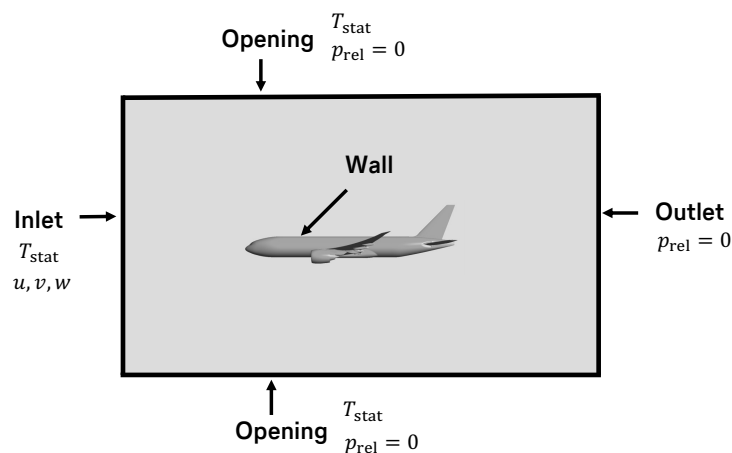


Abbildung 4.6: Randbedingungen des Strömungsfelds

Zu Beginn der iterativen Strömungsberechnung wird das Strömungsfeld anhand der vorgegebenen Randbedingungen initialisiert. Bei den durchgeführten Simulationen der Flugzeugumströmung handelt es sich um stationäre Berechnungen und die Verwendung eines konstanten physikalischen Zeitschritts beschreibt die Ausbreitung von Informationen und Änderungen im Berechnungsgebiet. Deshalb ist es erforderlich je nach Größe des gewählten Zeitschritts eine ausreichende Anzahl an Iterationen zu rechnen, um sicherzustellen, dass sich alle Änderungen im gesamten Strömungsgebiet ausgebreitet haben. Die Konvergenz der Lösung beschreibt die Annäherung der Strömungsgrößen an einen festen Wert oder die stationäre Oszillation um einen solchen.

Die zur Ableitung der aerodynamischen Derivative festgelegten Rechenpunkte sind in Tabelle 4.3 angegeben. Diese Rechnungen werden für die in Tabelle 4.4 definierten Referenzzustände durchgeführt. Der Referenzzustand B beschreibt die typischen Reiseflugbedingungen der Boeing 777-F und gleichzeitig die Bedingungen bei denen die Testflugmanöver zur Anregung der Taumelschwingung durchgeführt werden, anhand derer das Simulationsmodell validiert und kalibriert werden soll.

Tabelle 4.3: Rechenpunkte für Referenzzustände

Fall	Seitenruder [deg]	Schiebewinkel [deg]	Riblet-Modell
1	0	-2	off
1R	0	-2	on
2	0	-4.5	off
2R	0	-4.5	on
3	2	0	off
3R	2	0	on
4	2	-2	off
4R	2	-2	on
5	2	-4.5	off
5R	2	-4.5	on
6	4	0	off
6R	4	0	on
7	4	-2	off
7R	4	-2	on
8	4	-4.5	off
8R	4	-4.5	on

Tabelle 4.4: Definition der Referenzzustände

	Höhe [ft]	Machzahl	Anstellwinkel [deg]
A	15000	0.46	3.0
B	34000	0.84	2.6

4.1.4 Auswertung und Ergebnisse

Die Auswertung der Ergebnisse der durchgeführten Simulationen lässt sich untergliedern in die Auswertung der statischen aerodynamischen Steuerderivative in Abhängigkeit eines Ausschlags des Seitenruders (I) sowie die Ableitung der Derivative für Seitenkraft, Giermoment und Rollmoment in Abhängigkeit der Änderung des Schiebewinkels (II). In der Auswertung der Steuerderivative des Seitenruders zeigt sich zunächst kein Einfluss durch die Riblet-Modifikation, weshalb die Analyse zusätzlich unter Schiebeflugbedingungen durchgeführt wird.

Die Auswertung der aerodynamischen Derivative wird basierend auf der Kraft- und Momentenberechnung von *ANSYS CFX* vorgenommen. Die Derivative des Giermoments werden für die mittlere Schwerpunktlage (25% MAC) angegeben. Zur Berechnung der Derivative und Auswertung des Riblet-Effekts werden nur geringe Schwankungen von maximal 0.03% der Lösungen für die gesamte Seitenkraft, das Rollmoment und Giermoment des Flugzeugs zugelassen. Die Überprüfung des iterativen Lösungsfortschritts erfolgt anhand von definierten Monitorpunkten für die interessierenden Kräfte und Momente an den verschiedenen Flugzeugkomponenten. Zudem wurden für die Simulationen teilweise mehrere Tausend Iterationen gerechnet bis die Lösung unter Berücksichtigung des definierten Kriteriums für die Oszillationen als konvergiert beurteilt wurde.

I. Steuerderivative Seitenruder

Die Auswertung der Steuerderivative durch einen Ausschlag des Seitenruders basiert auf den Lösungen der Simulationen für die Fälle 3/3R und 6/6R (vgl. Tabelle 4.3). Für beide Ruderausschläge werden jeweils die aerodynamischen Beiwerte für das Giermoment, Rollmoment und die Seitenkraft gebildet.

$$C_y = \frac{F_{y\text{ges}}}{0.5 \cdot \rho \cdot u_0^2 \cdot S} \quad (4.1)$$

$$C_n = \frac{N_{\text{ges}}}{0.5 \cdot \rho \cdot u_0^2 \cdot S \cdot b} \quad (4.2)$$

$$C_l = \frac{L_{\text{ges}}}{0.5 \cdot \rho \cdot u_0^2 \cdot S \cdot b} \quad (4.3)$$

Anhand der ermittelten Gesamtbeiwerte werden die Derivative in Abhängigkeit des Seitenruderausschlags als Steigung zwischen den berechneten Punkten unter Berücksichtigung des Koordinatenursprungs ausgewertet. Die Ergebnisse für die Steuerderivative des Seitenruderausschlags und die prozentuale Änderung durch die Riblet-Modifikation sind in Tabelle 4.5 angegeben. Die Angaben für die prozentualen Änderungen der Derivative durch die Riblet-Modifikation sind mit einem Sicherheitsfaktor versehen, um die Vernachlässigung lokaler Steigungseffekte aufgrund der Auswertungsmethode sowie eventuelle Ungenauigkeiten aufgrund der Lösungskonvergenz zu kompensieren. Allgemein stellt die Verwendung eines Sicherheitsfaktors für die untersuchte Änderung einen konservativeren Ansatz dar und ist auch im Rahmen der luftrechtlichen Zulassung von Relevanz.

Tabelle 4.5: Auswertung des Riblet-Effekts auf Steuerderivative ($\beta = 0^\circ$ und $\beta = -4.5^\circ$)

Ma	$C_{n\delta_r}$			$C_{l\delta_r}$			$C_{y\delta_r}$		
	Baseline	Riblet $\Delta\%$		Baseline	Riblet $\Delta\%$		Baseline	Riblet $\Delta\%$	
		0°	-4.5°		0°	-4.5°		0°	-4.5°
0.46	-0.174	0.02	0.13	0.026	0.00	0.1	0.406	0.02	0.14
0.84	-0.229	-0.03	0.61	0.032	-0.04	0.38	0.525	-0.02	0.64

Für die Auswertung der Steuerderivative bei Strömungsbedingungen ohne Schiebewinkel zeigt sich durch die Riblets allgemein keine Beeinflussung der Effektivität des Seitenruders bzw. kein Effekt auf die Beiwerte für Seitenkraft, Giermoment und Rollmoment und die daraus abgeleiteten aerodynamischen Derivative. In der Tabelle ist zudem der Riblet-Effekt auf die Steuerderivative unter Schiebeflugbedingungen bei $\beta = -4.5^\circ$ angegeben. Eine Visualisierung der Stromlinien in Abbildung 4.7 zeigt einen Vergleich (a) des Strömungsverlaufs ohne Schiebewinkel und (b) bei einem Schiebewinkel von $\beta = -4.5^\circ$. Unter Berücksichtigung der allgemeinen Dreidimensionalität der Strömung lässt sich aus dem Vergleich dennoch ableiten, dass bei Anströmung des Flugzeugs ohne Schiebewinkel die Strömung, welche mit den Riblets im unteren Rumpfbereich interagiert, keine direkte Beeinflussung des Seitenleitwerks zeigt. Für die Anströmung unter Schiebeflugbedingungen zeigt sich allerdings eine stärkere Verschiebung der Stromlinien und die Interaktion der von den Riblets beeinflussten Strömung mit dem Seitenleitwerk. Aus diesem Grund werden die Rechnungen zur Ableitung der Steuerderivative bei den Schiebeflugbedingungen von $\beta_1 = -2^\circ$ und $\beta_2 = -4.5^\circ$ wiederholt, um einen möglichen Effekt der Riblets auf die Steuerflächeneffektivität untersuchen zu können.

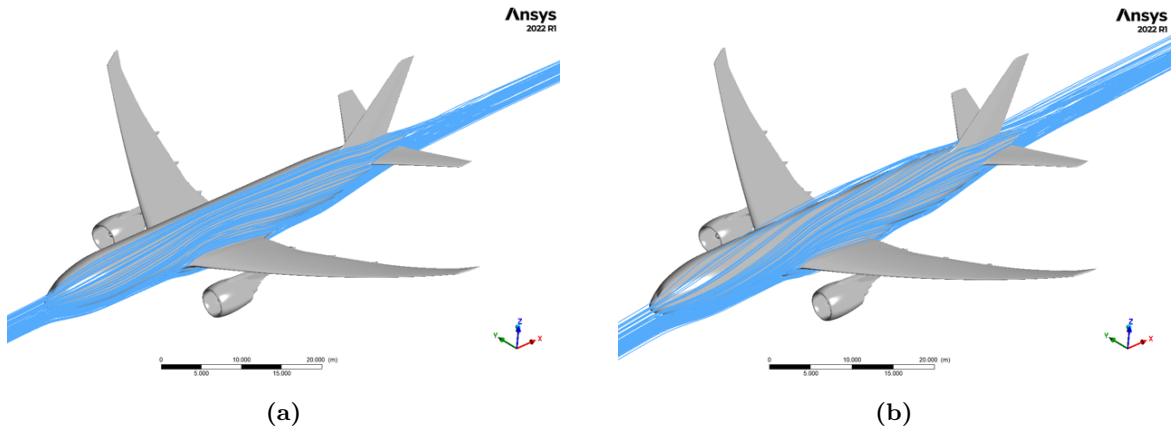


Abbildung 4.7: Stromlinien bei Schiebewinkel (a) $\beta = 0^\circ$ (b) $\beta = -4.5^\circ$

Die nachfolgenden exemplarischen Untersuchungen der Strömung im hinteren Rumpfbereich sowie an den Leitwerken dient aufgrund der sehr geringen lokalen Effekte durch die Riblet-Modifikation eher zur Visualisierung der Strömungsphänomene und Bestätigung der Plausibilität der Berechnungen. Die Quantifizierung der Änderungen aufgrund der Riblets werden für die verschiedenen Strömungsbedingungen anhand der Auswertung der Kräfte an den einzelnen Komponenten vorgenommen.

Ein Ausschlag des Seitenruders zeigt eine Beeinflussung der Druckverteilung und somit der wirkenden Kräfte und Momente des Seitenleitwerks, des hinteren Rumpfbereichs und des Höhenleitwerks (vgl. Abbildung 4.8). Der Effekt der Riblet-Modifikation auf die Steuerderivative des Seitenruders setzt sich demnach aus der Beeinflussung der Strömung an diesen Komponenten zusammen und resultiert nicht allein aus einer Beeinflussung des Seitenleitwerks durch die Modifikation.

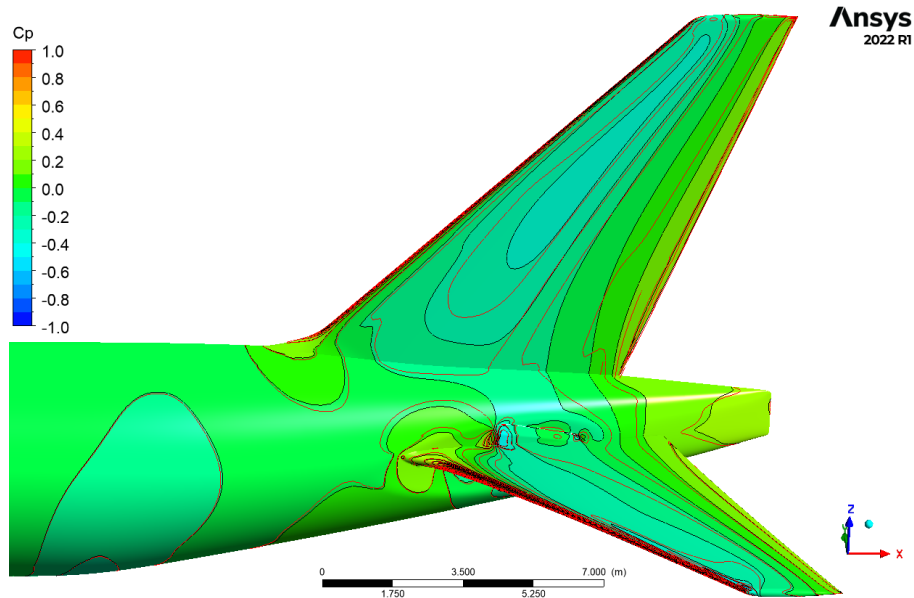
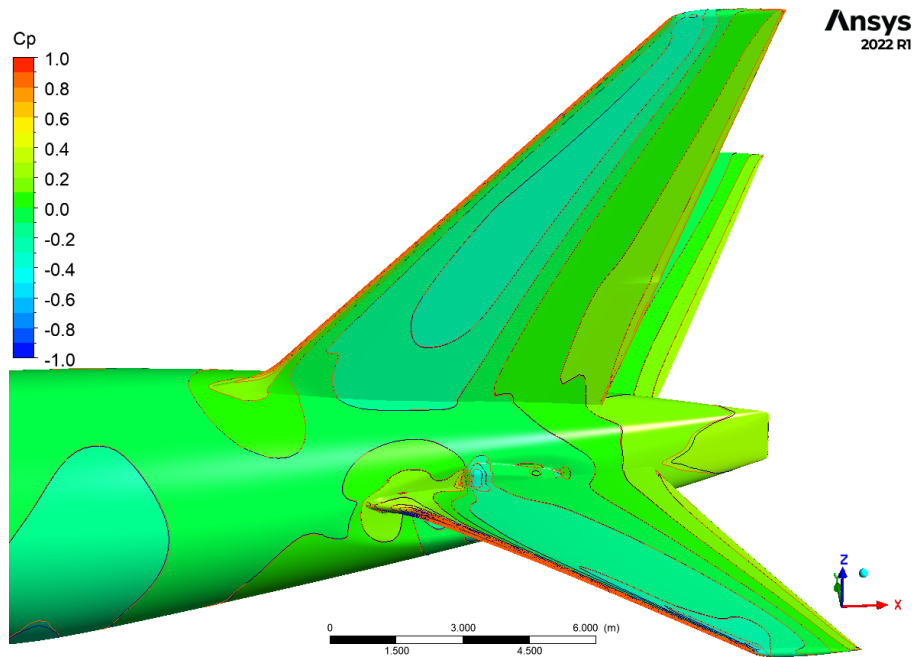


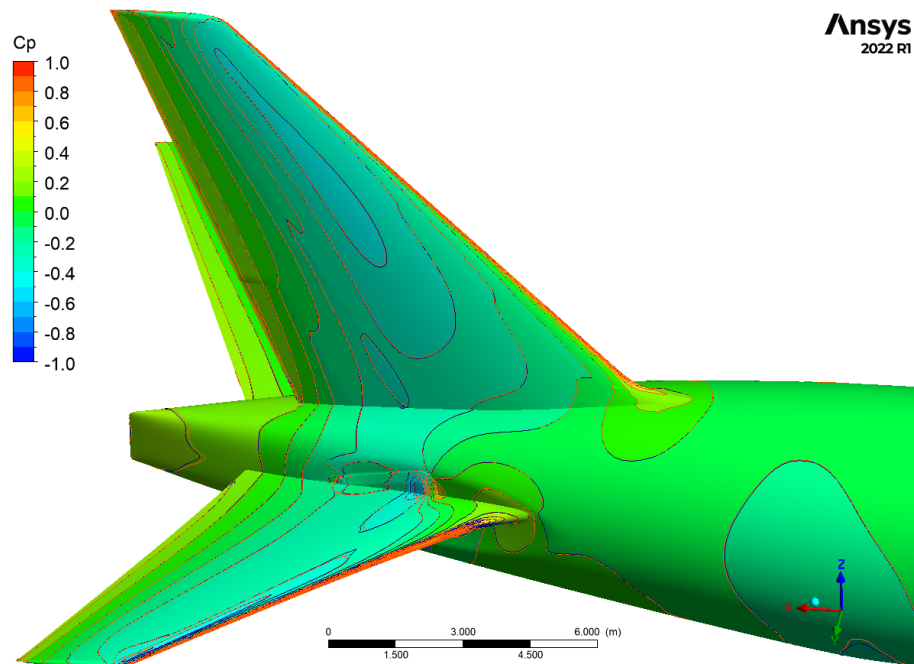
Abbildung 4.8: Änderung der Druckverteilung durch Ausschlag des Seitenruders
(blau - $\delta_r = 0^\circ$ / rot - $\delta_r = 2^\circ$)

Für den Vergleich und die Untersuchung des Effekts der Riblets auf die Steuerderivative des Seitenruders werden nachfolgend Konturplots für den Druckbeiwert sowie die Geschwindigkeitsverteilung zur Untersuchung der Grenzschichtbeeinflussung bei einem Schiebewinkel von $\beta = 0^\circ$ und $\beta = -4.5^\circ$ (relative Anströmung von links) für das Modell mit dem Seitenruderausschlag $\delta_r = 2^\circ$ dargestellt. Die Konturlinien der Baseline-Lösungen sind (wenn nicht anders angegeben) in blau und die Konturlinien der Riblet-Lösung sind in rot dargestellt.

In Abbildung 4.9 ist die Kontur des Druckbeiwerts bei einem Schiebewinkel von $\beta = 0^\circ$ dargestellt. Es sind nahezu keine Abweichungen der Konturen von Baseline und Riblet-Fall erkennbar.



(a)



(b)

Abbildung 4.9: Konturen des Druckbeiwerts $\beta = 0^\circ$ (a) linke Seite (b) rechte Seite (blau - Baseline / rot - Riblets)

Die Abbildung 4.10 zeigt vergleichend die Kontur des Druckbeiwerts bei einem Schiebewinkel von $\beta = 4.5^\circ$. Auch für diesen Fall sind die Änderungen der Druckverteilung gering, jedoch auf der Lee-Seite (windabgewandte Seite) des Flugzeugs am Rumpf sowie im unteren Bereich des Seitenleitwerks und der Wurzel des Höhenleitwerks stärker ausgeprägt als für die Untersuchung ohne Schiebewinkel.

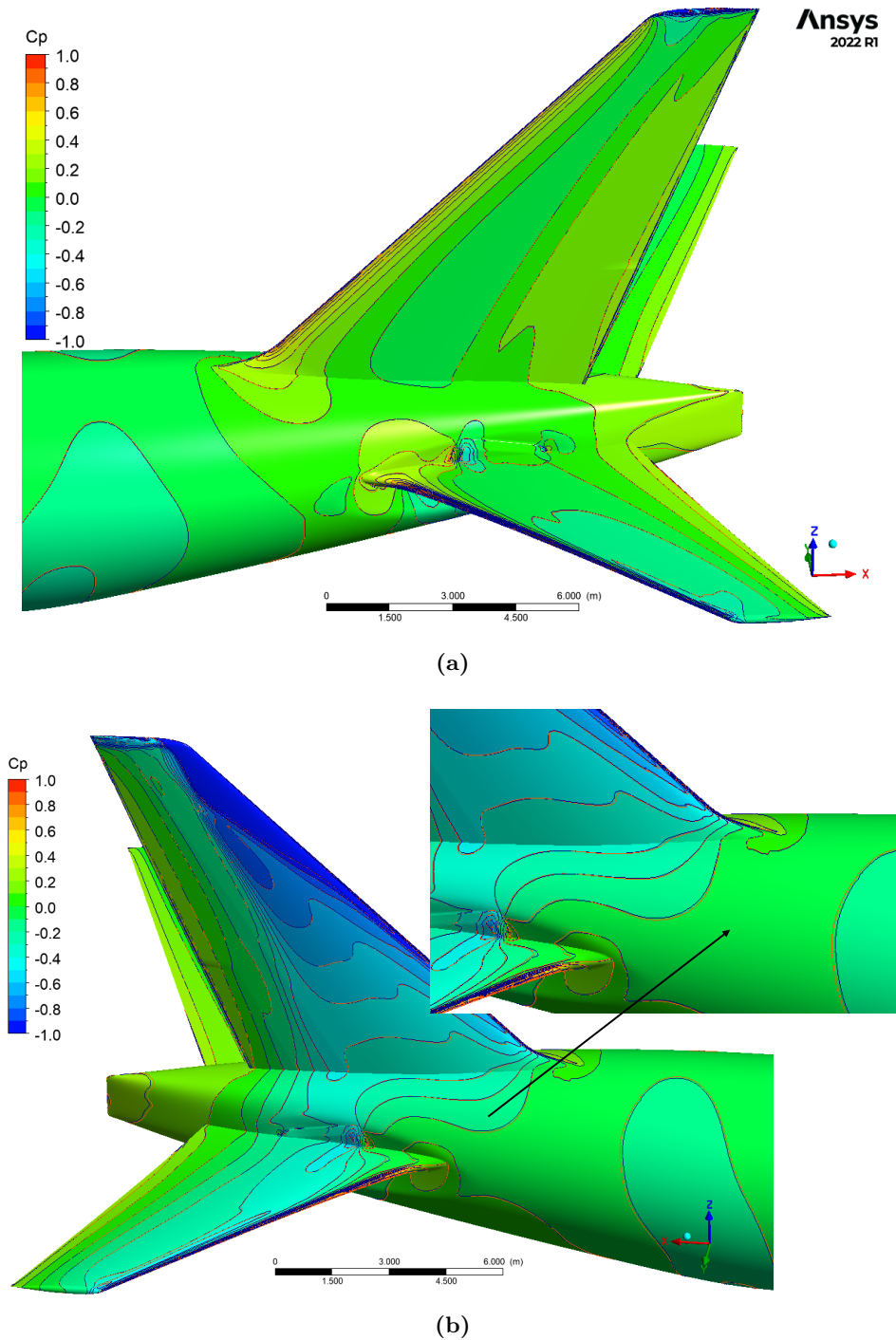
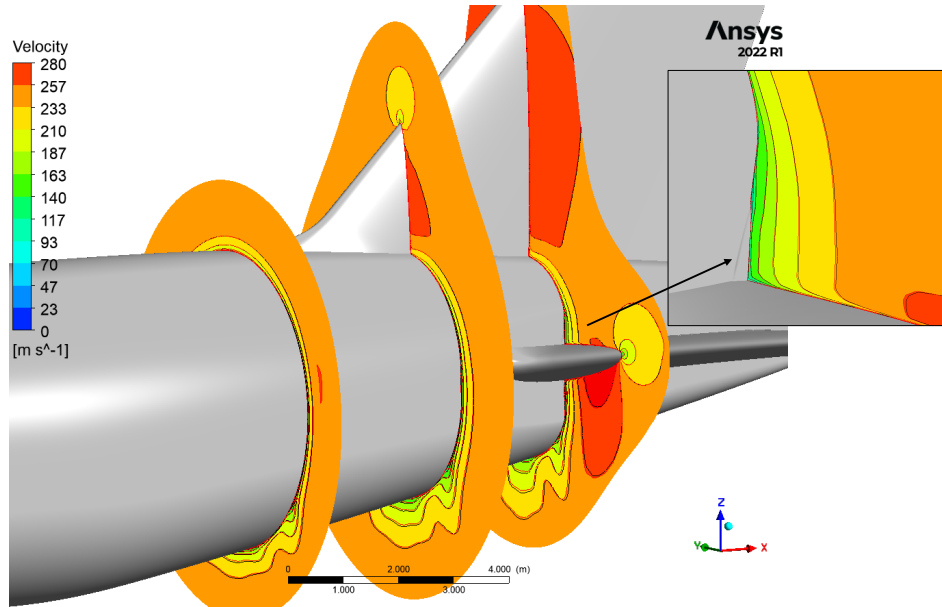
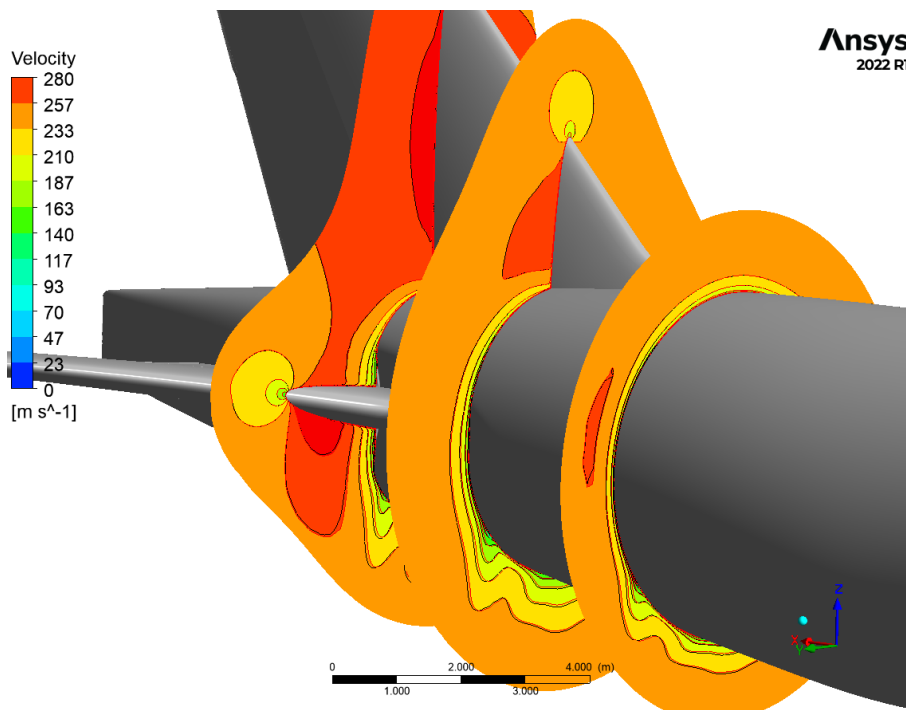


Abbildung 4.10: Konturen des Druckbeiwerts $\beta = -4.5^\circ$ (a) linke Seite (b) rechte Seite (blau - Baseline / rot - Riblets)

Der Vergleich der Konturen für die Geschwindigkeitsverteilung in drei exemplarischen Schnittebenen zeigt besonders die Beeinflussung der lokalen Grenzschicht des Rumpfes und Höhenleitwerks durch die Riblet-Modifikation (vgl. Abbildung 4.11). Für die Untersuchung ohne Schiebewinkel zeigt sich besonders im unteren Rumpfbereich sowie im Bereich der Wurzel des Höhenleitwerks eine Verringerung der Grenzschichtdicke.



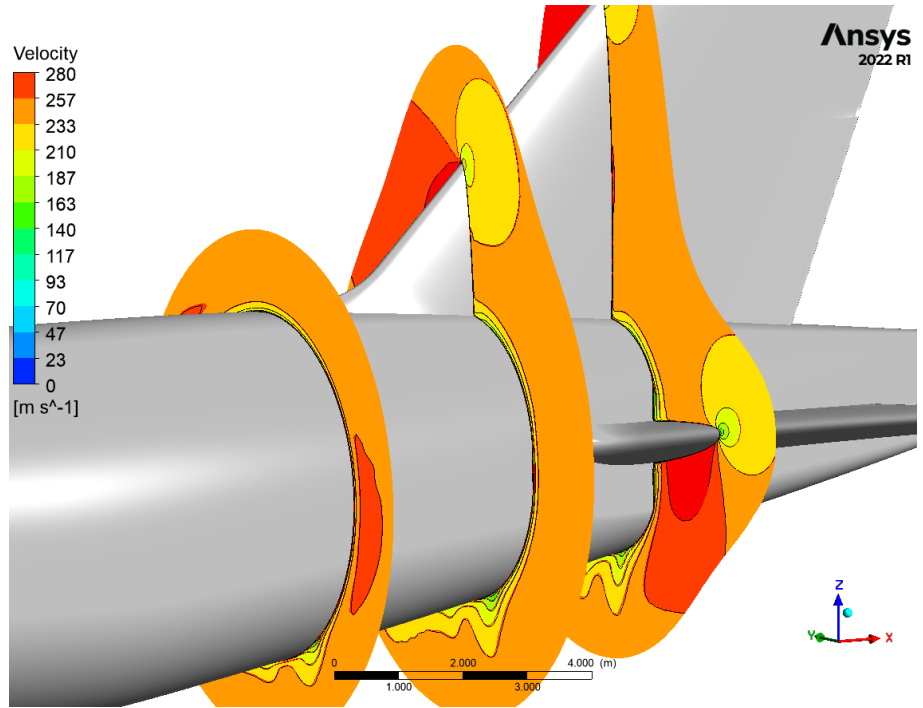
(a)



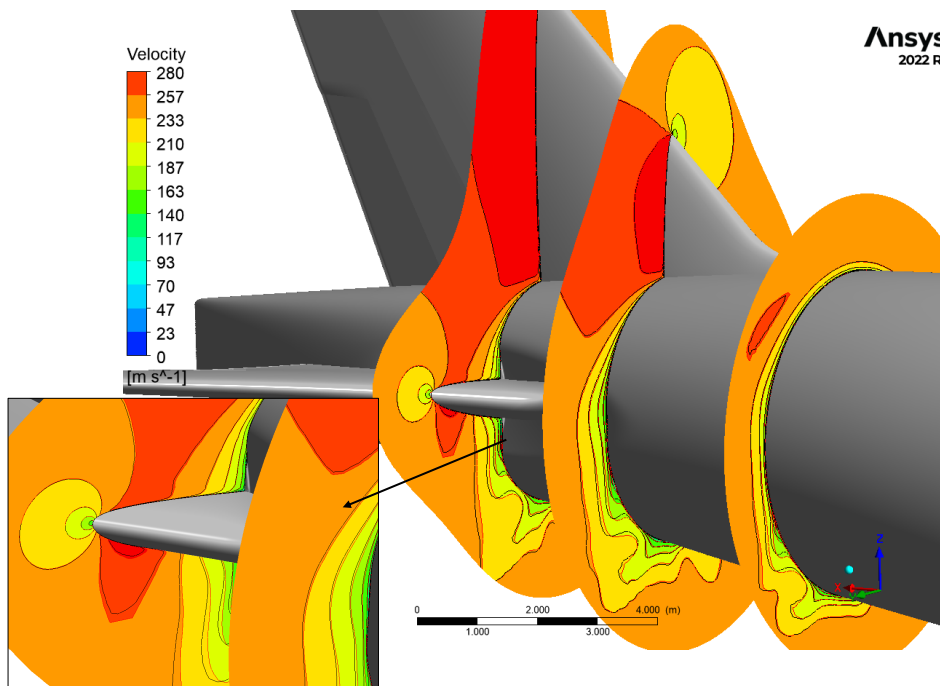
(b)

Abbildung 4.11: Konturen der Geschwindigkeitsverteilung $\beta = 0^\circ$ (a) linke Seite (b) rechte Seite (blau - Baseline / rot - Riblets)

Die Geschwindigkeitsverteilung bei Schiebeflugbedingungen ($\beta = -4.5^\circ$) ist in Abbildung 4.12 dargestellt. Unter Schiebeflugbedingungen zeigt sich anhand dieser Konturen eine starke Asymmetrie der Grenzschicht, da die Dicke auf der Luv-Seite (windzugewandte Seite) wesentlich geringer ist als auf der Lee-Seite des Rumpfes (im Vergleich zur Grenzschicht bei symmetrischer Anströmung). Für diese Bedingungen zeigt die Riblet-Modifikation eine größere Beeinflussung der Grenzschichtdicke auf der Lee-Seite des Flugzeugs.



(a)



(b)

Abbildung 4.12: Konturen der Geschwindigkeitsverteilung $\beta = -4.5^\circ$ (a) linke Seite (b) rechte Seite
(blau - Baseline / rot - Riblets)

Der Effekt der Riblets auf das Seitenleitwerk bei Schiebeflugbedingungen wird am deutlichsten durch die Untersuchung der Geschwindigkeitsverteilung anhand eines exemplarischen Profilschnitts sichtbar (vgl. Abbildung 4.13). Die Konturlinien des Riblet-Falls sind für die bessere Sichtbarkeit in grün dargestellt. Für die Untersuchung bei Schiebeflugbedingungen

ist ein leicht größerer Einfluss der Riblet-Modifikation auf die Geschwindigkeitsverteilung am Seitenleitwerk erkennbar. Generell ist der Einfluss genau wie auf die Druckverteilung in Abbildung 4.10 jedoch sehr gering und in den Konturplots nahezu nicht erkennbar.

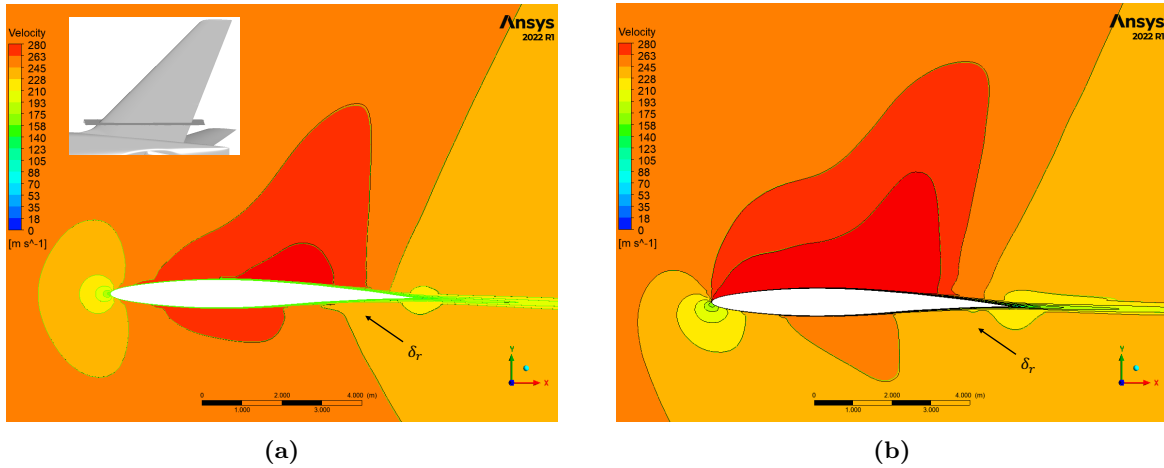


Abbildung 4.13: Geschwindigkeit Profilschnitt VST (a) $\beta = 0^\circ$ (b) $\beta = -4.5^\circ$
(blau - Baseline / grün - Riblets)

II. Stabilitätsderivative Schiebewinkel

Die Auswertung der Stabilitätsderivative in Abhängigkeit der Änderung des Schiebewinkels basiert auf den Simulationen für die Fälle 1/1R und 2/2R (vgl. Tabelle 4.3). Die Derivative werden anhand der gleichen Methodik wie die zuvor untersuchten Steuerderivative abgeleitet, die Ergebnisse sind in Tabelle 4.6 angegeben. Auch die prozentualen Änderungen des Riblet-Effekts auf die Stabilitätsderivative sind mit einem Sicherheitsfaktor beaufschlagt. Für die Berechnungen unter Schiebeflugbedingungen zeigt sich zudem eine schlechte Konvergenz der Lösung für die Komponente des Flügels (bzw. die Unterseite des Tragflügels) aufgrund instationärer Strömungsphänomene wie Ablösungen und Verdichtungsstößen. Da der Einfluss der Riblet-Modifikation auf die untersuchten Derivative generell sehr gering ist, kann eine unzureichende Konvergenz der Lösung einzelner Komponenten den Gesamteffekt beeinflussen. Aus diesem Grund basiert die Auswertung des prozentualen Riblet-Effekts auf die Stabilitätsderivative auf der Vernachlässigung des Einflusses der Komponente der Unterseite des Tragflügels sowie der Nacelles und der Triebwerks-Pylons.

Tabelle 4.6: Auswertung des Riblet-Effekts auf Stabilitätsderivative

Ma	$C_{n\beta}$		$C_{l\beta}$		$C_{y\beta}$	
	Baseline	Riblet $\Delta \%$	Baseline	Riblet $\Delta \%$	Baseline	Riblet $\Delta \%$
0.46	0.138	0.16	-0.234	0.29	-0.780	0.18
0.84	0.193	1.38	-0.275	1.56	-0.899	1.26

Im vorherigen Abschnitt zur Auswertung der Steuerderivative sind die Auswirkungen des Schiebeflugs auf die lokale Grenzschicht am Rumpf anhand der Geschwindigkeitskonturen in Abbildung 4.12 dargestellt. Es zeigt sich zudem in der Auswertung der Stabilitätsderivative, dass der Riblet-Effekt auf die Beiwerte mit größer werdendem Schiebewinkel zunimmt.

4.2 Dynamische aerodynamische Derivative

Für den Aufbau des Modells zur Untersuchung der linearisierten Seitenbewegung der Boeing 777-F werden neben den aus der CFD abgeleiteten statischen aerodynamischen Derivativen auch die dynamischen Derivative in Abhängigkeit der Änderung der Gierrate und Rollrate benötigt (vgl. Tabelle 2.2). Diese Parameter sollen anhand von theoretischen Methoden abgeschätzt werden, was generell durch die Abhängigkeit der dimensionslosen Derivative von der geometrischen Konfiguration des Flugzeugs begünstigt wird. Die Abschätzung der dynamischen Derivative der Seitenbewegung ist nach *Cook* [7] jedoch im Vergleich zur Ableitung der Eigenschaften der Längsbewegung des Flugzeugs wesentlich komplexer. Die Problematik ergibt sich aus der aerodynamischen Interferenz der einzelnen Flugzeugkomponenten unter asymmetrischen Strömungsbedingungen und erschwert die Entwicklung von zuverlässigen analytischen Näherungsansätzen. Dieser Umstand führt dazu, dass in der Literatur verschiedene Ansätze und Formeln zu finden sind, die teilweise zu unterschiedlichen Ergebnissen für die aerodynamischen Derivative führen. Des Weiteren basieren die Gleichungen zur Abschätzung der Derivative auf der Annahme eines subsonischen Referenzzustands, da bei höheren Machzahlen auftretende Strömungsphänome (Machzahl-Effekte) den Wert der Derivative stark beeinflussen können [1]. Für andere Geschwindigkeitsbereiche verweist *Roskam* [37] auf die Daten des „Stability and Control Datcom“ der *United States Air Force* [38]. Dabei handelt es sich um eine Datensammlung verschiedener Methoden zur semi-empirischen Abschätzung von aerodynamischen Stabilitäts- und Steuerderivativen in der Entwurfsphase eines Flugzeugs. Es existiert zudem eine digitale Version der Datenbank, allerdings ist der Übersicht der möglichen Ausgabedaten abhängig von Geschwindigkeitsbereich und Flugzeugkonfiguration zu entnehmen, dass für den in dieser Arbeit untersuchten transsonischen Referenzzustand keine Daten für die gesuchten dynamischen Derivative verfügbar sind [39].

Nachfolgend sollen zunächst die grundlegenden physikalischen Mechanismen für die dynamischen Derivative abhängig von einer Änderung der Gierrate oder Rollrate sowie die wesentlichen Anteile der Beiwerte beschrieben werden. Auf Basis der Literatur von *Roskam* [1], *Nelson* [3] und *Caughey* [4] werden Näherungsansätze für die Abschätzung der gesuchten Derivative bereitgestellt, deren Ergebnisse verglichen und kritisch diskutiert werden sollen. Zudem sollen die so ermittelten Werte für die dynamischen Derivative anhand von Vergleichsdaten der Boeing 747-100 aus der Literatur beurteilt werden.

4.2.1 Derivative durch Änderung der Gierrate

Durch eine Änderung der Gierrate wird eine aerodynamische Seitenkraft sowie ein Giermoment und Rollmoment am Flugzeug verursacht, welche anhand der dynamischen Stabilitätsderivative C_{yr} , C_{nr} und C_{lr} beschrieben werden. Eine positive Gierrate führt zunächst zu einer Anströmung des Seitenleitwerks unter einem negativen Schiebewinkel, der für das Seitenleitwerk wie ein Anstellwinkel wirkt, wodurch eine positive Seitenkraft an dieser Komponente erzeugt wird. Für den Beiwert der Seitenkraft stellt das Seitenleitwerk die wesentliche Einflusskomponente dar, der Anteil der Kombination von Flügel-Rumpf-Höhenleitwerk kann für konventionelle Flugzeugkonfigurationen vernachlässigt werden [1]. Zur Abschätzung des Seitenkraftbeiwerts durch eine Änderung der Gierrate wird folgender Zusammenhang aus der

Literatur verwendet [1, 3, 4].

$$C_{yr} = 2 \cdot C_{L\alpha_v} \cdot \frac{x_v}{b} \cdot \eta_v \cdot \frac{S_v}{S} \quad (4.4)$$

Das Derivat C_{nr} beschreibt das Giermoment durch eine Änderung der Gierrate. Dieser Beiwert wird auch als Gierdämpfungsderivativ bezeichnet und ist für die Eigenschaft der dynamischen Gierstabilität des Flugzeugs von zentraler Bedeutung. Das dynamische Derivat setzt sich aus den Anteilen für den Tragflügel und das Seitenleitwerk zusammen. Die durch den Schiebewinkel erzeugte Seitenkraft am Seitenleitwerk verursacht über den horizontalen Hebelarm zum Schwerpunkt ein Giermoment. Das Seitenleitwerk besitzt aufgrund des großen Hebelarms zum Schwerpunkt einen bedeutenden Einfluss auf das Gierdämpfungsderivativ. Der Anteil durch den Tragflügel ist auf eine Änderung des induzierten Widerstands zurückzuführen. Aufgrund einer Gierrate des Flugzeugs ergibt sich eine Änderung der Geschwindigkeitskomponente senkrecht zur Tragflügelvorderkante und somit eine Änderung der Auftriebsverteilung [1]. Die Abschätzung des Einflusses des Tragflügels von *Caughey* [4] basiert auf der Annahme einer elliptischen Auftriebsverteilung in Spannweitenrichtung, für eine detaillierte Herleitung der Ansätze wird auf die angegebene Literatur verwiesen.

1. *Roskam* [1] und *Nelson* [3]: (nur Anteil des Seitenleitwerks)

$$C_{nr} = -2 \cdot C_{L\alpha_v} \cdot \frac{x_v^2}{b^2} \cdot \eta_v \cdot \frac{S_v}{S} \quad (4.5)$$

2. *Caughey* [4]:

$$C_{nr} = -2 \cdot \eta_v \cdot \frac{x_v}{b} \cdot V_v \cdot C_{L\alpha_v} - \frac{C_{D0}}{4} \quad (4.6)$$

Eine Änderung der Gierrate verursacht ebenfalls ein Rollmoment des Flugzeugs, welches anhand des Derivativs C_{lr} beschrieben wird. Dieser Beiwert setzt sich aus den Anteilen für das Seitenleitwerk und den Tragflügel zusammen. Die am Seitenleitwerk aufgrund einer Gierrate entstehende Seitenkraft verursacht neben einem Giermoment durch den vertikalen Hebelarm zum Schwerpunkt des Flugzeugs ebenfalls ein Rollmoment. Das Rollmoment durch den Tragflügel ist wie das Giermoment auf die Änderung der Geschwindigkeitskomponente senkrecht zur Tragflügelvorderkante zurückzuführen, jedoch ist für das Rollmoment die Änderung des Auftriebs ausschlaggebend [4].

1. *Roskam* [1]: (nur Anteil des Seitenleitwerks)

$$C_{lr} = 2 \cdot C_{L\alpha_v} \cdot \frac{x_v \cdot z_v}{b^2} \cdot \eta_v \cdot \frac{S_v}{S} \quad (4.7)$$

2. *Nelson* [3]:

$$C_{lr} = 2 \cdot C_{L\alpha_v} \cdot \frac{x_v \cdot z_v}{b^2} \cdot \eta_v \cdot \frac{S_v}{S} + \frac{C_L}{4} \quad (4.8)$$

3. *Caughey* [4]:

$$C_{lr} = 2 \cdot C_{L\alpha_v} \cdot \frac{x_v \cdot z_v}{b^2} \cdot \eta_v \cdot \frac{S_v}{S} + \frac{C_{L0}}{4} \quad (4.9)$$

4.2.2 Derivative durch Änderung der Rollrate

Eine Änderung der Rollrate verursacht ebenfalls eine aerodynamische Seitenkraft, ein Giermoment und Rollmoment am Flugzeug, wobei der Anteil der Seitenkraft in Hinblick auf die dynamischen Stabilitätseigenschaften des Flugzeugs vernachlässigt werden kann [1]. Das dynamische Derivativ für das Rollmoment durch eine Änderung der Rollrate C_{lp} wird auch als Rolldämpfungsderivativ bezeichnet und wird hauptsächlich durch den Anteil des Tragflügels bestimmt. Aufgrund einer Rollrate ergibt sich eine lokale Änderung des Anstellwinkels, die für den herabgehenden Flügel eine Zunahme des Auftriebs und für die andere Flügelseite eine Abnahme des Auftriebs bedeutet. Die aus der Rollrate resultierende Änderung der Auftriebsverteilung des Tragflügels erzeugt ein Rollmoment um den Flugzeugschwerpunkt, welches der Rollrate entgegenwirkt und die Bewegung dämpft [3]. Zur Abschätzung des Rollmomentenbeiwerts durch eine Änderung der Rollrate werden folgende Näherungsformeln aus der Literatur verwendet.

1. *Roskam* [1]: (nur Anteil des Seitenleitwerks)

$$C_{lp} = -2 \cdot C_{L\alpha_v} \cdot \frac{z_v^2}{b^2} \cdot \eta_v \cdot \frac{S_v}{S} \quad (4.10)$$

2. *Nelson* [3]: (nur Anteil des Tragflügels)

$$C_{lp} = -\frac{C_{L\alpha}}{12} \cdot \frac{1 + 3\lambda}{1 + \lambda} \quad (4.11)$$

3. *Caughey* [4]: (nur Anteil des Tragflügels)

$$C_{lp} = -\frac{C_{L\alpha_w}}{8} \quad (4.12)$$

Das Giermoment, welches durch eine Änderung der Rollrate entsteht, besitzt Anteile durch das Seitenleitwerk und den Tragflügel. Der Anteil des Seitenleitwerks ist auf die durch eine Rollrate verursachte Seitenkraft an dieser Komponente zurückzuführen, welche über den Hebelarm zum Schwerpunkt ein Giermoment erzeugt. Der Anteil des Tragflügels ist zum einen auf die lokale Änderung des Widerstands durch eine Rollrate des Flugzeugs zurückzuführen. Eine Änderung der Rollrate beeinflusst nicht nur die Auftriebsverteilung des Tragflügels durch die Änderung des lokalen Anstellwinkels, sondern beeinflusst auch den lokalen Widerstand woraus ein Moment um die Gierachse resultiert. Daneben ändert sich mit dem Auftrieb auch der induzierte Widerstand des Tragflügels. Außerdem verursacht eine Änderung des Auftriebs aufgrund einer Rollrate auch ein Giermoment durch das Kippen des resultierenden Auftriebsvektors. Für die Herleitung der angegebenen Formeln zur Abschätzung des Giermomentebeiwerts durch eine Änderung der Rollrate wird auf die Literatur verwiesen.

1. *Roskam* [1]: (nur Anteil des Seitenleitwerks)

$$C_{np} = 2 \cdot C_{L\alpha_v} \cdot \frac{z_v}{b} \cdot \frac{x_v}{b} \cdot \eta_v \cdot \frac{S_v}{S} \quad (4.13)$$

2. *Nelson* [3]: (nur Anteil des Tragflügels)

$$C_{np} = -\frac{C_L}{8} \quad (4.14)$$

3. *Caughey* [4]:

$$C_{np} = \frac{8}{3\pi} \cdot \frac{b_v}{b} \cdot \frac{x_v}{b} \cdot \frac{S_v}{S} \cdot C_{L\alpha_v} - \frac{C_L}{8} \quad (4.15)$$

4.2.3 Ergebnisse und Vergleich der Berechnungsmethoden

Die angegebenen Näherungsformeln aus der Literatur werden zur Abschätzung der dynamischen Derivative der Boeing 777-F für die in Tabelle 4.4 definierten Referenzzustände verwendet. Außerdem werden zu Vergleichszwecken ebenfalls die Derivative für die Boeing 747-100 anhand der Formeln abgeschätzt, da für dieses der Boeing 777-F in der Konfiguration grundsätzlich ähnliche Verkehrsflugzeug Literaturdaten der dynamischen Derivative für verschiedene Referenzzustände vorliegen. Diese Literaturdaten der aerodynamischen Derivative basieren auf einem von Boeing veröffentlichten Report von *Hanke und Nordwall* [40], in welchem diese für die Boeing 747-100 einen großen Datensatz zu Modellierungs- und Simulationszwecken an die NASA übermitteln. Die Daten der auf diesem Dokument basierenden aerodynamischen Derivative können zudem in der Literatur zur Flugdynamik verschiedener Autoren als Fallbeispiele wiedergefunden werden [3, 4, 7].

Die für die Abschätzung benötigten Parameter der Flugzeuge sind in Tabelle 4.7 übersichtlich dargestellt. Neben den geometrischen Parametern werden aerodynamische Beiwerte für Auftrieb und Widerstand verwendet, die von dem untersuchten Referenzzustand abhängen. Die geometrischen Daten der untersuchten Flugzeuge stammen zum größten Teil aus Unterlagen des Herstellers [33, 40], die Abschätzung der Hebelarme des Seitenleitwerks wurde aus den durchgeführten CFD Simulationen anhand der ausgewerteten Kräfte und Momente vorgenommen. Für die benötigten aerodynamischen Beiwerte für Auftrieb und Widerstand wird für die Boeing 777-F auf interne Daten der LHT aus CFD Berechnungen zurückgegriffen und für die Boeing 747-100 werden diese Daten aus dem Report von Boeing [40] für den entsprechenden Referenzzustand entnommen. Die Daten für den Auftriebsanstieg des Seitenleitwerks $C_{L\alpha_v}$ können für die Boeing 777-F anhand der im Rahmen dieser Arbeit durchgeführten CFD Simulationen der Fälle 1 und 2 (vgl. Tabelle 4.3) ausgewertet werden. Dabei wird der Auftriebsanstieg des Seitenleitwerks unter Verwendung der folgenden Zusammenhänge bestimmt:

$$C_{L_v} = \frac{F_{Y_v}}{0.5 \cdot \rho \cdot v_0^2 \cdot S_v} \quad (4.16)$$

$$C_{L\alpha_v} = \frac{C_{L_v}(2) - C_{L_v}(1)}{\beta(2) - \beta(1)} \quad (4.17)$$

Für die Boeing 747-100 müssen für die Parameter des Auftriebsanstiegs des Seitenleitwerks $C_{L\alpha_v}$ und den Auftriebsanstieg des Tragflügels $C_{L\alpha_w}$ Annahmen getroffen werden, da keine Daten für diese Parameter vorliegen. Der Effektivitätsfaktor des Seitenleitwerks wird in allen Fällen zu $\eta_v = 1$ angenommen, da aufgrund der geometrischen Konfiguration des Flugzeugs nicht von einer Beeinflussung durch andere Komponenten auszugehen ist. Die in Tabelle 4.7 angegebenen Daten gelten für den Referenzzustand B ($Ma = 0.84$, $H = 34000 \text{ ft}$).

Tabelle 4.7: Daten zur Abschätzung der dynamischen Derivative der Seitenbewegung ($Ma = 0.84$, $H = 34000 ft$)

Parameter	Einheit	Boeing 777-F	Boeing 747-100	Erläuterung
b	m	64.8	59.64	Spannweite Tragflügel
b_v	m	9.82	9.82	Höhe Seitenleitwerk
S	m^2	427.8	511	Flügelfläche
S_v	m^2	54.1	77.1	Seitenleitwerksfläche
x_v	m	28.5	30	Hebelarm Schwerpunkt-Druckpunkt Seitenleitwerk (x)
z_v	m	7.84	7.54	Hebelarm Schwerpunkt-Druckpunkt Seitenleitwerk (z)
λ	-	0.205	0.218	Zuspitzung Tragflügel
η_v	-	1	1	Effektivitätsfaktor Seitenleitwerk
$C_{L\alpha}^*$	-	5.78	5.62	Auftriebsgradient Gesamtflugzeug
$C_{L\alpha_w}^*$	-	4.70	3.0	Auftriebsgradient Tragflügel
$C_{L\alpha_v}^*$	-	3.31	3.0	Auftriebsgradient Seitenleitwerk
C_{L0}^*	-	0.13	0.13	Auftriebsbeiwert für $\alpha = 0$
C_L^*	-	0.28	0.48	Auftriebsbeiwert
C_{D0}^*	-	0.011	0.017	Nullwiderstandsbeiwert

(*) Daten für Boeing 777-F normiert

Die Ergebnisse der Abschätzung der dynamischen Derivative der Seitenbewegung nach den vorgestellten Formeln aus der Literatur sind in Tabelle 4.8 für den Referenzzustand B übersichtlich dargestellt. Für die Boeing 747-100 sind für den Vergleich die aus dem Report von Boeing [40] entnommenen dynamischen Derivative angegeben. Zudem ist nach *Roskam* [1] ein üblicher Wertebereich für die Derivative angegeben.

Tabelle 4.8: Dynamische Derivative der Seitenbewegung ($Ma = 0.84$, $H = 34000$ ft)

Derivativ	Quelle	747-100	747-100 [40]	777-F	Wertebereich [1]	
					min	max
Cnr	Caughey	-0.2	-0.275	-0.222		
	Roskam	-0.196	-0.275	-0.218	-1.0	0
	Nelson	-0.196	-0.275	-0.218		
Clr	Caughey	0.085	0.13	0.105		
	Roskam	(0.058)	0.13	(0.06)	0	0.6
	Nelson	0.177	0.13	0.154		
Cnp	Caughey	-0.03	-0.0415	-0.015		
	Roskam	(0.058)	-0.0415	(0.06)	-0.5	0.1
	Nelson	-0.06	-0.0415	-0.047		
Clp	Caughey	-0.375	-0.321	-0.789		
	Roskam	(-0.014)	-0.321	(-0.017)	-0.8	-0.1
	Nelson	-0.635	-0.321	-0.868		

Die abgeschätzten Derivative basierend auf den Formeln nach *Roskam* [1] sind in der Tabelle teilweise eingeklammert dargestellt, da der Anteil der Komponente des Tragflügels vernachlässigt wurde. Vor diesem Hintergrund sind auch die teilweise sehr großen Abweichungen zu den Literaturdaten der 747-100 sowie den Ergebnissen unter Verwendung der Formeln der anderen Autoren zu erklären, wie für die Derivative C_{np} und C_{lp} .

Der Vergleich für die Derivative der Boeing 747-100 zeigt anhand der Formeln nach *Caughey* [4] die beste Annäherung an die Daten aus der Literatur obwohl die Abweichungen teilweise groß sind (maximal 35% für C_{lr}). Für die Boeing 777-F sind keine Referenzdaten aus der Literatur vorhanden, deswegen kann keine direkte Aussage über die Qualität der Abschätzung getroffen werden. Ein Vergleich der dynamischen Derivative von Boeing 747-100 und Boeing 777-F zeigt immerhin, dass die Werte von gleicher Größenordnung sind und außerdem innerhalb des von *Roskam* [1] angegebenen Wertebereichs liegen. Es gilt das resultierende dynamische Verhalten der modellierten Boeing 777-F zu untersuchen und eventuell Kalibrierungen der aerodynamischen Derivative vorzunehmen, was genauso für die anhand der CFD ermittelten statischen Derivative der Seitenbewegung gilt. Die in dieser Arbeit gewählte Methodik zur Abschätzung und Berechnung der Derivative bedingt eine Validierung und Kalibrierung der dynamischen Systemeigenschaften und des Systemverhaltens anhand von realen Testflugdaten, welche in Kapitel 5.3 beschrieben wird.

4.3 Trägheitsmomente

Die Trägheitsmomente des Flugzeugs bezüglich seiner Achsen sind ein Maß für die Trägheit des Körpers gegenüber einer Beschleunigung um seinen Schwerpunkt und stellen somit eine bedeutende Einflussgröße für das dynamische Verhalten des modellierten Systems dar.

$$\text{Drehmoment} = \text{Trägheitsmoment} \times \text{Winkelbeschleunigung}$$

Für die Modellierung der Boeing 777-F anhand der linearisierten Bewegungsgleichungen gilt es die Trägheitsmomente I_{xx} , I_{zz} und I_{xz} des Flugzeugs abzuschätzen. Die Berechnung der Trägheitsmomente bezüglich des Flugzeugschwerpunkts basiert auf den von *Roskam* [41] angegebenen Gleichungen.

$$I_{xx} = \sum_{i=1}^n m_i \cdot \{(y_i - y_{CG})^2 + (z_i - z_{CG})^2\} \quad (4.18)$$

$$I_{zz} = \sum_{i=1}^n m_i \cdot \{(x_i - x_{CG})^2 + (y_i - y_{CG})^2\} \quad (4.19)$$

$$I_{xz} = \sum_{i=1}^n m_i \cdot (z_i - z_{CG}) \cdot (x_i - x_{CG}) \quad (4.20)$$

Diese Gleichungen gelten unter der Voraussetzung, dass die zugrunde liegende Gewichtsauflösung eine ausreichende Anzahl an Einzelmassen (m_i) enthält (Class II Methode), sodass die Trägheitsmomente der einzelnen Komponenten bezüglich des jeweiligen lokalen Schwerpunkts vernachlässigt werden können [41]. Für die Boeing 777-F werden die Einzelmassen für die in Tabelle 4.9 angegebenen Komponenten anhand der im *Luftfahrttechnischen Handbuch* [42] angegebenen Methoden der statistischen Massenabschätzung für große Verkehrsflugzeuge mit einer maximalen Startmasse von $MTOM > 40 t$ ermittelt. Der Detaillierungsgrad der Massenaufteilung wird für die Abschätzung der Trägheitsmomente nach den dargestellten Formeln als ausreichend angesehen. Die Ergebnisse für die so ermittelten Werte sollen zudem mit der LHT vorliegenden Daten für die Trägheitsmomente aus einem Full Flight Simulator der Boeing 777-200LR [43] verglichen und validiert werden, welche die gleiche geometrische Konfiguration wie die Boeing 777-F besitzt.

Die Betriebsleermasse (engl. operational empty weight, OEW) wird für die dargestellte Massenabschätzung als Summe der in Tabelle 4.9 berücksichtigten Einzelmassen definiert. Ein Vergleich mit der aus den Testflugdaten ermittelten Betriebsleermasse der Boeing 777-F (142.5 t [44]) zeigt mit einer prozentualen Abweichung von ungefähr 3.3% eine gute Übereinstimmung der abgeschätzten Leermasse des Flugzeugs (ohne Treibstoff).

Tabelle 4.9: Massenabschätzung Einzelkomponenten Boeing 777-F [42]

Komponente	Masse (t)	% OEW
Tragflügel	51.5	35.0
Rumpfstruktur	28.9	19.6
Fahrwerk	13.9	9.5
Bugfahrwerk	1.1	0.7
Höhenleitwerk	3.2	2.2
Seitenleitwerk	1.4	1.0
Pylon	2.7	1.8
Triebwerksbaugruppe	22.8	15.5
Systeme	11.6	7.9
Kabine	10	6.8
Σ OEW	147.1	

Zusätzlich zu den Einzelmassen gilt es für die Berechnung der Trägheitsmomente die Hebelarme der Komponenten-Schwerpunkte zum Flugzeugschwerpunkt abzuschätzen. Diese werden anhand von Herstellerunterlagen wie dem Struktur-Manual [33] oder dem LHT-internen CFD/CAD Modell der Boeing 777-F ermittelt. Für die z-Komponente des Flugzeugschwerpunkts muss eine Annahme getroffen werden, da für diesen Wert keine Informationen vorliegen. Des Weiteren werden die Massen von Rumpfstruktur, Systemen und Kabine als konstant entlang des Rumpfes verteilt angenommen. Für eine genauere Abschätzung der Teilschwerpunkte in x-Richtung wird eine Einteilung des Rumpfes in acht Sektionen vorgenommen. Der Flugzeugschwerpunkt sowie die Trägheitsmomente sind zudem abhängig von der Treibstoffmasse bzw. der Verteilung des Treibstoffes auf die unterschiedlichen Tanks. Die Boeing 777-F besitzt neben dem Center Tank im Rumpf zwei weitere Tanks in den Tragflächen (Main Tank 1/2). Die Teilschwerpunkte der Treibstofftanks sind in allen Komponenten vom Tankinhalt abhängig, die Komponente in x-Richtung kann für verschiedene Tankfüllstände dem „Weight and Balance Manual“ (WBM) [45] des Herstellers entnommen werden. Die weiteren Komponenten des Tankschwerpunkts müssen jedoch auf Basis des CAD Modells der Boeing 777-F abgeschätzt werden.

Der LHT liegen für verschiedene Flugzeuggewichte und Schwerpunkte Daten für die Trägheitsmomente aus einem Full Flight Simulator vor [43]. Es sind allerdings keine Informationen bezüglich der jeweiligen Betankung des Flugzeugs vorhanden. Für den Vergleich der abgeschätzten Trägheitsmomente mit den Simulatordaten wird aus diesem Grund der Datensatz für ein Flugzeugesamtgewicht (engl. gross weight, GW) von 170 t verwendet, da anhand der in den Daten angegebenen Leertankmasse (engl. zero fuel weight, ZFW) auf die beladene Treibstoffmasse geschlossen werden kann, welche sich in diesem Fall nur auf wenige Tonnen beläuft. Für die Abschätzung der Trägheitsmomente wird diese Treibstoffmasse in den Flügeltanks des Flugzeugs gelagert unter der Annahme, dass diese Tanks immer zuerst gefüllt bzw. zuletzt geleert werden um das Biegemoment an der Flügelwurzel im Flug zu verringern. Ausgehend von einem gleichen Flugzeuggewicht des Simulatormodells sowie der durchgeführten Massenabschätzung lassen sich die Trägheitsmomente auf diese Weise vergleichen, da die Ungenauigkeit durch die unbekannte Treibstoffbeladung aufgrund der geringen Treib-

stoffmenge als vernachlässigbar angesehen wird. In Tabelle 4.10 sind die aus dem Vergleich resultierenden prozentualen Abweichungen für die Trägheitsmomente für drei unterschiedliche Flugzeugschwerpunkte angegeben.

Tabelle 4.10: Vergleich Trägheitsmomente aus Massenabschätzung und Simulatordaten [43]

Abweichung	Flugzeugschwerpunkt (% MAC)				
	$\Delta\%$	17	21	25	38
I_{xx}	0.3	0.3	0.3	0.3	0.3
I_{zz}	9.7	10.8	11.0	6.7	6.7
I_{xz}	5.4	2.9	0.4	-7.8	-7.8

Der Vergleich der Trägheitsmomente aus den Simulatordaten [43] und der durchgeführten Massenabschätzung zeigt für das Trägheitsmoment I_{xx} eine sehr geringe prozentuale Abweichung, die auf eine hinreichend genaue Abschätzung der Hebelarme für die y- und z-Koordinaten der Komponentenschwerpunkte schließen lässt. Allerdings lässt sich anhand des Vergleichs der Einfluss der beladenen Treibstoffmenge auf die Abschätzung des Trägheitsmoments nicht genauer beurteilen, da für den untersuchten Betriebspunkt nur eine sehr geringe Treibstoffmenge in den Flügeltanks vorhanden ist. Andererseits ist auch die Treibstoffmenge für den anhand des Simulationsmodells der Boeing 777-F zu untersuchenden Referenzzustand aus den Testflugdaten gering, da die interessierenden Manöver zum Ende des Flugs durchgeführt wurden. Die Abweichungen zwischen Simulatordaten und Massenabschätzung zeigen für die beiden anderen untersuchten Trägheitsmomente I_{zz} und I_{xz} mit maximal 11.0% größere prozentuale Abweichungen, die unter Berücksichtigung der getroffenen Annahmen in der Massenabschätzung jedoch als akzeptabel beurteilt werden.

Der Vergleich der abgeschätzten Trägheitsmomente mit den Simulatordaten dient lediglich der Validierung der in dieser Arbeit zur Abschätzung verwendeten Methode. Das dynamische Verhalten des Simulationsmodells der Boeing 777-F wird weiterhin anhand einer Sensitivitätsanalyse auf den Einfluss einer Änderung der Trägheitsmomente untersucht, um die Beeinflussung des Modells durch Ungenauigkeiten in der Abschätzung zu identifizieren (vgl. Kapitel 5.3.4).

5 Modellierung der dynamischen Seitenbewegung

In diesem Kapitel wird der Aufbau des Modells zur Untersuchung und Simulation der dynamischen Seitenbewegung der Boeing 777-F beschrieben. Dabei wird zunächst auf die Modellierung und Analyse der ungedämpften Eigenbewegung des Flugzeugs eingegangen sowie der mögliche Einfluss der Dynamik von Steuerflächenaktuatoren untersucht. Anschließend soll die Reglerarchitektur des Gierdämpfers in das Modell integriert und hinsichtlich des verwendeten Auslegungsverfahrens sowie der Reglerkomponenten und Funktionsweise beschrieben werden. Das Modell soll es ermöglichen die Effekte der Riblet-Modifikation auf die dynamische Stabilität der Seitenbewegung des Flugzeugs mit integriertem Gierdämpfer-System sowohl im Zeitbereich, als auch im Frequenzbereich zu untersuchen. Um eine solche vergleichende Analyse durchzuführen wird in diesem Kapitel zunächst die Validierung des Basismodells mit integriertem Gierdämpfer anhand eines Testflugdatensatzes beschrieben sowie die Sensitivität des abgeschätzten Modells in Bezug auf die Änderung einzelner Systemparameter untersucht. Für die Modellierung und Untersuchung der Flugzeugdynamik wird die MathWorks Software *Matlab/Simulink* [46] als Simulationsumgebung verwendet. Für das Reglerdesign und die durchgeführten Simulationen werden vorrangig die Funktionen und Algorithmen der *Control System Toolbox* [47] eingesetzt. Die Software *Simulink* stellt ein grafisches Modellierungs- und Simulationswerkzeug für die Untersuchung dynamischer Systeme dar und basiert auf einer blockorientierten Simulationsmethodik. Das Modell ist demnach aus einzelnen Blöcken aufgebaut, welche mathematische Funktionen oder physikalische Systemkomponenten repräsentieren. Die Simulation wird anhand von numerischen Integrationsalgorithmen durchgeführt und ermöglicht eine zeitaufgelöste Analyse der resultierenden Zustandsgrößen.

5.1 Modell der Flugzeugdynamik

Als Grundlage für die Analyse und Untersuchung der dynamischen Seitenbewegung der Boeing 777-F in dieser Arbeit dienen die um einen Referenzzustand linearisierten Bewegungsgleichungen (vgl. Kapitel 2.1). Die Darstellung und Implementierung der Bewegungsgleichungen in der Modellierung der Flugzeugdynamik mit *Matlab/Simulink* erfolgt anhand der Verwendung des in Kapitel 2.1 beschriebenen Zustandsraum-Modells (engl. state-space model). Der Zustandsraum wird im Matlab/Simulink-Modell durch die Angabe der Systemmatrix A , der Steuermatrix B sowie der Umrechnungsmatrix C und in diesem Fall der Nullmatrix D definiert. In Abbildung 5.1 ist die Definition des Zustandsraums anhand von Systemgleichung und Ausgangsgleichung angegeben, wie sie für die Implementierung der Flugzeugdynamik im Matlab-Modell verwendet wird. Für das Simulink-Modell wird der Zustandsraum der Seitenbewegung anhand des *State-Space* Blocks implementiert, wobei der Block auf die im Matlab Workspace definierten Matrizen zugreift. Die Darstellung des Blocks mit den entsprechenden Eingangs- und Ausgangsgrößen des Modells der Seitenbewegung ist in Abbildung 5.2 unter Angabe der zugrunde liegenden mathematischen Funktionalität dargestellt.

State-Space Modell Boeing 777-F

I. Systemgleichung
 $\dot{x} = A \cdot x + B \cdot u$

$$\begin{bmatrix} \Delta\dot{\beta} \\ \Delta\dot{p} \\ \Delta\dot{r} \\ \Delta\dot{\Phi} \end{bmatrix} = \underbrace{\begin{bmatrix} Y_{\beta} & Y_p & -(u_0 - Y_r) & g \cdot \cos(\theta_0) \\ L_{\beta} & L_p & L_r & 0 \\ N_{\beta} & N_p & N_r & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}}_{\text{Systemmatrix } \mathbf{A}^*} \cdot \begin{bmatrix} \Delta\beta \\ \Delta p \\ \Delta r \\ \Delta\Phi \end{bmatrix} + \underbrace{\begin{bmatrix} 0 & Y_{\delta_r} \\ L_{\delta_a} & L_{\delta_r} \\ N_{\delta_a} & N_{\delta_r} \\ 0 & 0 \end{bmatrix}}_{\text{Steuermatrix } \mathbf{B}^*} \cdot \begin{bmatrix} \Delta\delta_a \\ \Delta\delta_r \end{bmatrix}$$

II. Ausgangsgleichung
 $y = C \cdot x + D \cdot u$

$$\begin{bmatrix} \Delta\beta \\ \Delta p \\ \Delta r \\ \Delta\Phi \end{bmatrix} = \underbrace{\begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}}_{\text{Umrechnungsmatrix } \mathbf{C}} \cdot \begin{bmatrix} \Delta\beta \\ \Delta p \\ \Delta r \\ \Delta\Phi \end{bmatrix} + \underbrace{\begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}}_{\text{Nullmatrix } \mathbf{D}} \cdot \begin{bmatrix} \Delta\delta_a \\ \Delta\delta_r \end{bmatrix}$$

* vereinfachte Darstellung unter Annahme $I_{xz} = 0$;
 dynamisches Modell basiert auf Formulierung der Matrizen aus Kapitel 2.1

Abbildung 5.1: Definition des Zustandsraum-Modells der Seitenbewegung

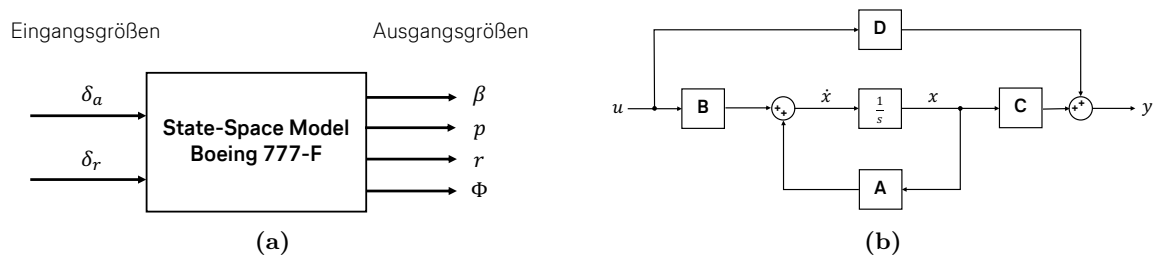


Abbildung 5.2: Zustandsraum-Modell (a) Simulink Block Darstellung (b) Block-Funktionalität

Das Modell zur Untersuchung der Seitenbewegung des Flugzeugs besitzt mit den Steuerflächenausschlägen von Querruder δ_a und Seitenruder δ_r zwei Eingangsgrößen und mit dem Schiebewinkel β , der Rollrate p , der Gierrate r und dem Rollwinkel Φ insgesamt vier Zustands- bzw. Ausgangsgrößen. Das System kann deshalb auch als lineares Mehrgrößensystem (engl. multiple-input multiple output system (MIMO)) charakterisiert werden. In der Flugdynamik wird teilweise für die Analyse der Längsbewegung mit Modellen reduzierter Ordnung bzw. Approximationen der charakteristischen Eigenbewegungsformen gearbeitet. Für die Seitenbewegung wird die Approximation der einzelnen Bewegungsformen durch die starke Kopplung der Bewegungsanteile erschwert. Eine Näherungslösung für die Bewegungsform der Taumelschwingung als reine Gierschwingung würde die Vernachlässigung der Rollbewegung voraussetzen. In der Realität zeigt sich allerdings eine Beteiligung aller Zustandsvariablen an der resultierenden Bewegung, weshalb die Approximation allgemein als ungenau anzusehen ist [7]. Da in dieser Arbeit zum Zweck der Validierung ein Vergleich des dynamischen Modellverhaltens mit Testflugdaten erfolgen soll, wird das zuvor beschriebene Modell vierter Ordnung zur Beschreibung der dynamischen Seitenbewegung der Boeing 777-F beibehalten.

In Abbildung 5.3 sind die für die Modellierung des Zustandsraums benötigten Eingangsdaten der Boeing 777-F mit den verwendeten Ansätzen zur Ableitung bzw. Abschätzung übersichtlich dargestellt (vgl. Kapitel 4).

State-Space Modell Boeing 777-F						
I. Referenzdaten		Flügelfläche S / Spannweite b dynamischer Druck \bar{q}_0 / Geschwindigkeit u_0 Anstellwinkel α_0 / Masse m			Herstellerangaben Referenzzustand / ISA	
II. Aerodynamische Derivative						
statische Derivative	Schiebewinkel	$C_{y\beta}$	$C_{l\beta}$	$C_{n\beta}$	→	CFD Simulation
dynamische Derivative	Rollrate	$C_{\dot{\beta}p} \approx 0$	C_{lp}	C_{np}	→	Abschätzung aus Literatur
	Gierrate	$C_{\dot{\beta}r} \approx 0$	C_{lr}	C_{nr}	→	Abschätzung aus Literatur
Steuerderivative	Querruder	$C_{y\delta_a} \approx 0$	$C_{l\delta_a}$	$C_{n\delta_a} \approx 0$	→	Abschätzung aus Literatur
	Seitenruder	$C_{y\delta_r}$	$C_{l\delta_r}$	$C_{n\delta_r}$	→	CFD Simulation
III. Trägheitsmomente						
$I_{xx} / I_{zz} / I_{xz}$					Massenabschätzung	

Abbildung 5.3: Eingangsdaten des Zustandsraum-Modells der Boeing 777-F

Die Angaben von Referenzdaten wie der Flügelfläche, Spannweite oder des dynamischen Drucks werden benötigt, um aus den dimensionslosen aerodynamischen Derivativen die dimensionsbehafteten Derivative zu berechnen, unter deren Verwendung die Matrizen des Zustandsraums definiert werden. Dazu werden zudem die Trägheitsmomente als Eingangsdaten des Modells benötigt, die abhängig von der beladenen Treibstoffmasse und der Lage des Flugzeugschwerpunkts aus der Massenabschätzung übernommen werden. Da die Abschätzung der Trägheitsmomente für das flugzeugfeste Koordinatensystem gilt, ist es erforderlich die Trägheitsmomente anhand der im Anhang A.2 angegebenen Transformationsbeziehungen in das Stabilitätsachsensystem zu überführen. Für die Modellierung der Boeing 777-F werden die dynamischen Derivative der Seitenkraft vernachlässigt, da diese nach *Roskam* [1] keinen signifikanten Einfluss auf das dynamische Systemverhalten zeigen (vgl. Abbildung 5.3). Die Abschätzung der Steuerflächeneffektivität der Querruder erfolgt anhand von Literaturdaten der Boeing 747 [40], da für einen Querruderausschlag keine Daten aus CFD Simulationen wie für das Seitenruder vorliegen. Basierend auf den in Abbildung 5.3 dargestellten Eingangsdaten des Modells erfolgt die Berechnung der Matrizen des Zustandsraums. Die Software *Matlab* stellt für die Modellierung von linearen Systemen verschiedene Funktionen bereit, um das Modell des Zustandsraums für die Seitenbewegung der Boeing 777-F anhand der Eingangsdaten und daraus berechneten Systemmatrizen zu erstellen.

Das unregelte Modell der Flugzeugdynamik der Boeing 777-F wird auch als „open-loop-Modell“ bezeichnet. Das Verhalten des offenen Systems wird nur durch seine internen Parameter und Eingangsgrößen bestimmt. Es kann zwischen dem Eigenverhalten (engl. flying qualities) und dem Steuerverhalten (engl. handling qualities) des Flugzeugs differenziert werden. Das Eigenverhalten ist durch die inhärenten Stabilitätseigenschaften charakterisiert und lässt sich anhand der Eigenwerte und Eigenvektoren des Systems untersuchen. Es ist unabhängig von externen Einflüssen wie Steuersignalen. Das Verhalten des Flugzeugs als Reaktion auf Steuersignale wird dagegen durch das Steuerverhalten beschrieben und hängt nicht nur von

der Eigendynamik, sondern auch von der Effektivität der Steuerflächen ab. Die Eigenschaften des open-loop-Modells der dynamischen Seitenbewegung der Boeing 777-F bei Reiseflugbedingungen ($Ma = 0.84$, $H = 34000 \text{ ft}$, $\alpha_0 = 2.6^\circ$, $m = 158.8 \text{ t}$) sollen nachfolgend untersucht werden.

5.1.1 Analyse des Eigenverhaltens

Die dynamische Seitenbewegung des Flugzeugs zeigt mit der Rollbewegung, Spiralbewegung und Taumelschwingung drei überlagerte charakteristische Eigenschwingungsformen (vgl. Abschnitt 2.1.6). Zur Untersuchung der Eigendynamik der Boeing 777-F für den ausgewählten Referenzzustand werden anhand der Systemmatrix A die Eigenwerte und Eigenvektoren bestimmt. Die Eigenwerte ergeben sich aus den Nullstellen bzw. Wurzeln der charakteristischen Gleichung des Systems und beschreiben das zeitabhängige Verhalten wie die Geschwindigkeit, Art und Stabilität der Eigenbewegungsform, wohingegen die Eigenvektoren den Einfluss bzw. Anteil der individuellen Zustandsgrößen in Form von Amplitude und Phasenverschiebung angeben [48].

Für das Modell der Boeing 777-F können zwei reelle Eigenwerte und ein komplexes Eigenwertpaar identifiziert werden. Die reellen Eigenwerte des Systems beschreiben die aperiodische Roll- und Spiralbewegung, wobei die Rollbewegung als schnelle und stark gedämpfte Bewegungsform charakterisiert werden kann. Die Spiralbewegung dagegen verläuft langsam und nur leicht gedämpft und kann für einige Flugzeuge oder Flugzustände auch instabil sein. Die Taumelschwingung wird durch das komplexe Eigenwertpaar beschrieben und stellt eine oszillierende und leicht gedämpfte Eigenschwingungsform dar. Die Eigenwerte des Systems werden auch als Pole bezeichnet und sind in Tabelle 5.1 angegeben. Die Anzahl der Pole entspricht der Ordnung des dynamischen Systems, so stellt das Modell der Seitenbewegung der Boeing 777-F ein System vierter Ordnung dar. Die Nullstellen zeigen die Frequenzen an, welche durch das System nicht übertragen werden. Anhand der Lage der Pole in der komplexen Ebene kann zudem die Eigenschaft der Stabilität untersucht werden, welche ausschließlich von der Systemmatrix A und den Eigenwerten abhängt. Da für das Modell der Boeing 777-F alle Eigenwerte einen negativen Realteil besitzen gilt das Modell der open-loop-Dynamik als asymptotisch stabil [10].

Die ungedämpfte Eigenbewegungsform der Taumelschwingung wird für das Modell der Boeing 777-F durch eine initiale Störung in Größe der entsprechenden Eigenvektoren angeregt, um das Schwingungsverhalten im Zeitbereich zu untersuchen. Eine willkürliche Störung regt generell alle drei Bewegungsformen überlagert an. Der Zeitverlauf der Bewegungsgrößen als Reaktion auf die Anregung der Taumelschwingung ist in Abbildung 5.4 dargestellt. Das open-loop-Modell der Boeing 777-F zeigt anhand der leicht gedämpften Oszillation und Beteiligung aller Bewegungsvariablen mit großen Amplituden ein typisches dynamisches Verhalten für diese Bewegungsform. Die Schwingung ist durch eine phasenverschobene koordinierte Roll-, Gier- und Schiebewegung gekennzeichnet.

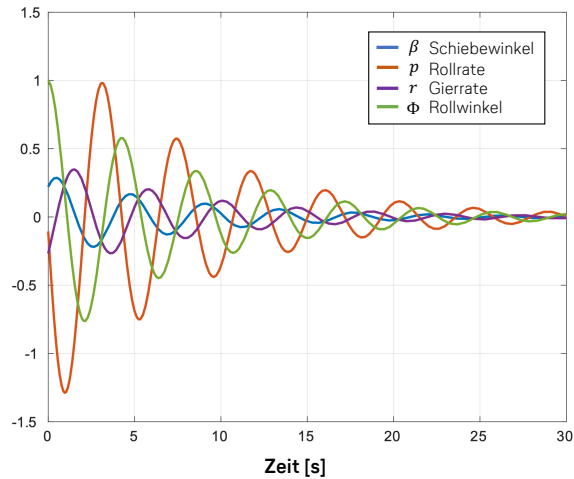


Abbildung 5.4: Modale Anregung der Taumelschwingung des Boeing 777-F Modells

Als Kenngrößen der Eigendynamik werden die Kennkreisfrequenz, der Dämpfungsgrad (Abnahme der Amplitude von einer zur nächsten Periode) sowie die Schwingungsdauer und Zeitkonstante für die jeweiligen Bewegungsformen ermittelt (vgl. Tabelle 5.1). Da es sich bei der Rollbewegung und Spiralbewegung um aperiodische (nicht oszillierende) Bewegungsformen handelt, kann der Parameter der Schwingungsdauer lediglich für die Taumelschwingung bestimmt werden. Die formelmäßigen Zusammenhänge zur Bestimmung dieser Kenngrößen aus den Eigenwerten des Systemmodells sind in Anhang C angegeben.

Tabelle 5.1: Kenngrößen der Eigendynamik des Modells der Boeing 777-F

	Taumelschwingung	Rollbewegung	Spiralbewegung
Eigenwert λ_i	$-0.1063 + 1.4484i$ $-0.1063 - 1.4484i$	-1.5898	-0.0165
Eigenfrequenz ω_0 (rad/s)	1.45	1.5898	0.0165
Dämpfungsgrad ζ	0.0732	1	1
Schwingungsdauer T (s)	4.339	-	-
Zeitkonstante τ (s)	9.41	0.629	60.7

In den Zulassungsvorschriften für große Verkehrsflugzeuge der amerikanischen und europäischen Zulassungsbehörden (FAR Part 25/CS-25) [49] sind bezüglich der Eigenschaften der dynamischen Stabilität der Taumelschwingung außer der Vorgabe einer „positiven Dämpfung“ keine konkreten Anforderungen vorgegeben. Aus diesem Grund werden zur Bewertung der Flugeigenschaften bzw. der Eigendynamik des Flugzeugs die Mindestanforderungen aus der militärischen Spezifikation MIL-F-8785-C [11] herangezogen. Für die Boeing 777-F als großes Transportflugzeug gelten die Anforderungen der Klasse III, welche für den Reiseflug (Flugphase B) in Bezug auf die Taumelschwingung in Tabelle 5.2 angegeben sind.

Tabelle 5.2: Flugeigenschaftsforderungen Taumelschwingung aus MIL-F-8785-C [11]

Level	Kennkreisfrequenz $(\omega_0)_{\min}$ (rad/s)	Dämpfungsgrad $(\zeta)_{\min}$	Abklingkoeffizient $(\sigma)_{\min}$ (rad/s)
1	0.4	0.08	0.15
2	0.4	0.02	0.05
3	0.4	0	-

Level 1: ausreichend für Flugmission

Level 2: ausreichend für Flugmission verbunden mit erhöhter Belastung des Piloten

Level 3: unzureichend für Flugmission verbunden mit hoher Belastung des Piloten

Die Untersuchung der Eigendynamik open-loop-Modells der Boeing 777-F zeigt im Vergleich mit den Mindestanforderungen aus der MIL-F-8785-C eine zu geringe Dämpfung der Taumelschwingung, wie es für die meisten Verkehrsflugzeuge üblich ist. Zur künstlichen Erhöhung der dynamischen Stabilität und Adaption der Eigendynamik des Modells der Boeing 777-F wird in Abschnitt 5.2 die Modellierung und Integration des Gierdämpfers beschrieben.

5.1.2 Analyse des Steuerverhaltens

Das Steuerverhalten des Flugzeugs beschreibt die Reaktion auf Steuereingaben des Piloten und hängt nicht nur von der Eigendynamik, sondern auch von der Wirksamkeit der Steuerflächen ab. Für eine Untersuchung des Steuerverhaltens werden die Übertragungsfunktionen des Systems ermittelt, welche das Verhältnis zwischen Systemausgang und Systemeingang und somit zwischen Steuerflächenausschlägen und Bewegungsgrößen kennzeichnen. In einem linearen Mehrgrößensystem wie dem Modell zur Beschreibung der Seitenbewegung der Boeing 777-F, gibt es zwischen jeder Eingangs- und Ausgangsgröße ein messbares Übertragungsverhalten deren Wirkungen sich linear überlagern. Da die Seitenbewegung des Flugzeugs mit dem Seitenruder und den Querrudern durch zwei Steuerflächen beeinflusst wird, ergeben sich zwei Sets von Übertragungsfunktionen für jeweils die entsprechende Steuerfläche (Seitenruder/Querruder) und jede Bewegungsvariable (Schiebewinkel/Rollrate/Gierrate/Rollwinkel). Die Übertragungsfunktionen der Boeing 777-F können im Matlab/Simulink-Modell anhand der Funktion *tf* (transfer-function-model) direkt aus der Definition des Zustandsraums abgeleitet werden. In Abbildung 5.5 ist die Modellierung des open-loop-Modells der Boeing 777-F in *Simulink* vergleichend unter Verwendung des Zustandsraummodells sowie anhand der Übertragungsfunktionen des Systems dargestellt.

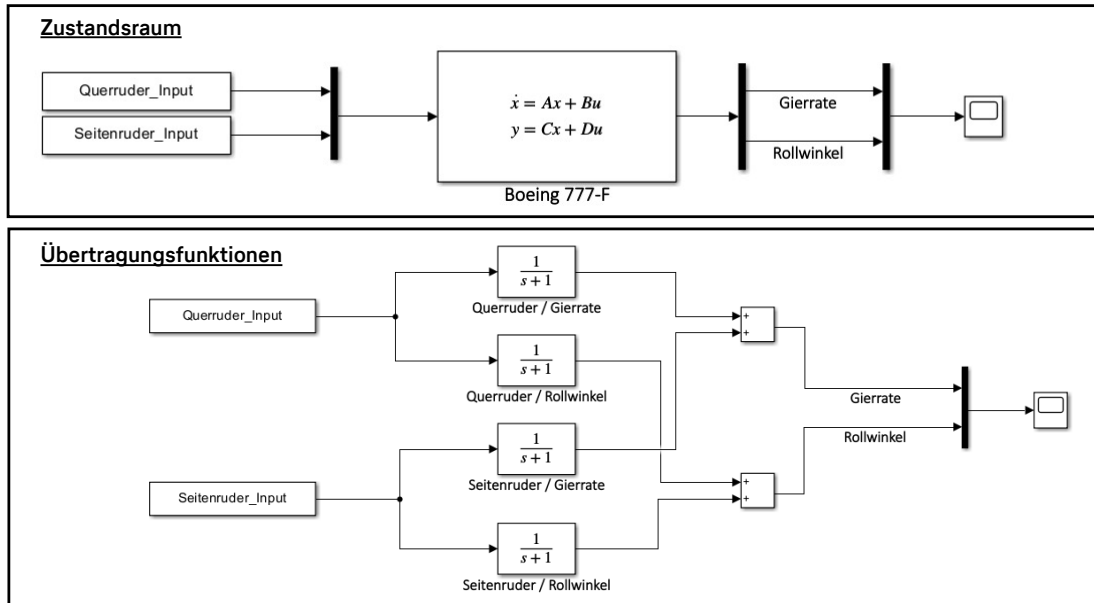


Abbildung 5.5: Simulink Modellierung Zustandsraum vs. Übertragungsfunktionen

Die Modellierung der Übertragungsfunktionen erfolgt anhand der Definition des Nenner- und Zählerpolynoms, wobei der Nenner der Übertragungsfunktionen das charakteristische Polynom des Systems darstellt, welches wiederum die dynamischen Stabilitätseigenschaften des Flugzeugs beschreibt. Für das unregelte open-loop-Modell der Flugzeugdynamik beeinflusst nur das Nennerpolynom den Charakter der dynamischen Stabilität des Reaktionsverhaltens des Flugzeugs, das Zählerpolynom hingegen bestimmt die Größenordnung der Reaktion auf einen Steuerflächenausschlag.

Zur Untersuchung des Steuerverhaltens des dynamischen Systemmodells der Boeing 777-F im Zeitbereich wird die Impulsantwort als Reaktion auf die Anregung des Modells mit Hilfe des Dirac-Impulses (Einheitsimpuls) erzeugt (vgl. Abbildung 5.6). Die Impulsantwort wird in der Regelungstechnik zur Charakterisierung linearer dynamischer Systeme als Testfunktion verwendet [50].

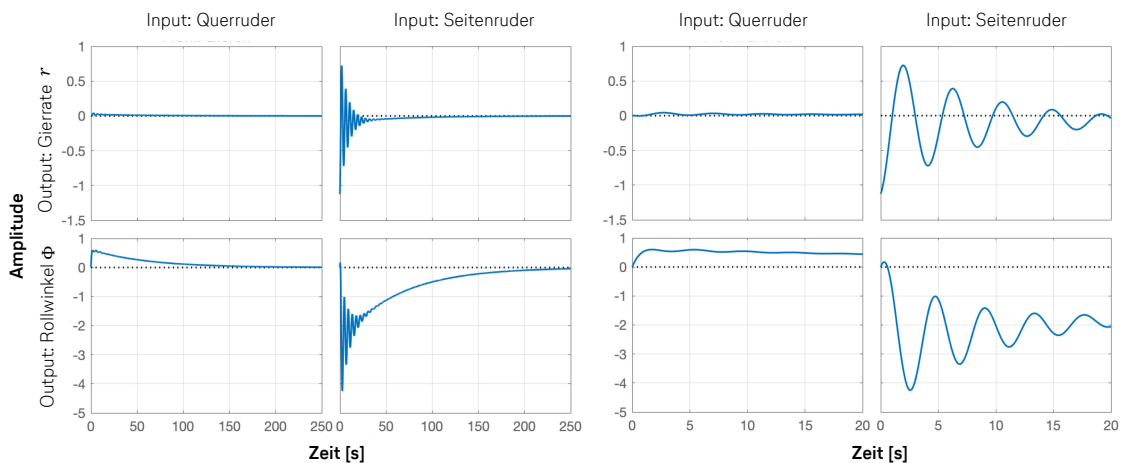


Abbildung 5.6: Impulsantworten des Modells der Boeing 777-F (open-loop)

Die Betrachtung der Impulsantworten des Systems über einen längeren Zeitraum zeigt den natürlich gedämpften und dynamisch stabilen Verlauf der Flugzeugbewegung nach einer Störung. Als Reaktion auf einen Impuls der Querruder stellt sich ein Rollwinkel ein, was als normales Roll- bzw. Kurvenflugverhalten des Flugzeugs bewertet werden kann. Ein Impuls des Seitenruders dagegen ruft eine Schwingung des Rollwinkels und der Gierrate hervor und zeigt die Autorität der Steuerfläche über die oszillierende Bewegungsform der Taumelschwingung. Neben der Analyse im Zeitbereich wird das Systemverhalten bzw. Steuerverhalten der Boeing 777-F zudem im Frequenzbereich untersucht. Das Übertragungsverhalten des Flugzeugs und die resultierende Amplitude der Bewegungsvariablen ist nicht nur von der Amplitude der Anregung durch eine Steuerfläche abhängig, sondern auch von der Frequenz der Anregung. Diese frequenzabhängigen Eigenschaften des linearen Systemmodells der Boeing 777-F lassen sich mit Hilfe des Bode-Diagramms (engl. bode plot) darstellen und untersuchen. Im Bode-Diagramm ist der Frequenzgang der Übertragungsglieder anhand von Amplitude und Phase dargestellt, welcher den Zusammenhang zwischen einer sinusförmigen Anregungsfunktion und der Systemantwort im eingeschwungenen Zustand beschreibt [51]. In Abbildung 5.7 sind die Bode-Diagramme des open-loop-Modells der Boeing 777-F für die Bewegungsvariablen der Gierrate und des Rollwinkels dargestellt.

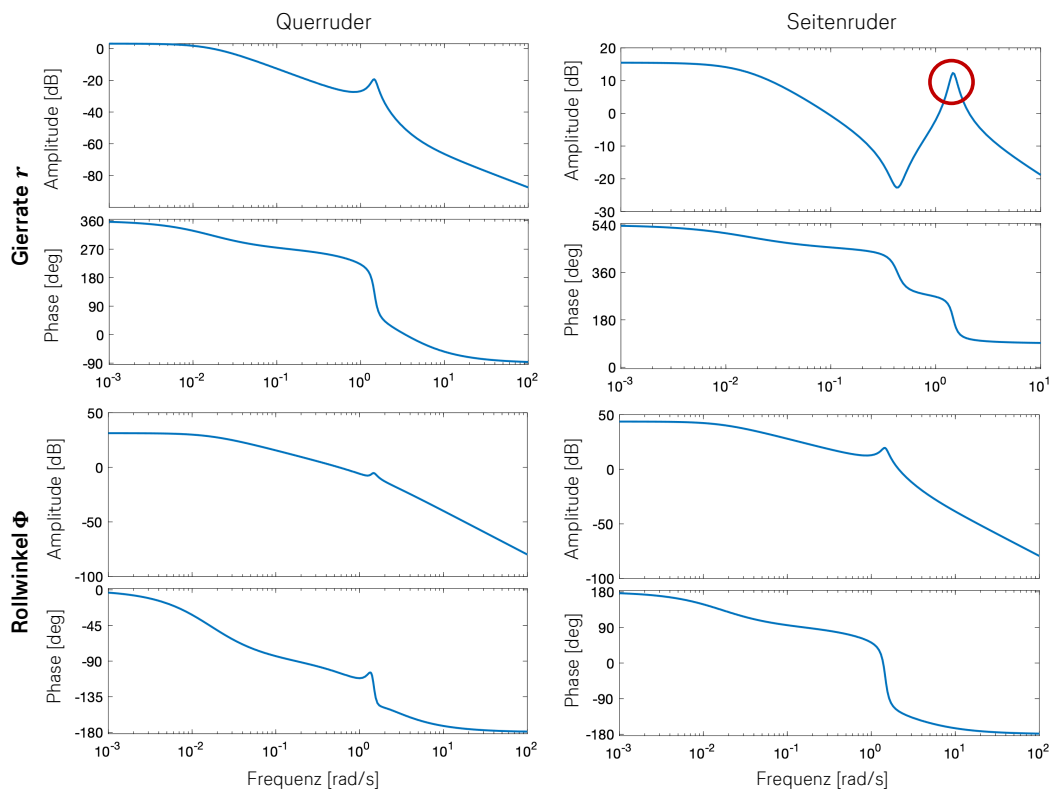


Abbildung 5.7: Bode Diagramme des Boeing 777-F Modells (open-loop)

Die Analyse des Systemverhaltens im Frequenzbereich kann dazu genutzt werden, mögliche Strategien für die Regelung bzw. den Reglerentwurf zu identifizieren. So geht aus dem Übertragungsverhalten zwischen Seitenruder und Gierrate hervor, dass die Steuerfläche im Eigenfrequenzbereich der Taumelschwingung ($\omega_0 = 1.45 \text{ rad/s}$) großen Einfluss auf die Gierrate besitzt (rote Markierung). Die Eigenfrequenzen des Systems zeigen sich in den Übertragungs-

funktionen in Form von lokalen Peaks der Amplitude und einem starken Abfall der Phase. Für die Anregung bei diesen Frequenzen zeigt sich eine Empfindlichkeit des Systems auf Eingangssignale und eine Überhöhung der Systemantwort. Anhand der Bode-Diagramme für die linearisierte Seitenbewegung der Boeing 777-F im Reiseflug können diese Überhöhungen im Übertragungsverhalten des Systems besonders für die Eigenfrequenz der Taumelschwingung identifiziert werden, was auf eine geringe Dämpfung des Flugzeugs bezüglich dieser Eigenbewegungsform hindeutet.

5.1.3 Einfluss der Aktuatordynamik

Für die Modellierung der Dynamik der Boeing 777-F gilt es einen möglichen Einfluss durch die Aktuatoren der Steuerflächen zu untersuchen. Die Steuerflächen moderner Verkehrsflugzeuge wie der Boeing 777-F werden gewöhnlich von elektro-hydraulischen Servoaktuatoren verstellt, welche ebenfalls ein für das System charakteristisches dynamisches Verhalten besitzen (bedingt durch mechanische/elektrische/hydraulische Trägheit) und komplexe technische Systeme darstellen. Für das Simulationsmodell der Boeing 777-F stellt die ebenfalls grundsätzlich nichtlineare Aktuatordynamik eine Black-Box dar, deren Einfluss auf die Flugzeugdynamik der Seitenbewegung anhand vereinfachter Modelle untersucht werden soll. Aus der Literatur geht hervor, dass die Modellierung der Dynamik eines Steuerflächenaktuators vor dem Hintergrund der Auslegung eines Flugregelungssystems anhand der Berücksichtigung der finiten Bandbreite des Aktuators ausreichend ist [51, 52]. So wird berücksichtigt, dass die Steuerflächen nicht unendlich schnell bewegt werden können. Die Aktuatordynamik wird vergleichend anhand einer Verzögerung erster Ordnung sowie eines Systems zweiter Ordnung modelliert. Die Ordnung des Systems besitzt einen Einfluss auf die Anzahl der Pole, welche in Reihenschaltung mit dem open-loop-Modell der Boeing 777-F für die Auslegung des Gierdämpfers von Relevanz ist [48]. Die Dynamik der Steuerflächenaktuatoren wird für die linearisierte Modellierung anhand der folgenden Übertragungsfunktionen implementiert [13, 48].

- Aktuatormodell 1. Ordnung

$$\frac{\delta}{\delta_{\text{cmd}}} = \frac{1}{1 + T_{\text{act}} \cdot s} \quad (5.1)$$

- Aktuatormodell 2. Ordnung

$$\frac{\delta}{\delta_{\text{cmd}}} = \frac{\omega_{0,\text{act}}^2}{s^2 + 2\zeta_{\text{act}} \cdot \omega_{0,\text{act}} \cdot s + \omega_{0,\text{act}}^2}$$

Für die Systemparameter der Steuerflächenaktuatoren werden basierend auf Angaben aus der Literatur von *Stevens* [6] und *Holzappel* [48] Annahmen für die Kennkreisfrequenz und Dämpfung eines typischen repräsentativen hydraulischen Aktuatorsystems getroffen. Für das Modell erster Ordnung wird eine Zeitkonstante von $T_{\text{act}} = 0.05 \text{ s}$ gewählt und für das Modell zweiter Ordnung eine Kennkreisfrequenz von $\omega_{0,\text{act}} = 40 \text{ Hz}$ sowie eine Dämpfung von $\zeta = 0.9$. Da die Dynamik der Steuerflächenaktuatoren im Vergleich zur Flugzeugdynamik eine deutlich höhere Bandbreite aufweist, besitzen Ungenauigkeiten in diesen Annahmen einen vernachlässigbaren Einfluss [48]. Die Untersuchung der verschiedenen Aktuatormodelle im Frequenzbereich ist anhand eines Vergleichs der Bode-Diagramme für das open-loop-

Modell der Flugzeugdynamik (Boeing 777-F Baseline) mit der jeweiligen Reihenschaltung von Baseline-Modell und Aktuatormodell in Abbildung 5.8 dargestellt.

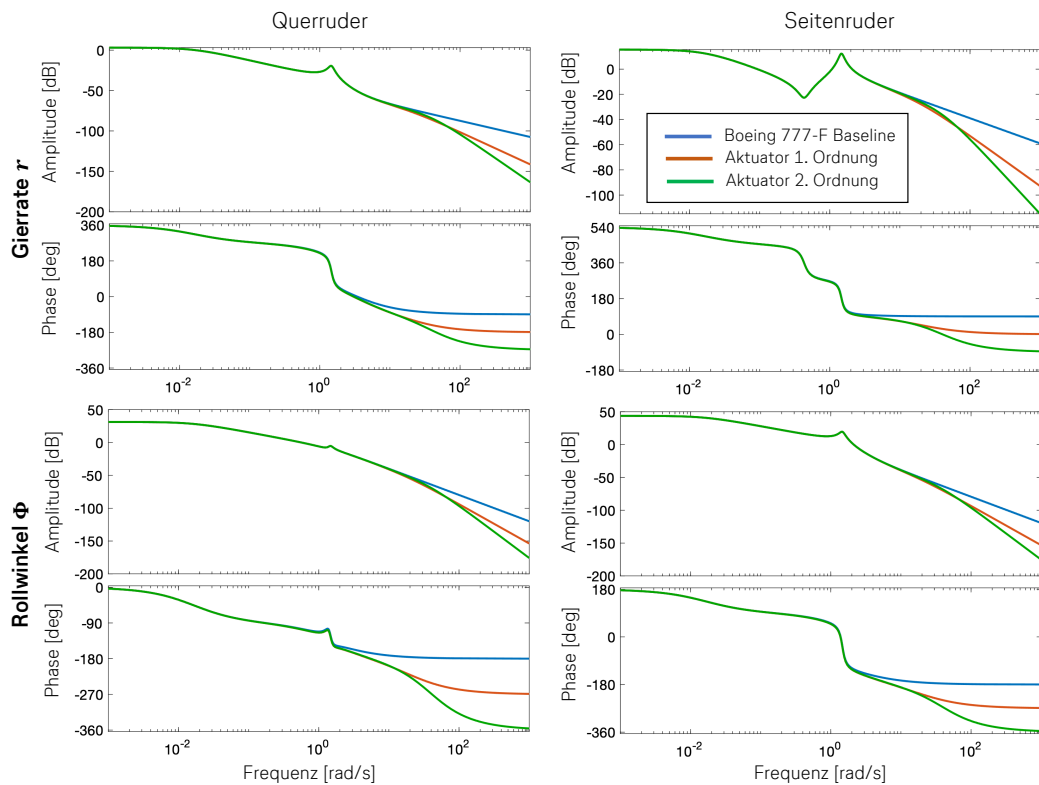


Abbildung 5.8: Bode Diagramme des Boeing 777-F Modells (Aktuatordynamik)

Für das Modell der Flugzeugdynamik der Boeing 777-F zeigt sich ein Einfluss durch die Aktuatordynamik auf die Amplitude der Systemantwort für beide Modellierungsansätze erst im höheren Frequenzbereich ($\omega_0 \approx 10 \text{ rad/s}$). Mit zunehmender Frequenz reduziert die Berücksichtigung eines Aktuatormodells im Gegensatz zum Baseline-Modell die Amplitude der Systemantwort. Für die Flugzeugdynamik bedeutet dieser Effekt, dass sehr hochfrequente Anregungen der Steuerfläche keine oder eine verringerte Reaktion zeigen, da die Trägheit des Systems eine beliebig schnelle Reaktion der Steuerfläche verhindert. Andererseits zeigt sich anhand der Bode-Diagramme die Beeinflussung der Phasenverschiebung durch die Berücksichtigung der Aktuatordynamik. Dieser Effekt zeigt sich im Gegensatz zur Amplitude schon bei tieferen Frequenzen ab $\omega_0 \approx 1.5 \text{ rad/s}$ und verdeutlicht, dass der Phasenverlust das kennzeichnende Merkmal der Steuerflächendynamik ist. Unterschiede in dieser durch das Aktuatorssystem verursachten Phasenverschiebung zeigen sich für den Vergleich der Modellierung erster und zweiter Ordnung jedoch wiederum erst ab höheren Frequenzen ($\omega_0 \approx 20 \text{ rad/s}$). Wesentliche Erkenntnisse bezüglich der Berücksichtigung der Modellierung der Steuerflächendynamik ist die resultierende Phasenverschiebung als signifikanter Einfluss auf die Flugzeugdynamik. Diese hängt genauso wie die Reduzierung der Amplitude erst im höheren Frequenzbereich von der gewählten Ordnung des Systems ab. Es ist jedoch zu beachten, dass diese hohen Frequenzen nicht den Betriebsbereich des Flugzeugs widerspiegeln und der Effekt der Phasenverschiebung im relevanten Bereich für die Flugzeugdynamik ($\omega_0 \approx 1.0\text{--}2.0 \text{ rad/s}$) sehr gering ausfällt. Auch die Untersuchung der resultierenden Phasenverschiebung anhand

der Impulsantworten des Systems im Zeitbereich in Abbildung 5.9 zeigt einen sehr geringen und daher vernachlässigbaren Effekt der Aktuatordynamik.

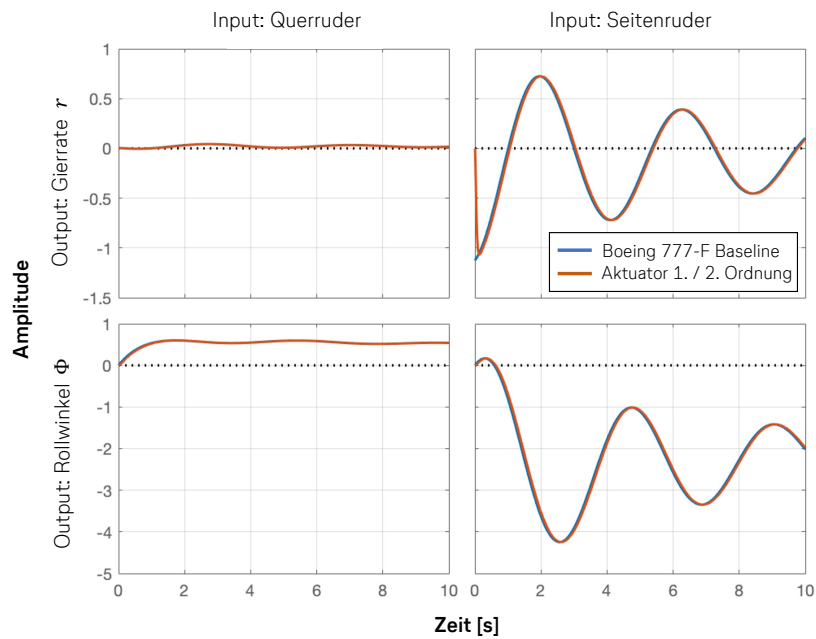


Abbildung 5.9: Impulsantworten des Boeing 777-F Modells (Aktuatordynamik)

Die Berücksichtigung der Aktuatordynamik im Modell der Flugzeugdynamik ist jedoch aufgrund der zusätzlichen Pole und Nullstellen für die Auslegung des Reglers von Relevanz und wird deshalb für die Modellierung des Gierdämpfers in dieser Arbeit anhand des Modells zweiter Ordnung implementiert.

5.2 Modell des Gierdämpfers

Nach der Untersuchung der Dynamik des open-loop-Modells der Boeing 777-F soll in diesem Abschnitt die Modellierung und Implementierung eines klassischen Gierdämpfer-Systems beschrieben werden. Das geschlossene Systemmodell der Flugzeugdynamik mit Rückführung bzw. Regelung wird nachfolgend als „closed-loop-Modell“ bezeichnet. Der Gierdämpfer eines Flugzeugs dient zur Modifikation der Eigenbewegungsform der Taumelschwingung, indem der Regler die Gierrate misst und auf die Steuerfläche des Seitenruders zur Dämpfung der Gierbewegung zurückführt. Als Komponente des Stability Augmentation Systems des Flugzeugs dient der Gierdämpfer dazu, unzureichende dynamische Eigenschaften des Entwurfs für bestimmte Flugzustände durch eine künstliche Erhöhung der Stabilität zu verbessern.

Nachfolgend soll die Architektur des Reglers in das Matlab/Simulink-Modell der Boeing 777-F integriert und hinsichtlich des verwendeten Auslegungsverfahrens sowie der Reglerkomponenten und Funktionsweise beschrieben werden.

5.2.1 Systemarchitektur

Durch den Flugzeughersteller sind keine Informationen bezüglich der Reglerarchitektur sowie verwendeter Auslegungsverfahren oder Anforderungen an den Gierdämpfer der Boeing 777-F bekannt. Das System wird in verfügbaren Herstellerunterlagen stets als „Black-Box“ behandelt und lediglich anhand seines Funktionsprinzips beschrieben. In Abbildung 5.10 ist der funktionale Aufbau eines klassischen Gierdämpfer-Systems anhand von Blockdiagrammen dargestellt, wie er in der Fachliteratur zur Flugregelung und Flugdynamik beschrieben wird [2, 6, 13, 51].

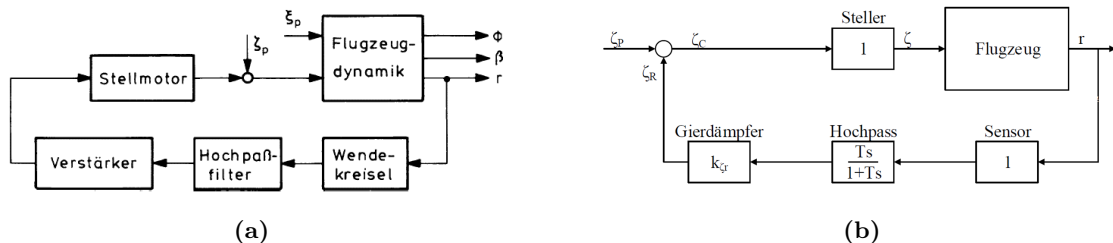


Abbildung 5.10: Blockdiagramm Gierdämpfer (a) Brockhaus [2] (b) Moormann [13]

Die wesentlichen Komponenten eines Gierdämpfer-Systems für ein Verkehrsflugzeug lassen sich demnach als eine Kombination aus Verstärkung (engl. gain) und Hochpass-Filter identifizieren. Die Messung der Drehraten erfolgt anhand von gyroskopischen Sensoren (Kreiseln) innerhalb der inertialen Messeinheit des Flugzeugs. Das Signal der Gierrate wird in der Rückführung verstärkt und dient dazu, anhand der Steuerfläche des Seitenruders ein Giermoment zu erzeugen, welches der gemessenen Gierrate des Flugzeugs entgegenwirkt. Dieses Verhalten stellt allerdings eine Problematik für den koordinierten Kurvenflug dar, da der Pilot in diesem Fall größere Ruderausschläge kommandieren müsste, um das Verhalten des Gierdämpfers zu übersteuern. Aus diesem Grund wird ein Hochpass-Filter in die Rückführung integriert, der auch als „Washout-Filter“ bezeichnet wird. Anhand des Filters wird die gemessene Gierrate so differenziert, dass sie für konstante Verläufe wie im Kurvenflug herausgefiltert wird [2].

Die Verwendung des Seitenruders als Steuerfläche für die Realisierung des Gierdämpfers geht ebenso aus der Untersuchung der Übertragungsfunktionen der Boeing 777-F im Frequenzbereich in Abschnitt 5.1.2 hervor. Anhand des Übertragungsverhalten des Systems in Abbildung 5.7 kann für die Steuerfläche des Seitenruders eine große Autorität bezüglich der Amplitude der Gierrate im Frequenzbereich der Taumelschwingung des Flugzeugs identifiziert werden. Für die Implementierung der dargestellten Architektur des Regelkreises für das Simulationsmodell der Boeing 777-F gilt es die Elemente der Aktuatordynamik, die bereits für das open-loop-Modell integriert wurde sowie den Hochpass-Filter und die Verstärkung zu modellieren. Die Dynamik der Sensoren zur Messung der Gierrate wird für die Untersuchung in dieser Arbeit vernachlässigt, da nach *Roskam* [51] die niedrigste Eckfrequenz der Übertragungsfunktion des Sensors gewöhnlich größer ist, als die größte Eckfrequenz des relevanten Übertragungsverhaltens des Flugzeugs und der Sensor somit im untersuchten Frequenzbereich keinen Effekt auf die Flugzeugdynamik besitzt. In Abbildung 5.11 ist vergleichend die Modellierung der open-loop-Dynamik der Boeing 777-F sowie das closed-loop-Modell mit integriertem Gierdämpfer in der Simulationsumgebung von Simulink dargestellt.

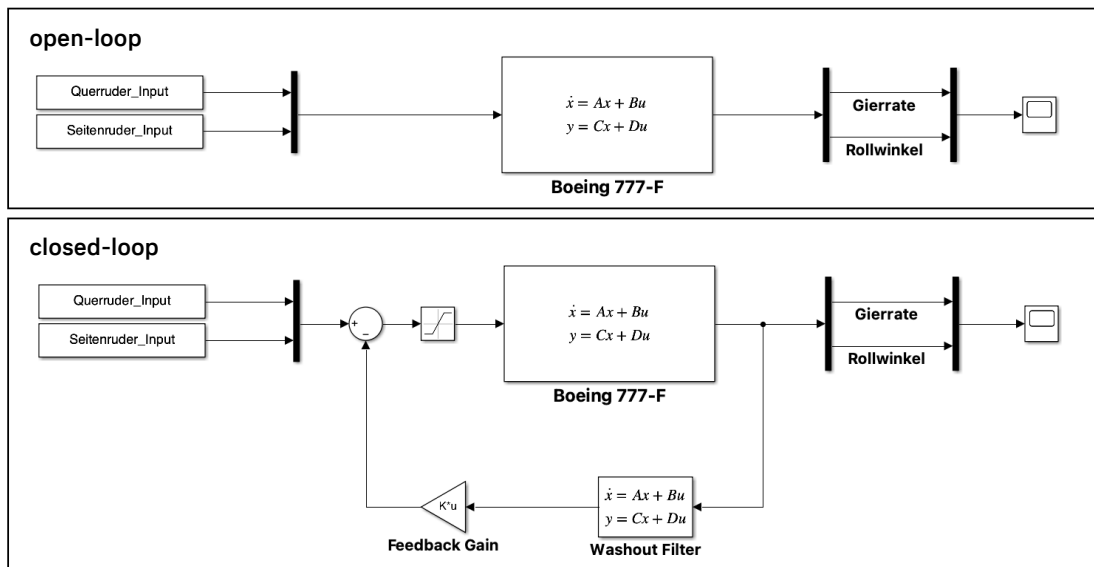


Abbildung 5.11: Simulink open-loop vs. closed-loop Modellierung der Boeing 777-F

5.2.2 Methodik der Reglerauslegung

Die in dieser Arbeit verwendete Methodik zur Auslegung des Gierdämpfers für die Modellierung der Dynamik der Seitenbewegung der Boeing 777-F basiert auf der verfügbaren Datenlage, die als direkte Randbedingung für die Modellierung angesehen werden kann. Für die Auslegung und das Design von Reglern existieren in der Regelungstheorie verschiedene Methoden, die auf unterschiedlichen analytischen Ansätzen beruhen und historisch mit der Entwicklung moderner Computer gewachsen sind. Allerdings ist nach *Brockhaus* [2] das konkrete verwendete Auslegungsverfahren im Vergleich zu einem pragmatischen Vorgehen und dem Erfolg des Auslegungsprozesses eher zweitrangig. Für die Analyse und Untersuchung des Modells der Boeing 777-F mit Gierdämpfer stehen zur Bewertung und Evaluierung Testflugdaten bereit, anhand derer das Verhalten des Simulationsmodells validiert und kalibriert werden soll. Moderne Auslegungsverfahren wie die Methode der Pol-Vorgabe (engl. eigenstructure assignment), bei der die Eigendynamik des geschlossenen Systems als Auslegungsziel definiert wird oder die Verwendung eines linear-quadratischen Regelungsansatzes (engl. linear quadratic regulator (LQR)) unter Verwendung von Gewichtungsmatrizen zur Minimierung einer Kostenfunktion setzen voraus, dass Informationen bezüglich der Dämpfung oder Lage der Pole des geschlossenen dynamischen Systems sowie weitere Auslegungsziele für das Regelungssystem vorliegen.

Das vorrangige Ziel der Modellierung und Auslegung des Gierdämpfers in dieser Arbeit ist die Realisierung eines transparenten Entwurfsprozesses mit möglichst wenigen unbekanntem Systemparametern sowie die Möglichkeit der Untersuchung des Effekts, welchen die Implementierung des Regelkreises auf die Dynamik des unregulierten open-loop-Modells der Boeing 777-F besitzt. Aus diesem Grund wird die Auslegung des Gierdämpfers anhand der Methode der Wurzelortskurve vorgenommen, die eine Vorgehensweise aus der klassischen Regelungstheorie darstellt. Diese Methode basiert auf der Darstellung des Systems anhand seiner Übertragungsfunktionen, welche für die Umsetzung des Auslegungsverfahrens in *Matlab* wie für die Analyse des Steuerverhaltens (vgl. Abschnitt 5.1.2) aus der Modellierung des Systems anhand des Zustandsraum-Modells abgeleitet werden können. Die Wurzelortskurve zeigt die Lage der Pole und Nullstellen des geschlossenen Systems in Abhängigkeit der Variation der Verstärkung K (vgl. Abbildung 5.11) im Regelkreis für einen Übertragungsweg des Systems [6]. Das Systemmodell der Seitenbewegung der Boeing 777-F stellt allgemein ein Mehrgrößensystem mit insgesamt acht Übertragungswegen dar. Anhand des Verfahrens der Wurzelortskurve lässt sich jedoch nur eine Übertragungsfunktion gleichzeitig untersuchen. Für den Gierdämpfer gilt es anhand der Wurzelortskurve für die Übertragungsfunktion von Seitenruder auf die Gierrate die Feedback-Gain des Regelungssystems zu bestimmen. Wird ein Feedback-Loop geschlossen beeinflusst dieser in einem Mehrgrößensystem, wie es die Seitenbewegung der Boeing 777-F darstellt, jedoch auch die Lage der Pole und Nullstellen der verbleibenden Übertragungsfunktionen [6]. Müssen in einem Entwurfsverfahren für ein Mehrgrößensystem mehrere Rückführungen ausgelegt werden, so bedarf es eines iterativen Vorgehens und einer Anpassung und Abstimmung der verschiedenen Gains zur Optimierung des Verhaltens des Regelkreises. Für die Auslegung des Gierdämpfers in dieser Arbeit lässt sich die Problemstellung mit der Rückführung der Gierrate auf das Seitenruder auf einen zu modifizierenden Übertragungsweg reduzieren womit das Verfahren der Wurzelortskurve eine geeignete und

praktikable Methodik zur Auslegung des Reglers darstellt.

In Abbildung 5.12 ist der Ablauf des Vorgehens zur Reglerauslegung des Gierdämpfers dargestellt. Die verwendeten Funktionen für die Analyse und Umformungen des dynamischen Systems (Zustandsraum-Modell/Übertragungsfunktionen) sowie die graphische Darstellung der Wurzelortskurve sind in der *Control System Toolbox* von *Matlab* implementiert, unter Verwendung derer die Auslegung des Regelungssystems für das dynamische Modell der Boeing 777-F vorgenommen wird. Es soll zudem die Auslegung des Gierdämpfers ohne und mit der Komponente des Washout-Filters untersucht werden, um vergleichend den Einfluss auf das Systemverhalten analysieren zu können.

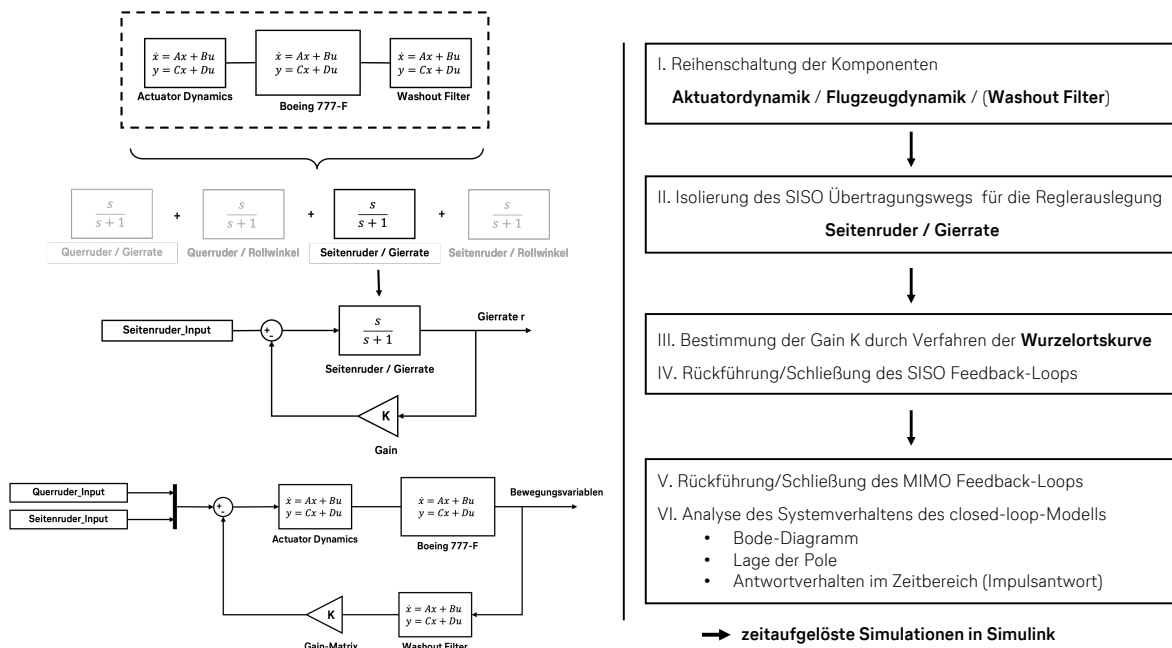


Abbildung 5.12: Ablaufplan zur Auslegung des Gierdämpfers

5.2.3 Gierdämpfer ohne Washout-Filter

In diesem Abschnitt wird zunächst die Auslegung eines Gierdämpfers für das Modell der Boeing 777-F unter Vernachlässigung der Komponente des Washout-Filters untersucht und beschrieben. Das System setzt sich somit aus den Komponenten der Aktuatordynamik, der Flugzeugdynamik und der Feedback-Gain des Reglers zusammen. Der Einfluss der Aktuatordynamik auf das Systemverhalten des open-loop-Modells wurde bereits in Abschnitt 5.1.3 betrachtet. Für die Auslegung des Reglers anhand des Verfahrens der Wurzelortskurve sind die durch das Aktuatormodell zusätzlich eingebrachten Nullstellen und Pole relevant. In Abbildung 5.13 sind die Pole und Nullstellen des offenen Systems unter Berücksichtigung der Aktuatordynamik anhand des Modellierungsansatzes zweiter Ordnung (vgl. Gleichung 5.1.3) dargestellt.

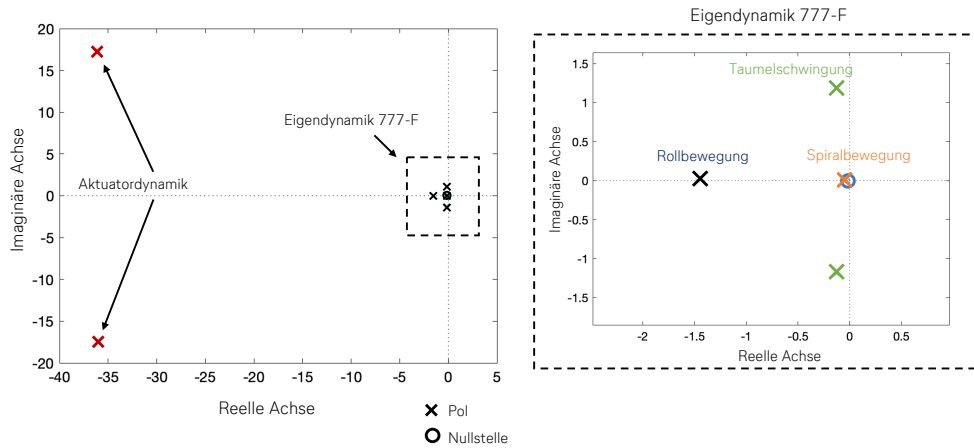


Abbildung 5.13: Pol-Nullstellen Diagramm des open-loop Modells mit Aktuatordynamik

Das Aktuatormodell zweiter Ordnung bringt in Reihenschaltung mit der Flugzeugdynamik ein zusätzliches komplexes Pol-Paar in das offene System ein. In Abbildung 5.14 ist die Wurzelortskurve für den Systemübertragungsweg von Seitenruder und Gierrate vergleichend für die Modellierung ohne und mit Aktuatordynamik dargestellt.

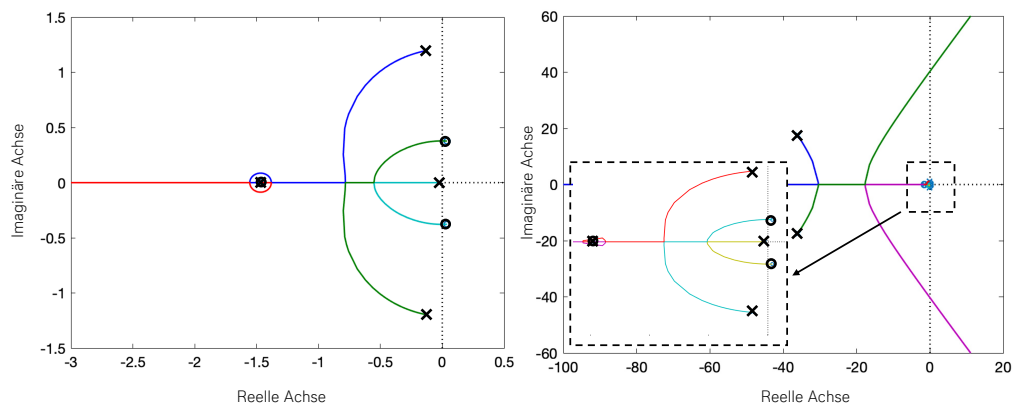


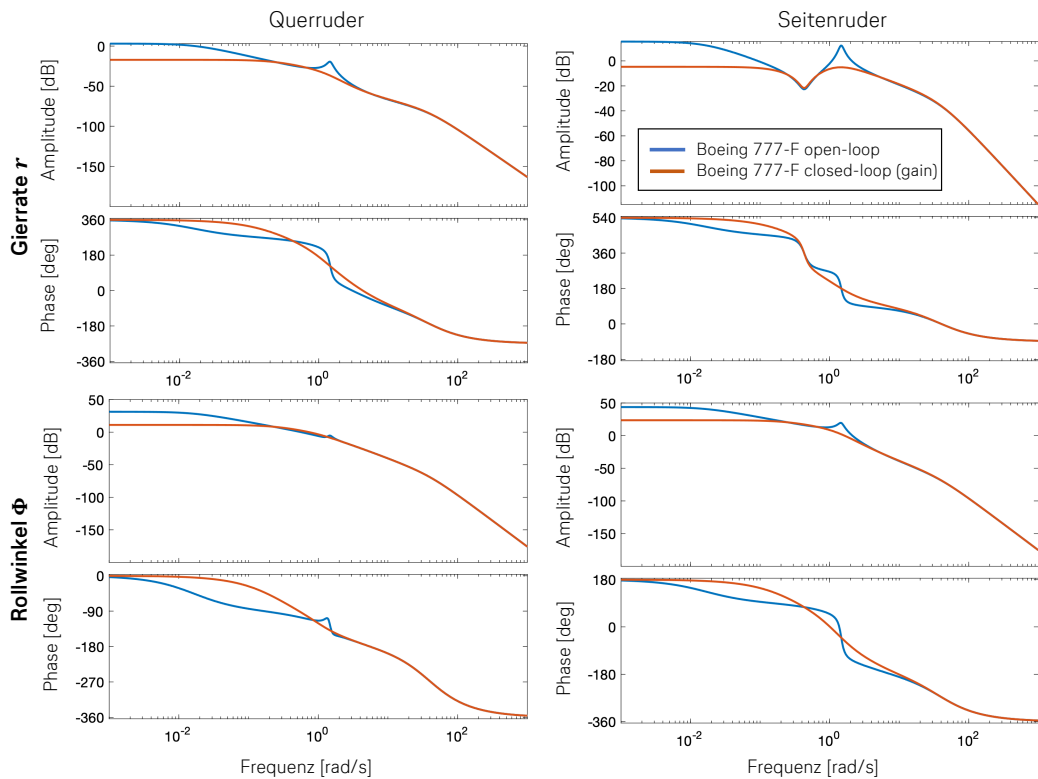
Abbildung 5.14: Wurzelortskurve SISO Übertragungsweg Seitenruder/Gierrate (links) ohne Aktuator (rechts) mit Aktuator

Der Vergleich der Wurzelortskurven zeigt besonders für das komplexe Wurzelpaar der Taumelschwingung einen veränderten Verlauf durch die Berücksichtigung der Modellierung der Aktuatordynamik. Allgemein zeigen die Diagramme den Verlauf der Verschiebung der Pole und Nullstellen des geschlossenen Systems abhängig von der variablen Feedback-Gain. Dabei verdeutlicht die Wurzelortskurve, dass durch Rückführung und Verstärkung der Gierrate die Lage aller Pole und Nullstellen des Systems verändert wird. Anhand des Diagramms können in Matlab für verschiedene Werte der Gain K_r die zugehörige Dämpfung der jeweiligen Bewegungsform abgelesen werden. Für die Auslegung des Gierdämpfers wird die Veränderung des komplexen Pol-Paars der Taumelschwingung untersucht. In Tabelle 5.3 ist für verschiedene Werte der Feedback-Gain K_r der resultierende Dämpfungsgrad, die Eigenfrequenz sowie die modifizierten Eigenwerte der Taumelschwingung angegeben (unter Berücksichtigung der Aktuatordynamik).

Tabelle 5.3: Kenngrößen der Taumelschwingung abhängig von Feedback-Gain

Gain K_r	Taumelschwingung		
	Dämpfung ζ (-)	Eigenfrequenz ω_0 (rad/s)	Eigenwerte λ_i (-)
0	0.085	1.47	$-0.125 \pm 1.46i$
0.179	0.15	1.46	$-0.219 \pm 1.44i$
0.572	0.3	1.44	$-0.432 \pm 1.37i$
0.814	0.4	1.41	$-0.566 \pm 1.29i$
1.05	0.5	1.38	$-0.696 \pm 1.19i$
1.25	0.6	1.35	$-0.809 \pm 1.08i$
1.43	0.7	1.31	$-0.917 \pm 0.936i$

Die Rückführung der Gierrate auf die Steuerfläche des Seitenruders unter Verstärkung anhand der variablen Feedback-Gain K_r zeigt eine klare Beeinflussung der Eigenschwingungsform der Taumelschwingung durch eine Verschiebung der Pole in der komplexen Ebene. Diese spiegelt sich in einem zunehmenden Dämpfungsgrad sowie einer leichten Änderung der Eigenfrequenz des dynamischen Systems wider. Zur Visualisierung der modifizierten Systemdynamik im Frequenzbereich ist in Abbildung 5.15 das Bode-Diagramm vergleichend für das closed-loop-Modell sowie das open-loop-Modell der Boeing 777-F unter Berücksichtigung der Aktuatordynamik dargestellt.

**Abbildung 5.15:** Bode-Diagramme des Boeing 777-F Modells (gain)

Anhand des Bode-Diagramms des geschlossenen MIMO Systems ist zunächst erkennbar, dass die Modifizierung des SISO Übertragungswegs von Seitenruder und Gierrate anhand der Feedback-Gain K_r eine Beeinflussung aller Übertragungswege bewirkt. Für das Übertragungsverhalten zeigt die Implementierung des Reglers eine deutliche Abschwächung der Verstärkung der Amplituden im Bereich der Eigenfrequenz der Taumelschwingung, welche für das open-loop-Modell lokale Peaks verbunden mit einem starken Abfall der Phase zeigen. Außerdem wird die Amplitudenverstärkung im tiefen Frequenzbereich ($\omega_0 < 0.01 \text{ rad/s}$) für alle Übertragungswege des Systems deutlich reduziert. Für den höheren Frequenzbereich ab $\omega_0 \approx 1 \text{ rad/s}$ zeigt die Analyse der Bode-Diagramme dagegen keine Beeinflussung des Systems durch die Implementierung des Reglers. Die Modifizierung der Impulsantworten anhand der Rückführung der Gierrate ist im Vergleich zu den Impulsantworten des unregulierten open-loop-Modells der Boeing 777-F in Abbildung 5.16 für einen Dämpfungsgrad der Taumelschwingung von $\zeta \approx 0.7$ dargestellt.

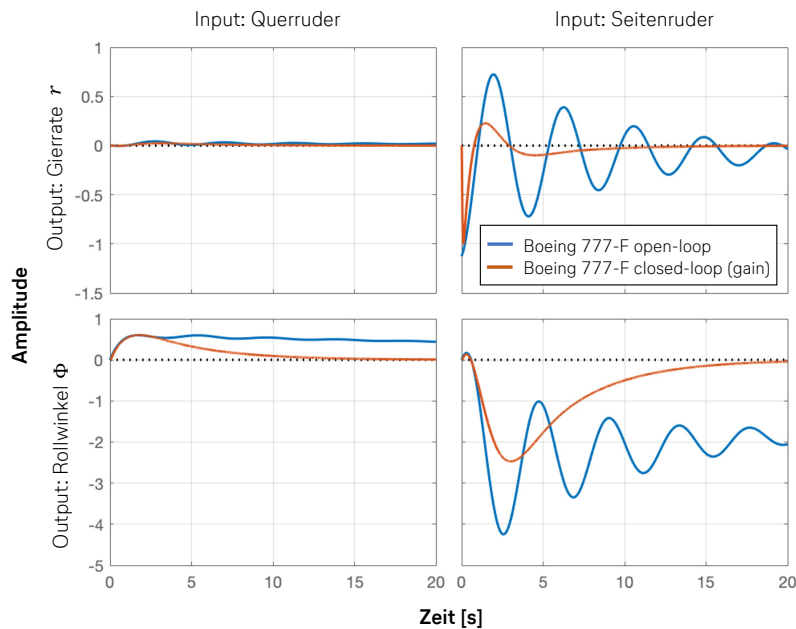


Abbildung 5.16: Impulsantworten des Boeing 777-F Modells (gain)

Im Vergleich zur unregulierten Schwingung des dynamischen Systems nach einem Impuls durch das Seitenruder zeigt die Impulsantwort des geschlossenen Systems einen gedämpften Verlauf für die untersuchten Bewegungsvariablen. Der Zeitverlauf der Gierrate zeigt ein geringes Überschwingen für das System mit Regler, ist jedoch im Vergleich zum offenen System durch eine starke Dämpfung und ein rasches Abklingen der Schwingung gekennzeichnet. Auch der resultierende Rollwinkel zeigt nach einem Impuls durch das Seitenruder anhand des implementierten Gierdämpfers einen wesentlich stärker gedämpften Verlauf. Wird dagegen der Zeitverlauf des Rollwinkels nach einem Impuls durch die Steuerfläche des Querruders betrachtet, so zeigt sich für das geschlossene System mit Gierdämpfer ebenfalls eine starke Dämpfung des Rollwinkels. Diese Beobachtung des Modellverhaltens steht im Gegensatz zu dem gewöhnlichen Rollverhalten eines Verkehrsflugzeugs [53]. Die Rollbewegung ist zwar anhand der inhärenten positiven Rolldämpfung des Flugzeugs stark gedämpft, besitzt jedoch kein rückstellendes Moment. Diese Eigenschaft ist für die Bewertung des Kurvenflugverhal-

tens bedeutend und wird im Fall des implementierten Gierdämpfers für das Modell der Boeing 777-F anhand einer zu starken Stabilisierung der Spiralbewegung verändert. Anhand der Wurzelortskurve in Abbildung 5.14 ist erkennbar, dass sich der Pol der Spiralbewegung für eine Erhöhung der Feedback-Gain des Gierdämpfers weiter in die linke Hälfte der komplexen Ebene bewegt, was einer Stabilisierung dieser Bewegungsform entspricht. Auf Basis dieser Erkenntnis wird im nächsten Abschnitt die Implementierung der Komponente des Washout-Filters in den Regelkreis erläutert.

5.2.4 Gierdämpfer mit Washout-Filter

Die Komponente des Washout-Filters wird in den Regelkreis des Gierdämpfers implementiert, um das gewöhnliche Kurvenflugverhalten des Flugzeugs nicht zu beeinträchtigen. Der Filter wird auch als Hochpass bezeichnet, da er niedrige Frequenzen (wie sie im Kurvenflug auftreten) abschwächt und nur hochfrequente Signale der Gierrate durchlässt. Das mathematische Modell eines solchen Filters wird anhand der folgenden Übertragungsfunktion vorgegeben und in die Modellierung der Boeing 777-F integriert [51].

$$\frac{r_w}{r} = \frac{T_w \cdot s}{1 + T_w \cdot s} \quad (5.2)$$

Die Zeitkonstante beeinflusst die Eckfrequenz des Filters und darf nicht zu klein gewählt werden, da sonst die Funktionsweise des Gierdämpfers beeinträchtigt wird. Wird die Zeitkonstante dagegen zu groß gewählt beeinträchtigt der Regelkreis den Kurvenflug. Nach *Roskam* [51] wird für den Filter eine Zeitkonstante $T_w = 5 \text{ s}$ gewählt. Das Systemverhalten des Washout-Filters ist in Abbildung 5.17 (a) anhand des Bode-Diagramms dargestellt. In Abbildung 5.17 (b) ist eine Detailansicht der Wurzelortskurve für den Übertragungsweg des Seitenruders auf die Gierrate unter der zusätzlichen Berücksichtigung des Washout-Filters dargestellt.

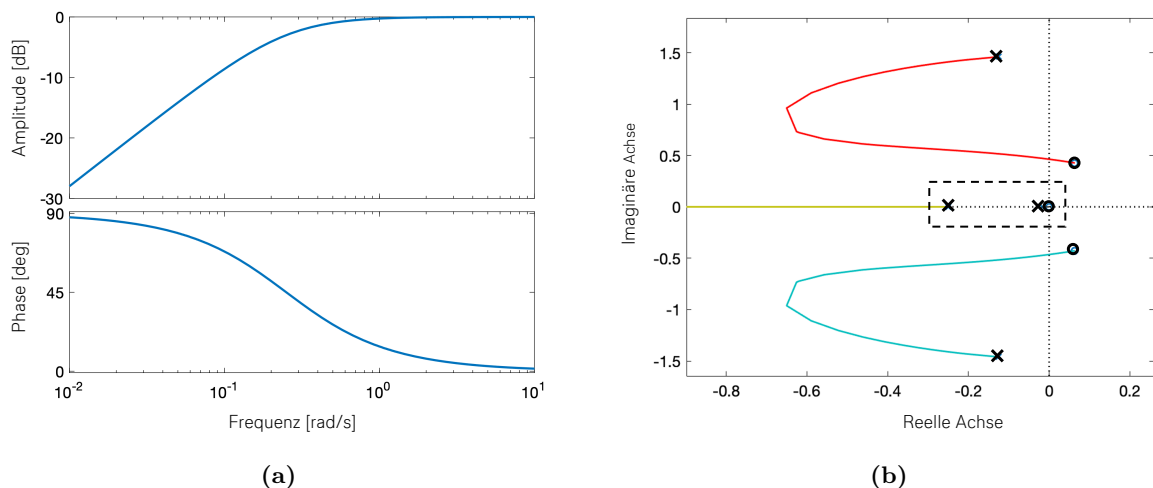


Abbildung 5.17: Implementierung eines Washout-Filters für den Gierdämpfer
(a) Bode-Diagramm Washout-Filter (b) Wurzelortskurve Seitenrudder-Gierrate

Das Bode-Diagramm zeigt die Abschwächung der Amplitude in der Übertragung von tiefen Frequenzen und bestätigt somit das Auslegungsziel des Filters. Durch die zusätzliche Imple-

mentierung des Washout-Filters in den Regelkreis wird die Wurzelortskurve für die Auslegung der Feedback-Gain verändert. Zum einen zeigt sich für den Filter ein zusätzlicher Pol im positiven Bereich der reellen Achse sowie eine Nullstelle im Ursprung der komplexen Ebene. Diese Nullstelle des Washout-Filters „bindet“ den Pol der Spiralbewegung ebenfalls an die Lage relativ nah am Ursprung. Mit einer Veränderung der Feedback-Gain bewegt sich der Pol der Spiralbewegung nicht länger (wie in Abbildung 5.14 erkennbar) weiter in die linke Halbebene, sondern verbleibt durch die Implementierung des Filters nahe des Ursprungs. Die Auswirkungen auf die Übertragungsfunktionen des closed-loop-Modells der Boeing 777-F sind in Abbildung 5.18 dargestellt.

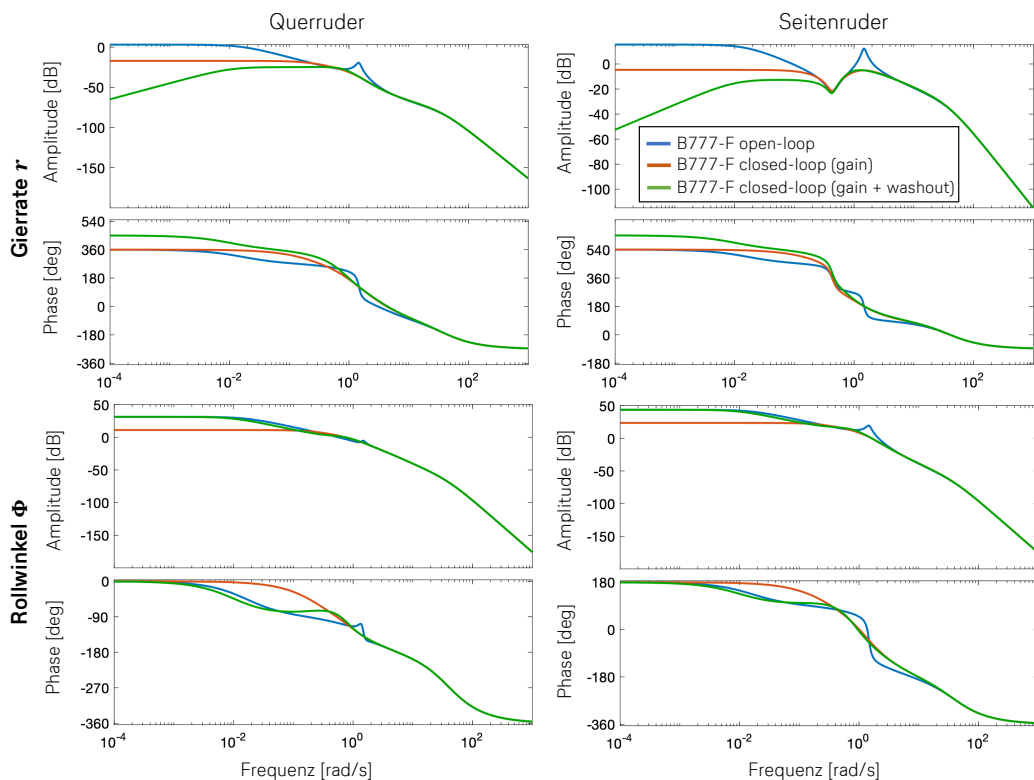


Abbildung 5.18: Bode-Diagramme des Boeing 777-F Modells (gain + washout)

Anhand der Implementierung des Washout-Filters in den Regelkreis zeigt sich für den Übertragungsweg des Seitenruders auf die Gierrate eine deutliche Abschwächung der Amplitudenverstärkung für den tiefen Frequenzbereich im Vergleich zum offenen System aber auch im Vergleich zum closed-loop-Modell mit einfacher Feedback-Gain. Der Effekt auf die Phasenverschiebung fällt im Vergleich dazu nicht so stark aus. Für den Übertragungsweg der Querruder auf den Rollwinkel zeigt sich durch die Implementierung des Washout-Filters für den tiefen Frequenzbereich die Übereinstimmung der Amplitudenverstärkung mit der des offenen Systems als Indiz für die Wiederherstellung des normalen Rollverhaltens (für das closed-loop-Modell mit einfacher Gain ist in diesem Bereich die Abschwächung der Amplitude zu erkennen). Die Impulsantworten des closed-loop-Modells mit Washout-Filter sind in Abbildung 5.19 ebenfalls vergleichend zur Modellierung des offenen Systems sowie der Modellierung des Regelkreises anhand einer einfachen Feedback-Gain dargestellt.

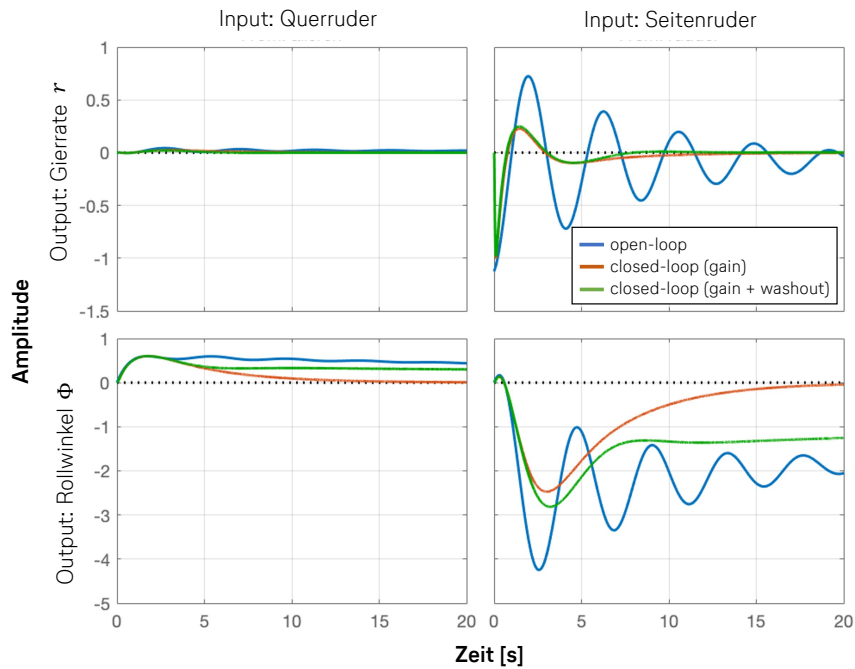


Abbildung 5.19: Impulsantworten des Boeing 777-F Modells (gain + washout)

Der resultierende Verlauf des Rollwinkels für einen Impuls des Seitenruders zeigt weiterhin einen gedämpften Verlauf, der allerdings im Vergleich zu Modellierung des Regelkreises anhand der einfachen Feedback-Gain im vorherigen Abschnitt weniger stark gedämpft ist. Dafür zeigt ein Impuls der Querruder anhand eines verbleibenden Rollwinkels wieder das normale Rollverhalten eines Flugzeugs für das Simulationsmodell der Boeing 777-F. Auf die Dämpfung der Gierrate besitzt die Implementierung des Washout-Filters in den Regelkreis nahezu keinen Einfluss wie der Zeitverlauf der Bewegungsgröße als Folge eines Impulses des Seitenruders zeigt.

In Abbildung 5.20 sind die Zeitverläufe der Bewegungsgrößen des Modells der Boeing 777-F als Reaktion auf einen Ausschlag des Seitenruders mit integriertem Gierdämpfer dargestellt.

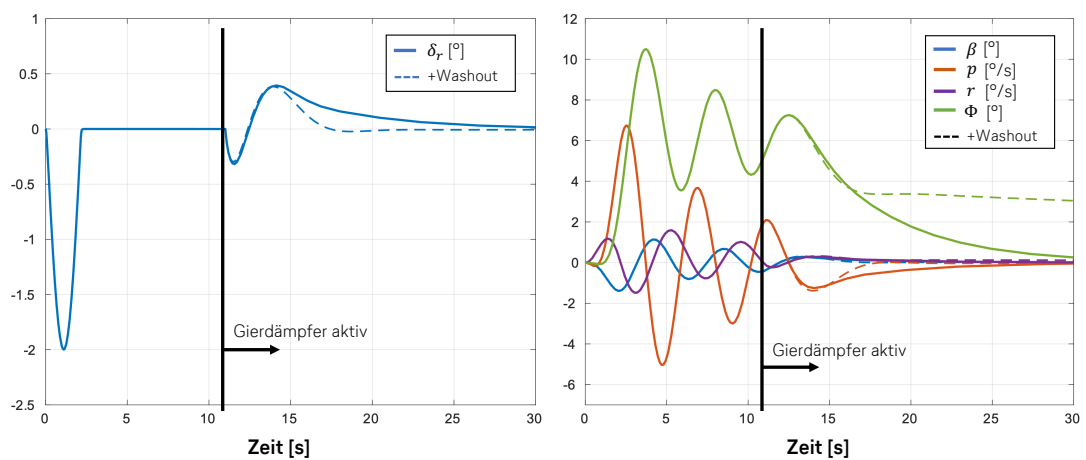


Abbildung 5.20: Anregung und Dämpfung der Taumelschwingung des Boeing 777-F Modells

Zur Anregung der Schwingung wird ein sinusförmiger Input des Seitenruders mit der Amplitude $\delta_r = -2^\circ$ in der Eigenfrequenz der Taumelschwingung vorgegeben. In den ersten zehn Sekunden zeigt sich das daraufhin das resultierende Schwingungsverhalten des open-loop-Modells der Boeing 777-F. Anhand eines in das Modell implementierten Schalters kann zu einem definierten Zeitpunkt der Gierdämpfer eingeschaltet werden, sodass die Gierrate durch den Washout-Filter und die Feedback Gain K_r auf den Steuerflächenausschlag des Seitenruders zurückgeführt wird. Ab dem Zeitpunkt der Einschaltung des Regelkreises zeigt sich im Diagramm für den Ruderausschlag der durch den Gierdämpfer veranlasste Input der Steuerfläche zur Dämpfung der Bewegung. Für die im rechten Diagramm dargestellten Bewegungsgrößen des Flugzeugs zeigt sich als Folge der Einschaltung des Regelkreises ein rasches Abklingen der, für das offene System sonst nur leicht gedämpften, Schwingungen. In den Diagrammen sind vergleichend die Zeitverläufe von Steuerflächenausschlag und Bewegungsgrößen für den anhand der einfachen Feedback-Gain implementierten Gierdämpfer (durchgezogene Kurven) sowie für den aus Feedback-Gain und Washout-Filter zusammengesetzten Regler (gestrichelte Kurven) dargestellt. Für den durch den Regler veranlassten Ruderausschlag zeigt sich ein deutlicher Unterschied zwischen den beiden untersuchten Modellierungsvarianten, so kehrt das Seitenruder für den Regler mit Washout-Filter schneller wieder in die Ausgangsposition bzw. Ruhelage zurück. Für die maximale Amplitude des Steuerflächenausschlags ist jedoch kein wesentlicher Unterschied festzustellen. Für die Dämpfung der Schwingung zeigt sich der Unterschied der Modellierungsvarianten vor allem in den Zeitverläufen der Bewegungsvariablen des Rollwinkels und der Rollrate. Anhand der Implementierung des Washout-Filters zeigt die Rollrate des Flugzeugs ein schnelleres Abklingenverhalten und der Rollwinkel dagegen ein sehr schwach gedämpftes Abklingverhalten, welches eine starke Abhängigkeit von der für den Filter gewählten Zeitkonstante besitzt, da diese bestimmt ab welcher Eingangsfrequenz die Amplitudenverstärkung im Gegensatz zum open-loop-Modell abgeschwächt wird.

Die Untersuchungen im Frequenzbereich und Zeitbereich in diesem Abschnitt zeigen die Funktionsweise und Wirkprinzipien des entwickelten Gierdämpfers für die Modellierung der dynamischen Seitenbewegung des Flugzeugs. Im nächsten Abschnitt soll die Validierung und Kalibrierung des Simulationsmodells der Boeing 777-F anhand von Testflugdaten vorgenommen und beschrieben werden.

5.3 Validierung und Kalibrierung des Simulationsmodells

Die Fähigkeit und Eignung des entwickelten Simulationsmodells das reale dynamische Verhalten der Boeing 777-F abzubilden, kann nur anhand eines Vergleichs mit realen Flugdaten beurteilt werden. Es gilt die Qualität der Abschätzungen der Systemparameter wie der aerodynamischen Derivative und der Trägheitsmomente zu bewerten und zu validieren, die auf verschiedenen in den vorherigen Kapiteln beschriebenen Abschätzungen und Annahmen beruhen. Der LHT liegen Full-Flight-Daten eines „Maintenance Check Flights“ (MCF) der Boeing 777-F vor [44]. Dieser Testflug wird nach bestimmten Wartungsereignissen für einen Funktionalitäts-Check der Systeme des Flugzeugs durchgeführt und beinhaltet unter anderem durch die Anregung der Taumelschwingung einen Test des Gierdämpfers.

In diesem Abschnitt wird zunächst die Auswertung und Aufbereitung des Testflug-Datensatzes zur Validierung und Kalibrierung des Simulationsmodells dargestellt. Anschließend wird die separate Kalibrierung des Derivativs für die Steuerflächeneffektivität des Seitenruders sowie die Rolldämpfung beschrieben. Ausgehend von dieser isolierten Kalibrierung wird das dynamische Verhalten des Simulationsmodells der Boeing 777-F mit den Flugdaten für den Test des Gierdämpfers verglichen und validiert. Eine sich daran anschließende Untersuchung der Modellsensitivität soll einen Einblick in den Einfluss der verschiedenen Systemparameter geben und eine Grundlage für die numerische Kalibrierung des Modells auf Basis der Testflugdaten darstellen.

5.3.1 Datenauswertung

Die vorliegenden Flugdaten des Maintenance Check Flights der Boeing 777-F stammen aus dem „Quick Access Recorder“ (QAR) des Flugzeugs, welcher unter anderem technische Daten für die Wartung des Flugzeugs aufzeichnet und vom Flugdatenschreiber (engl. flight data recorder (FDR)) zu unterscheiden ist. Für die Auswertung und Untersuchung des Gierdämpfer-Tests werden zum einen die Daten der Steuerflächenausschläge für Seitenrudder und Querrudder aus dem QAR verwendet, welche mit einer Aufzeichnungsrate von 8 Hz verfügbar sind. Des Weiteren werden die Daten für die Roll- und Gierrate sowie den Rollwinkel des Flugzeugs verwendet, welche jedoch nur mit einer Aufzeichnungsrate von 1 Hz verfügbar sind. Auch die Aufzeichnung des magnetischen Kurses (engl. heading) erfolgt mit einer Rate von 1 Hz und wird für die Auswertung verwendet.

Zunächst wird anhand der Full-Flight-Daten der Zeitbereich eingegrenzt, in welchem der Test des Gierdämpfers durchgeführt wird. Der Ablauf des Tests sieht zunächst einen Betrieb des Flugsteuerungssystems im Modus „direct“ vor, sodass die primären Flugsteuerungscomputer (PFC) des Flugzeugs mit den enthaltenen Regelgesetzen und unter anderem der Funktion des Gierdämpfers nicht zur Verfügung stehen und der Dämpfer ausgeschaltet ist (vgl. Abschnitt 2.2.3). In diesem Modus werden die Steuereingaben des Piloten direkt über die Actuator Control Electronics (ACE) an die Power Control Units (PCUs) der Steuerflächenaktuatoren geleitet. In Abbildung 5.21 ist der Bereich des Gierdämpfer-Tests in den Flugdaten anhand der Darstellung der genannten ausgewerteten Parameter dargestellt.

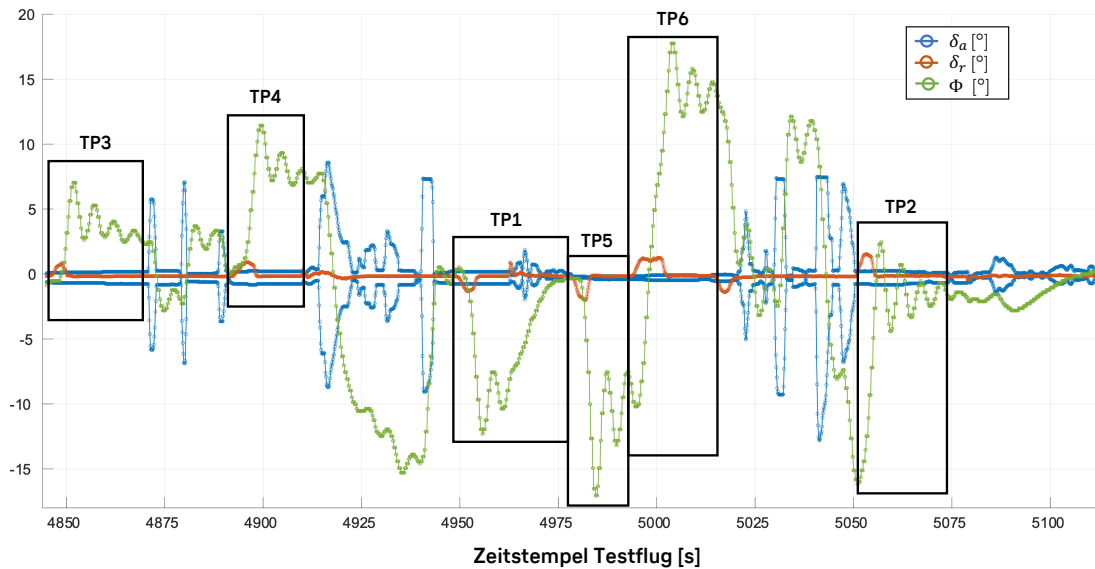


Abbildung 5.21: Identifikation Gierdämpfer-Test in Testflugdaten der Boeing 777-F

Der Bereich des Gierdämpfer-Tests wird in den Flugdaten anhand der Steuerflächenausschläge und der resultierenden Schwingung des Rollwinkels identifiziert. Um die Eigenschwingung des Flugzeugs anzuregen muss sich das Flugsteuerungssystem wie zuvor beschrieben im Modus „direct“ befinden. Für die klassische Anregung gibt der Pilot einen Input des Seitenruders vor, woraufhin die Taumelschwingung des Flugzeugs einsetzt, wie in Abbildung 5.21 durch den Parameter des Rollwinkels erkennbar. Anhand der Flugdaten können insgesamt sechs Testpunkte identifiziert werden, für die eine Anregung der Schwingung auf diese Art erfolgt. Für den Testpunkt 1 (TP1) ist in den Daten ebenfalls die Einschaltung des Gierdämpfers durch die Aktivierung des PFCs nach einer bestimmten Zeitdauer der freien Schwingung erkennbar. Andererseits lässt sich die Roll-Gier-Schwingung auch über einen Input der Querruder anregen. Die Effektivität dieser Steuerfläche wurde allerdings für die Modellierung der Boeing 777-F nicht wie für das Seitenruder anhand von CFD Simulationen ermittelt und wird deshalb von der Analyse ausgeschlossen.

Für die Analyse und den Vergleich der diskreten Testflugdaten mit dem kontinuierlichen Simulationsmodell der Boeing 777-F ist es erforderlich, die Daten der verschiedenen Flugparameter aufzubereiten. Besonders die Drehraten des Flugzeugs liegen lediglich in einer sehr geringen Aufzeichnungsrate verbunden mit einer niedrigen Auflösung vor. Aus diesem Grund werden die diskreten Daten des Rollwinkels verwendet, um eine kontinuierliche Funktion zu erzeugen, anhand welcher in einem zweiten Schritt die Rollrate des Flugzeugs abgeleitet wird. Für die Ableitung der Gierrate wird zunächst das magnetische Heading (abzüglich des initialen Headings) als Funktion definiert. Diese Auswertung wird unter Verwendung der *Matlab Curve Fitting Toolbox* für jeden der in Abbildung 5.21 definierten Testpunkte einzeln vorgenommen, sodass die resultierenden kontinuierlichen Funktionen einen festen Definitionsbereich besitzen. Als Methode der Anpassung an die diskreten Testflugdaten für den Rollwinkel sowie die Änderung des Headings wird die Modellierung anhand einer Summe von Sinusfunktionen gewählt, da sich mit dieser Option für die vorliegenden Datenpunkte der Testflugparameter eine bessere Übereinstimmung als beispielsweise mit einer Polynomfunktion erzielen lassen.

$$y = \sum_{i=1}^n a_i \cdot \sin(b_i x + c_i) \quad (5.3)$$

In Abbildung 5.22 sind die resultierenden synthetischen Verläufe des Rollwinkels, der Rollrate sowie Gierrate für die Testpunkte 1 und 2 gemeinsam mit den diskreten Daten der Sensoren dargestellt (vgl. Anhang D für TP3 bis 6).

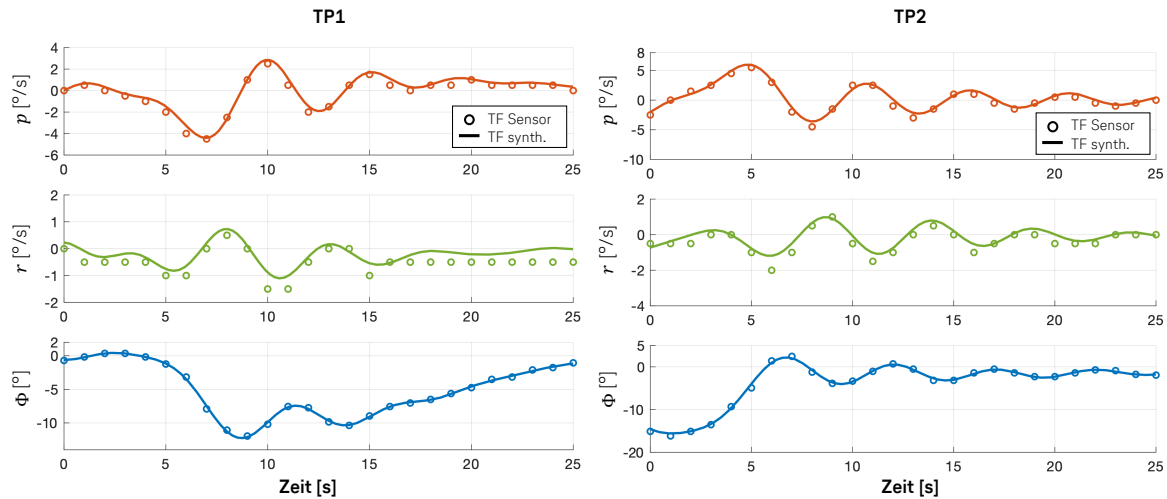


Abbildung 5.22: Synthetische Flugparameter für TP1 und TP2

Die synthetische Kurve für den Rollwinkel basiert direkt auf den diskreten Testflugdaten. Die synthetische Rollrate wird anhand dieser Funktion abgeleitet und ist in der Abbildung im Vergleich zu den diskreten Daten des Flugzeugsensors dargestellt, dessen Daten aufgrund der niedrigen Aufzeichnungsrate sowie schlechten Auflösung nicht verwendet werden. Genauso ist die dargestellte synthetische Gierrate die Ableitung der Funktion des Headings. Ein Vergleich der synthetischen Kurven für die Drehraten des Flugzeugs zeigt lediglich geringe Abweichungen zu den diskreten Daten der Flugzeugsensoren und validiert die angewandte Methodik zur Ermittlung der synthetischen Drehraten.

Des Weiteren werden die Eingangsdaten für das Gewicht und die Treibstoffbeladung zur Abschätzung der Trägheitsmomente und Initialisierung des Simulationsmodells der Boeing 777-F aus den Testflugdaten für den Gierdämpfer-Test entnommen.

5.3.2 Kalibrierung einzelner Derivative anhand spezieller Testflugmanöver

In diesem Abschnitt soll die Auswertung zwei weiterer Testflugmanöver beschrieben werden, welche zur vorgelagerten Kalibrierung der Derivative für die Seitenrudereffektivität sowie die Rolldämpfung verwendet werden, bevor das dynamische Verhalten des Simulationsmodells der Boeing 777-F im nächsten Abschnitt mit den Testflugdaten des Gierdämpfer-Tests verglichen wird.

Neben dem Test des Gierdämpfers wird in einem Maintenance Check Flight in der Regel ein Manöver unter asymmetrischem Triebwerksschub durchgeführt, um das Beschleunigungs- und Verzögerungsverhalten der Triebwerke zu testen. Dazu wird der Schub eines Triebwerks reduziert, woraufhin das Seitenruder ausgeschlagen werden muss, um das durch die Asymmetrie des Schubs entstehende Giermoment des Flugzeugs auszugleichen. Der LHT liegen für dieses Manöver ebenfalls Testflugdaten einer Boeing 777-F vor, anhand welcher die Kalibrierung des Steuerderivativs für das Seitenruder $C_{n\delta_r}$ vorgenommen werden soll.

Des Weiteren sind in einem Testflug mit der Flugzeugvariante der Boeing 777-300ER Manöver zur Untersuchung des Verhaltens bezüglich der Rollbewegung des Flugzeugs durchgeführt worden, die als „Lateral Control Manöver“ bezeichnet werden. Dabei wird das Flugzeug ausgehend von einem stationären Rollwinkel durch einen plötzlichen Steuerflächenausschlag der Querruder zu einer Rollbewegung veranlasst. Die Testflugdaten dieses Manövers können verwendet werden, um die Rolldämpfung des Flugzeugs zu kalibrieren. Das Derivat der Rolldämpfung C_{lp} wurde für die Modellierung der Boeing 777-F anhand von Formeln aus der Literatur abgeschätzt, zeigt allerdings eine sehr große Abweichung zu vorhandenen Literaturdaten der Boeing 747 (vgl. Abschnitt 4.2.3). Der Einfluss des abweichenden Referenzzustands wird zunächst als vernachlässigbar angesehen, da das Derivat generell normiert bezogen auf die Dichte und Geschwindigkeit des Referenzzustands dargestellt wird. Die Flugzeugvariante der Boeing-300ER unterscheidet sich des Weiteren nur durch die Länge des Rumpfes von der untersuchten Frachterversion. Für die Rolldämpfung stellt der Tragflügel die Haupteinflusskomponente dar, welcher für die beiden Varianten der Boeing 777 aerodynamisch und geometrisch baugleich ist.

I. Steuerderivativ Seitenruder

Aus den Testflugdaten ist der effektive Ausschlag des Seitenruders sowie die Leistungseinstellung der Triebwerke durch den Parameter der N1-Drehzahl bekannt. Anhand einer der LHT verfügbaren Korrelation der Triebwerksdrehzahl zum effektiven Schub unter Berücksichtigung einer Korrektur durch die Machzahl und den statischen Druck wird der resultierende Schub der Triebwerke berechnet. Das Giermoment wird aus der Schubdifferenz unter Anwendung des wirksamen Hebelarms der Triebwerke ermittelt, welcher aus dem Struktur-Manual des Herstellers entnommen werden kann [33]. In Tabelle 5.4 sind die ausgewerteten Daten für drei verfügbare Testpunkte dieses Manövers angegeben.

Tabelle 5.4: Berechnung des Steuerderivativs des Seitenruders (über Triebwerksschub)

Parameter	Einheit	TP1	TP2	TP3
Schub L	N	69517	-1995	69279
Schub R	N	37732	37233	37233
Schubdifferenz	N	31785	-39228	32046
Seitenruderausschlag δ_r	rad	-0.014	0.014	-0.015
Giermoment N	Nm	307680.6	-379733.0	310203.6
Giermomentenbeiwert C_n	-	0.0014	-0.0018	0.0015
Steuerderivativ $\partial C_n / \partial \delta_r$	-	-0.106	-0.126	-0.099

(Referenzdaten: $\rho_0 = 0.316 \text{ kg/m}^3$, $v_0 = 220 \text{ m/s}$)

Die Ergebnisse der Berechnung des Steuerderivativs des Seitenruders aus den Testflugdaten für das Manöver bei asymmetrischem Triebwerksschub zeigen große Abweichungen zu dem anhand der CFD Simulationen ermittelten Wert für das Derivat $(C_{n\delta_r})_{CFD} = -0.229$ (vgl. Abschnitt 4.1.4). Im Vergleich zu Literaturdaten der Boeing 747 $(C_{n\delta_r})_{747} = -0.108$ zeigen die Ergebnisse der Kalibrierung anhand der Testflugdaten dagegen eine bessere Übereinstimmung und vor dem Hintergrund der Untersuchung des dynamischen Modellverhaltens sowie Angaben zum Wertebereich von *Roskam* [1] eine realistischere Abschätzung. Für das Simulationsmodell der Boeing 777-F wird nachfolgend das aus den drei Testpunkten gemittelte Steuerderivativ für das Seitenruder $(C_{n\delta_r})_{777F} = -0.1103$ als Eingangswert verwendet. Für die großen Abweichungen zu der Berechnung anhand von statischen CFD Simulationen sind als Erklärungsansätze die Vereinfachung der Geometrie im Bereich des Seitenruders durch die Vernachlässigung von Spalten oder anderen Details zu nennen. Des weiteren wird anhand einer starren Simulation die Aeroelastizität des Seitenruders vernachlässigt, welche für Strukturen von Steuerflächen einen deutlichen Einfluss besitzt [51]. Besonders die mit dem dynamischen Druck zunehmende elastische Durchbiegung des Flugzeugrumpfes um die Hochachse besitzt für die Steuerfläche im hinteren Rumpfbereich einen Einfluss (besonders für kleine Ausschläge), welcher von den durchgeführten CFD Simulationen des starren Flugzeugs nicht abgebildet werden kann. Zudem kann die Aufhängung des Seitenruders einen Einfluss auf die Effektivität besitzen, welche in der durchgeführten Analyse ebenfalls als starr idealisiert wird [2].

II. Rolldämpfung

Das Derivat der Rolldämpfung soll anhand von Testflugdaten der Boeing 777-300ER für verschiedene durchgeführte Lateral Control Manöver kalibriert werden. In diesen Manövern wird das Flugzeug ausgehend von einem stationären Rollwinkel durch einen plötzlichen Steuerflächenausschlag der Querruder zu einer Rollbewegung veranlasst. Da das Trägheitsmoment bezüglich der Rollachse des Flugzeugs bekannt ist, kann anhand der anfänglichen Rollbeschleunigung aus den Testflugdaten das resultierende Rollmoment ermittelt werden (vgl. Gleichung 4.3). Zu diesem Zweck wird für die diskreten Flugdaten des Rollwinkels unter Anwendung des in Abschnitt 5.3.1 beschriebenen Vorgehens mit Hilfe der *Matlab Curve Fitting Toolbox* eine synthetische Funktion erzeugt. Diese wird für die Parameter der Rollrate sowie Rollbeschleu-

nigung anschließend zweifach abgeleitet. Aus den Testflugdaten der Boeing 777-300ER lassen sich für das Lateral Control Manöver insgesamt zehn Testpunkte identifizieren. Die Ergebnisse der Datenauswertung sind in Abbildung 5.23 und Tabelle 5.5 nachfolgend exemplarisch anhand der ausgewerteten Testpunkte 1 bis 4 dargestellt.

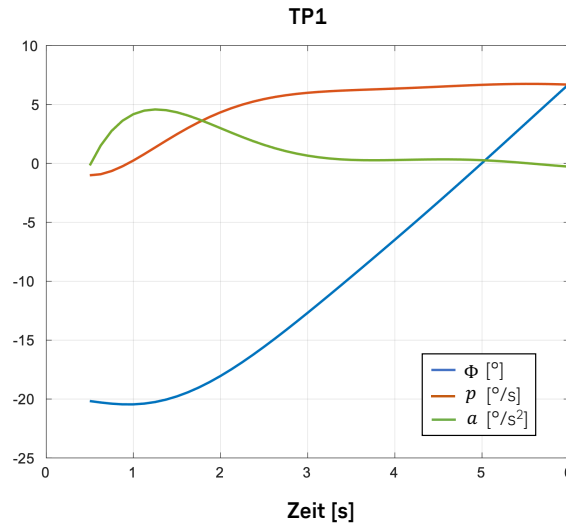


Abbildung 5.23: Synthetische Daten TP1 (Lateral Control Manöver)

Anhand der Kurve des Rollwinkels ist der Ablauf des Lateral Control Manövers erkennbar. Für den Testpunkt 1 wird das Flugzeug ausgehend von einem stationären Rollwinkel von $\Phi_0 = -20^\circ$ zu einer Rollbewegung veranlasst. In dem Moment des initialen Steuerflächenausschlags zeigt sich die wirkende Rollbeschleunigung in den synthetisch abgeleiteten Daten, durch die Trägheit setzt die Rollbewegung des Flugzeugs erst verzögert ein. Für den Bereich der gleichmäßigen Rollbewegung zeigt sich anschließend eine annähernd konstante Rollrate.

Tabelle 5.5: Berechnung des Derivativs der Rolldämpfung (Lateral Control Manöver)

Parameter	Einheit	TP1	TP2	TP3	TP4
Rollbeschleunigung a	$^\circ/s^2$	4.58	4.09	5.11	5.78
Rollbeschleunigung	rad/s^2	0.08	0.07	0.09	0.10
Rollmoment L	Nm	1480948	1323532	1652855	1868101
Rollmomentenbeiwert C_l	-	0.017	0.015	0.019	0.022
Rollrate Δp	$^\circ/s$	-6.47	-6.46	-11.20	-11.03
	rad/s	-0.11	-0.12	-0.20	-0.19
Faktor $2v/pb$	-	-24.6	-24.0	-14.2	-14.4
Rolldämpfung $\partial C_l / \partial p$	-	-0.421	-0.367	-0.272	-0.312

(Referenzdaten: $\rho_0 = 0.77 \text{ kg/m}^3$, $v_0 = 90 \text{ m/s}$)

Für das Derivativ der Rolldämpfung ergibt sich anhand dieser Auswertung unter Berücksichtigung aller verfügbaren Testpunkte ein Mittelwert von $(C_{lp})_{777} = -0.322$ (Abschätzung aus Literaturformeln $(C_{lp})_{777} = -0.789$). Dieser zeigt im Vergleich zu den Literaturdaten der Boeing 747 mit $(C_{lp})_{747} = -0.321$ eine als realistischer eingestufte Abschätzung des Derivativs und wird nachfolgend als Eingangswert für das Simulationsmodell der Boeing 777-F

verwendet. Die großen Abweichungen dieses Derivativs zu den Abschätzungen aus Literaturformeln sind zum einen auf die sehr stark vereinfachte Betrachtung des Tragflügelinflusses über den Ansatz einer elliptischen Auftriebsverteilung zurückzuführen. Andererseits besitzt die Elastizität der Struktur anhand der Torsionssteifigkeit des realen Flügels einen Einfluss auf die Rolldämpfung [51].

5.3.3 Validierung des Simulationsmodells anhand von Testflugdaten

Die Testflugdaten des Maintenance Check Flights der Boeing 777-F werden nachfolgend für die in Abbildung 5.21 identifizierten Testpunkte zur Validierung des entwickelten Simulationsmodells verwendet. Die Analyse der Flugdaten zeigt eine Reihe von Testpunkten zur Anregung der ungedämpften Taumelschwingung anhand des Seitenruders. Diese Daten werden verwendet, um das dynamische Verhalten des open-loop Modells der Boeing 777-F zu bewerten. Der Testpunkt 1 (TP1) soll zudem nach der initialen ungedämpften Schwingung zur Validierung des in das Modell implementierten Gierdämpfers dienen. Dabei wird jeweils der Steuerflächeninput aus den Testflugdaten als Eingangsimpuls für das Simulationsmodell verwendet und die resultierenden zeitaufgelösten Verläufe der Bewegungsvariablen für Rollwinkel, Rollrate und Gierrate des Modells mit den Testflugdaten verglichen (unter Angabe der initialen Bedingungen aus den Testflugdaten). Für den Testpunkt mit eingeschaltetem Gierdämpfer wird ein Zeitschalter in die Rückführung des Simulationsmodells integriert. Als Eingangsdaten des Modells dienen die Werte des Flugzeuggewichts aus den Flugdaten sowie die auf Basis der Treibstoffmasse anhand der in Abschnitt 4.3 beschriebenen Methode abgeschätzten Trägheitsmomente (vgl. Abbildung 5.3).

Zur Auswertung der Übereinstimmung von Testflugdaten und Simulationsmodell sowie Quantifizierung der Abweichungen werden verschiedene Fehlermetriken eingeführt [54].

- Mittlerer absoluter Fehler (engl. mean-absolute error)

$$MAE = \frac{1}{n} \cdot \sum_{i=1}^n |\hat{y}_i - y_i| \quad (5.4)$$

mit n = Anzahl der Datenpunkte, \hat{y}_i = Werte der Simulation und y_i = Werte des Testflugs

- Mittlerer quadratischer Fehler (engl. root-mean-squared error)

$$RMSE = \sqrt{\frac{1}{n} \cdot \sum_{i=1}^n (\hat{y}_i - y_i)^2} \quad (5.5)$$

Der RMSE ist proportional zum Quadrat der Fehler, größere Fehler besitzen einen überproportionalen Beitrag (reagiert empfindlich auf Ausreißer). Um die Fehler verschiedener Variablen unterschiedlicher Größenordnung miteinander vergleichen zu können wird der RMSE auf die Spanne der Messwerte normalisiert.

$$nRMSE = \sqrt{\frac{1}{n} \cdot \sum_{i=1}^n (\hat{y}_i - y_i)^2} \cdot \frac{1}{(y_{\max} - y_{\min})} \quad (5.6)$$

- Korrelationskoeffizient [55]

$$r_{xy} = \sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x}) \cdot (y_i - \bar{y}) \quad (5.7)$$

In Abbildung 5.24 und 5.25 sind für die verschiedenen Testpunkte jeweils der Steuerflächeninput des Seitenruders zur Anregung der Schwingung sowie der Verlauf der Bewegungsgrößen aus den Testflugdaten (synthetische Kurven) den zeitaufgelösten Simulationsergebnissen des open-loop-Modells der Boeing 777-F gegenübergestellt.

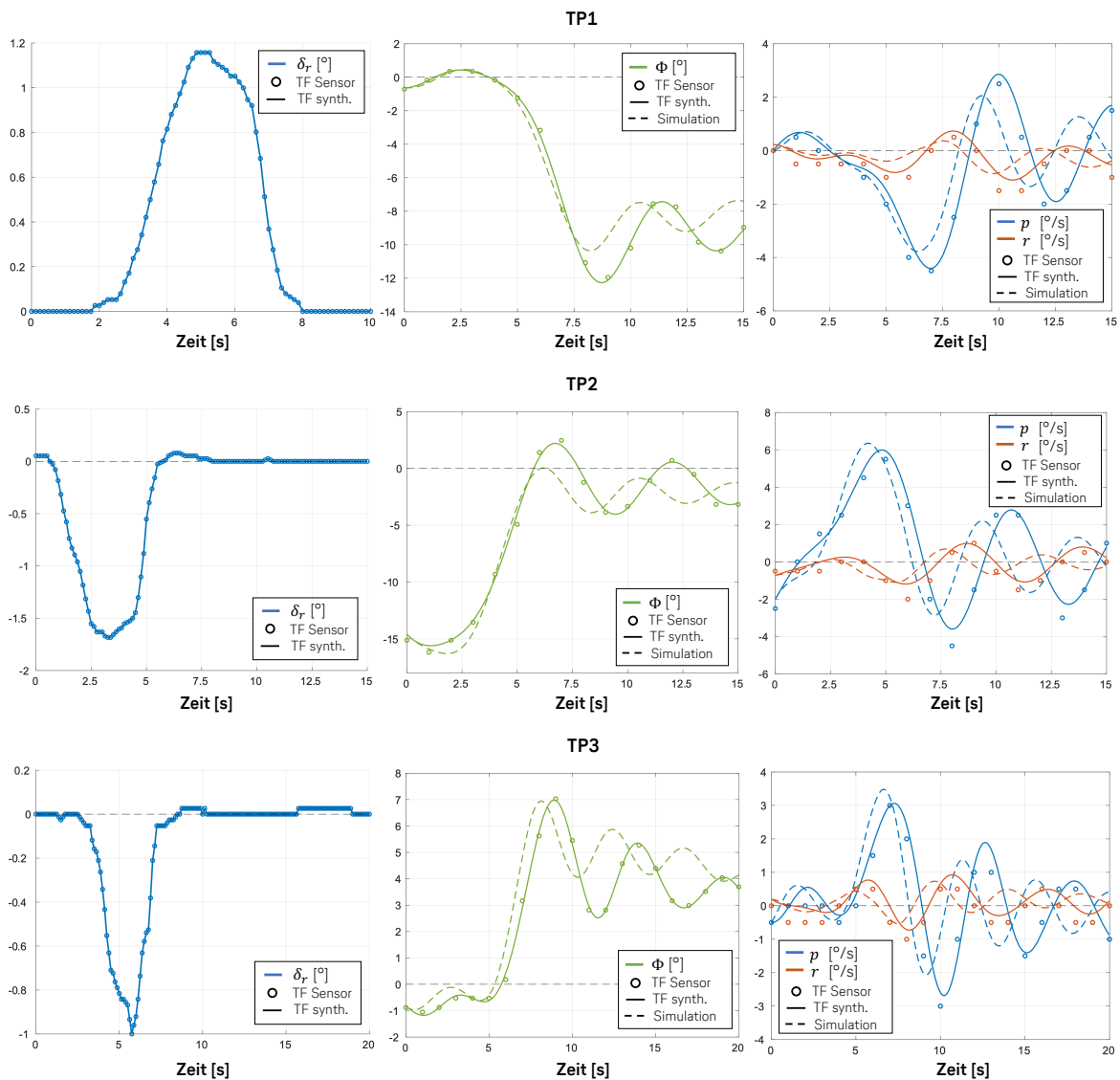


Abbildung 5.24: Validierung Simulationsmodell TP1-3

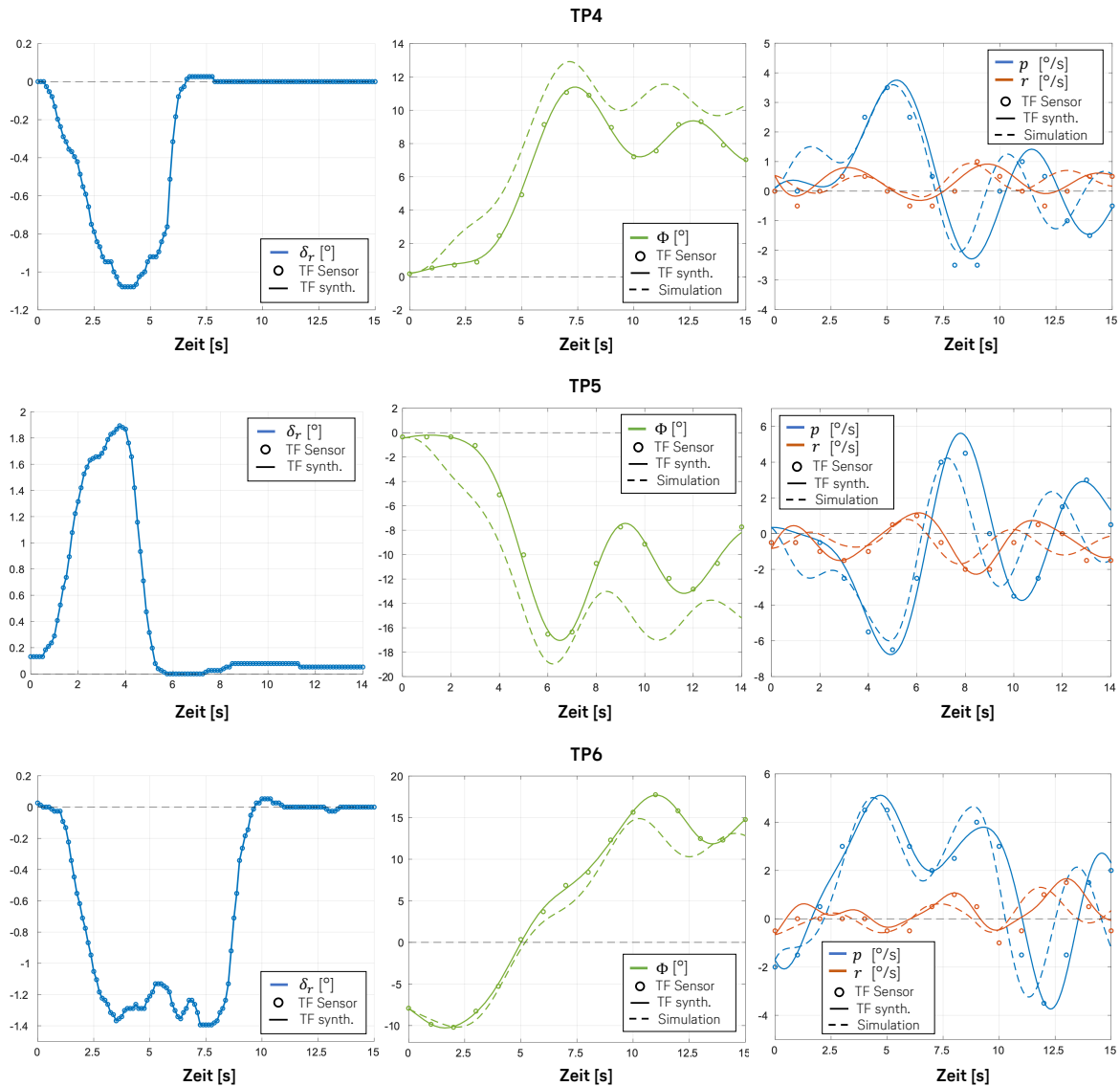


Abbildung 5.25: Validierung Simulationsmodell TP4-6

In Abbildung 5.26 ist für den Testpunkt 1 die Aktivierung des Gierdämpfers für Testflugdaten und Simulationsmodell gegenübergestellt. Der zeitliche Unterschied in dem durch den Regler veranlassten Ausschlag des Seitenruders liegt in der Abweichung der Schwingungsfrequenz des Simulationsmodells von den Testflugdaten begründet. Um eine Vergleichbarkeit der Funktionalität des Regelkreises zu gewährleisten, muss der Regler für das Simulationsmodell ähnliche initiale Bedingungen wie für den Testflug-Fall besitzen.

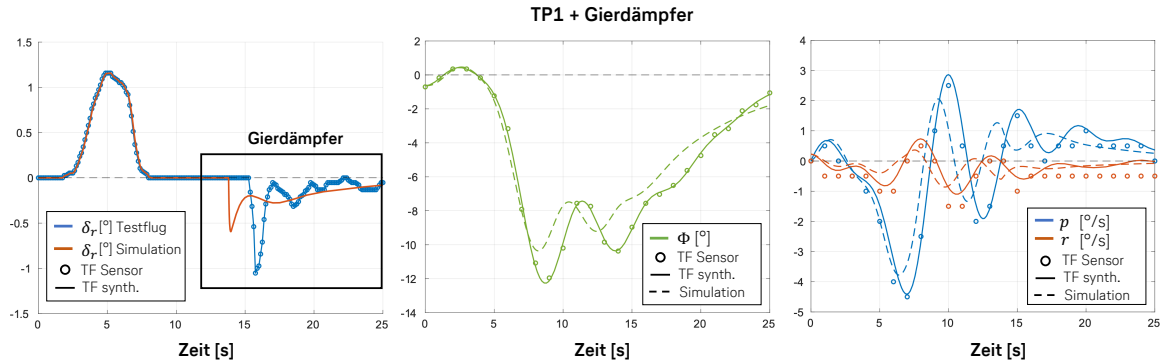


Abbildung 5.26: Validierung Simulationsmodell TP1 mit Gierdämpfer

Aus dem Vergleich zwischen Simulationsmodell und Testflugdaten für die untersuchten Testpunkte geht hervor, dass das entwickelte Modell der Boeing 777-F allgemein das dynamische Verhalten des realen Flugzeugs unter Berücksichtigung der initialen Bedingungen aus den Testflugdaten abbilden kann. Die Taumelschwingung des Flugzeugs zeigt für Testflugdaten und Simulation das gleiche charakteristische leicht gedämpfte Schwingungsverhalten von Rollwinkel und Drehraten. Für den Rollwinkel zeigt sich auf den Ruderausschlag eine sehr schnelle Reaktion des Flugzeugs durch eine Auslenkung in der Rollbewegung und die anschließende Schwingung um dieses Niveau. Für die Drehraten stellt sich eine leicht gedämpfte Schwingung um die Ruhelage ein. Für den Vergleich zwischen Testflugdaten und Simulationsergebnissen zeigen sich jedoch besonders Abweichungen in den Amplituden und Frequenzen der unterschiedlichen Bewegungsgrößen. So zeigt das Simulationsmodell für alle untersuchten Testpunkte eine größere Schwingungsfrequenz und besonders für die Variable des Rollwinkels eine scheinbar stärkere Dämpfung. Die maximale Schwingungsamplitude des Rollwinkels zeigt zudem im Vergleich zu den anderen Bewegungsgrößen eine starke Abhängigkeit von der Form und Frequenz des vorgegebenen Steuerflächenausschlags des Seitenruders. Der Vergleich für den Testpunkt 1 unter Berücksichtigung der Aktivierung des Gierdämpfers zeigt ein analoges Dämpfungsverhalten der Bewegungsgrößen aus Testflugdaten und Simulation. Auch der durch den Regler veranlasste Ruderausschlag zeigt eine sehr ähnliche Form, wenn auch Abweichungen in der Amplitude des resultierenden Steuerflächenausschlags zu erkennen sind.

In Tabelle 5.6 bis 5.8 sind die Auswertungen der definierten Fehlermetriken zur Quantifizierung der Abweichung von Testflugdaten und Simulationsmodell für die untersuchten Bewegungsgrößen angegeben.

Tabelle 5.6: Fehlermetriken Rollrate

p [$^{\circ}/s$]	Testpunkt						mean
	1	2	3	4	5	6	
MAE	0.91	1.43	0.99	0.83	1.89	1.30	1.23
RMSE	1.23	1.76	1.25	1.04	2.27	1.71	1.54
nRMSE	0.17	0.18	0.22	0.17	0.18	0.19	0.19
r_{xy}	0.76	0.64	0.42	0.79	0.74	0.75	0.68

Tabelle 5.7: Fehlermetriken Gierrate

r [$^{\circ}/s$]	Testpunkt						mean
	1	2	3	4	5	6	
MAE	0.32	0.45	0.33	0.28	0.69	0.45	0.42
RMSE	0.40	0.57	0.41	0.33	0.80	0.56	0.51
nRMSE	0.22	0.26	0.25	0.26	0.23	0.24	0.24
r_{xy}	0.51	0.23	0.17	0.53	0.53	0.47	0.41

Tabelle 5.8: Fehlermetriken Rollwinkel

Φ [$^{\circ}$]	Testpunkt						mean
	1	2	3	4	5	6	
MAE	0.90	1.17	0.98	1.89	3.48	1.80	1.70
RMSE	1.28	1.50	1.24	2.11	4.01	2.39	2.09
nRMSE	0.10	0.08	0.15	0.19	0.24	0.09	0.14
r_{xy}	0.97	0.96	0.90	0.97	0.94	0.99	0.96

Durch die Auswertung des Zeitverlaufs der untersuchten Bewegungsvariablen anhand der Fehlermetriken werden sowohl die Abweichungen in Amplitude als auch in der Phase berücksichtigt. Der mittlere absolute Fehler wird zur Bewertung der Genauigkeit des Simulationsmodells ausgewertet. Die Ergebnisse müssen vor dem Hintergrund der jeweiligen Wertebereiche der untersuchten Bewegungsgrößen aus den Testflugdaten vorgenommen werden, welche in Tabelle 5.9 angegeben sind.

Tabelle 5.9: Wertebereich der untersuchten Testflugparameter

		Testpunkt					
		1	2	3	4	5	6
min	p [$^{\circ}/s$]	-4.41	-3.60	-2.69	-2.29	-6.77	-3.74
max		2.86	5.99	3.06	3.75	5.62	5.12
min	r [$^{\circ}/s$]	-1.10	-1.19	-0.73	-0.31	-2.28	-0.66
max		0.73	0.99	0.93	0.92	1.17	1.66
min	Φ [$^{\circ}$]	-12.27	-15.60	-1.18	0.21	-17.04	-10.28
max		0.44	2.21	6.99	11.40	-0.20	17.70

Die Gierrate zeigt im Vergleich zur maximalen Amplitude einen relativ großen mittleren absoluten Fehler, wobei durch den RMSE die Ausreißer verursacht durch die Phasenverschiebung des Schwingungsverhaltens der Simulationsergebnisse und Testflugdaten noch stärker ins Gewicht fallen. Für die Rollrate und den Rollwinkel gehen aus der Analyse ebenfalls deutliche Abweichungen hervor, die im Verhältnis zu den Amplituden der Bewegungsgrößen jedoch nicht so groß sind wie für die Gierrate. Der Kennwert des normalisierten mittleren quadratischen Fehlers (nRMSE) erlaubt den Vergleich der Fehler verschiedener Variablen. So zeigt sich für den Rollwinkel allgemein die beste Übereinstimmung von Modell und Testflugdaten

wobei die Gierrate auch bei Betrachtung dieses Kennwerts den größten Fehler zeigt. Anhand des Korrelationskoeffizienten kann der Zusammenhang des zeitaufgelösten Verlaufs der untersuchten Variablen beschrieben werden, wobei ein Wert von $r_{xy} = \pm 1$ eine perfekte lineare Korrelation anzeigt. Die Auswertung in Bezug auf diesen Kennwert zeigt für den Rollwinkel die beste Übereinstimmung des Verlaufs von Modell und Testflugdaten. Die Korrelationen für Rollrate und besonders die Gierrate fallen im Vergleich wesentlich geringer aus, was wiederum durch die erkennbare Phasenverschiebung zwischen Simulationsergebnissen und Testflugdaten zu erklären ist.

Als direkte Einflussfaktoren der durchgeführten Simulationen anhand des Modells der Boeing 777-F sind die initial vorgegebenen Bedingungen für die Bewegungsgrößen aus den Testflugdaten sowie der zur Anregung verwendete Steuerflächenausschlag des Seitenruders zu nennen. Änderungen dieser Parameter besitzen eine direkte teils starke Auswirkung auf das resultierende Schwingungsverhalten. Für die Bewegungsgröße des Rollwinkels besitzt besonders die Form und Dauer des Steuerflächeninputs einen wesentlichen Einfluss. Die dem Modell vorgegebenen Initialwerte der Bewegungsgrößen resultieren aus den aufbereiteten synthetischen Kurven der Testflugparameter. Abweichungen und Unsicherheiten in der Datenauswertung, die aus schlecht aufgelösten und in geringer Aufzeichnungsrate vorhandenen Testdaten für die Drehraten des Flugzeugs resultieren, besitzen demnach einen direkten Einfluss auf den Vergleich von Testflugdaten und Simulationsmodell. Aufgrund der Verwendung des linearisierten Ansatzes zur Modellierung der dynamischen Seitenbewegung der Boeing 777-F ist die Gültigkeit des Simulationsmodells auf kleine Störungen von einem definierten Referenzzustand begrenzt.

Die dem Simulationsmodell zugrunde liegenden aerodynamischen Derivative aus CFD Analysen und Literaturabschätzungen gelten für einen Referenzzustand bei einer Höhe von $H = 34000 \text{ ft}$, einer Machzahl $Ma = 0.84$ und einem Anstellwinkel von $\alpha_0 = 2.6^\circ$. Die Durchführung des Gierdämpfer-Tests im Maintenance Check Flight erfolgt bei der gleichen Höhe, jedoch einer Machzahl von $Ma = 0.8$ und einem Anstellwinkel von $\alpha_0 = 1.4^\circ$. Die Abweichungen des Referenzzustands sind anhand der nachgelagerten Datenverfügbarkeit des Testflugs zu erklären. Die CFD Simulationen wurden für den Fortschritt der Arbeit und den Modelaufbau anhand eines abgeschätzten Referenzzustands durchgeführt. Die Abweichungen der zugrunde liegenden Referenzzustände sind generell gering, allerdings kann nach *Roskam* [51] besonders die Machzahl und die Elastizität der Struktur einen großen Einfluss auf die aerodynamischen Derivative besitzen. Die Einschränkungen der Verwendung von statischen CFD Simulationen zur Abschätzung der Modellparameter sind bereits anhand der Kalibrierung des Steuerderivativs des Seitenruders in Abschnitt 5.3.2 verdeutlicht worden.

Generell stellt die aerodynamische Modellierung eine starke Vereinfachung der komplexen Physik der Flugzeugumströmung dar und birgt Ungenauigkeiten durch die Verwendung idealisierter Simulationen sowie vereinfachter Abschätzformeln zur Abbildung physikalischer Effekte, wie sie für die Ermittlung der dynamischen Derivative verwendet werden. Das linearisierte Modell der Seitenbewegung der Boeing 777-F besitzt eine Vielzahl an Einflussparametern, welche jeweils mit Ungenauigkeiten behaftet sein können. Nach *Theis* [52] muss von einer allgemeinen Ungenauigkeit der aerodynamischen Koeffizienten von $\pm 25\%$ ausgegangen werden. Aus diesem Grund soll nachfolgend die Sensitivität des Modells bezüglich seiner Eingangsparameter untersucht werden, um eine begründete Kalibrierung des Simulationsmodells

der Boeing 777-F anhand der Testflugdaten vornehmen zu können.

5.3.4 Untersuchung der Modellsensitivität

Das Modell der linearisierten Seitenbewegung der Boeing 777-F besitzt mit den Trägheitsmomenten, den statischen und dynamischen Derivativen sowie Steuerderivativen insgesamt 18 Parameter, von denen das dynamische Systemverhalten abhängig ist. Aus der Untersuchung des Vergleichs von Testflugdaten und Modellverhalten ergibt sich die Fragestellung bezüglich der Art der Beeinflussung des Simulationsmodells durch seine verschiedenen Parameter, um basierend auf den Ergebnissen eine Kalibrierung vornehmen zu können.

Anhand einer Sensitivitätsanalyse soll ermittelt werden, wie empfindlich die Simulationsergebnisse des Modells auf eine Änderung der Systemparameter reagieren und welche Eingangsgrößen einen großen oder auch einen vernachlässigbaren Einfluss auf das Modellverhalten zeigen. Eine solche Analyse dient zum besseren Verständnis des Simulationsmodells durch eine Untersuchung der Wechselwirkungen einzelner Parameter [56]. Es wird nach *Theis* [52] von einer Ungenauigkeit der aerodynamischen Modellparameter von $\pm 25\%$ ausgegangen, wobei der Einfluss der vorgegebenen initialen Bedingungen für die Bewegungsgrößen des Modells nicht berücksichtigt wird. Die Untersuchung der Modellsensitivität beschränkt sich auf den Einfluss der Modellparameter der statischen und dynamischen Derivative sowie der Trägheitsmomente (vgl. Abbildung 5.3).

Es wird zunächst die Sensitivität des Modells in Bezug auf die isolierte Änderung einzelner Parameter untersucht. In Abbildung 5.27 ist exemplarisch das Bode-Diagramm für die Übertragungsfunktion des Seitenruders zur Gierrate unter Berücksichtigung einer Variation des Gierdämpfungsderivativs von $\Delta C_{nr} = \pm 25\%$ dargestellt. Zum Vergleich ist in der rechten Abbildung die Überlagerung aller einzelnen Änderungen der Parameter in diesem Wertebereich dargestellt.

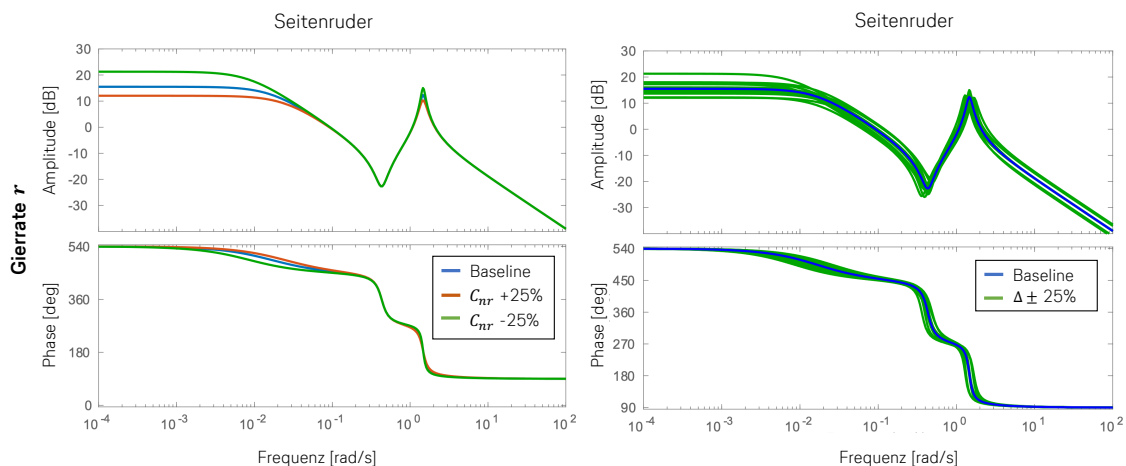


Abbildung 5.27: Bode-Diagramm Sensitivitätsuntersuchung für Variation einzelner Parameter

Die Untersuchung der Modellsensitivität für einzelne Parameter anhand des Bode-Diagramms zeigt für Amplitudenverstärkung sowie Phase eine generelle Abhängigkeit von der Frequenz. Diese Beobachtung trifft für alle Parameter des Systems zu. Zudem zeigt eine Untersuchung der Impulsantworten im Zeitbereich eine komplexe Wechselwirkung der verschiedenen Systemparameter, sodass sich die Änderungen einzelner Parameter nicht linear überlagern lassen

und eine globale Sensitivitätsuntersuchung des Modells erforderlich ist, welche die Abhängigkeit der Parameter untereinander berücksichtigt.

Die Brute-Force-Methode stellt eine grundlegende Vorgehensweise dar, um das Modellverhalten anhand eines Tests aller möglichen Parametervariationen und Kombinationen im Definitionsbereich unter Verwendung einer Kostenfunktion auszuwerten. Mit zunehmender Anzahl an Modellparametern steigt allerdings die Komplexität des Systems erheblich an, sodass die Brute-Force-Methode aufgrund begrenzter Rechenzeit und -kapazität für das Simulationsmodell der Boeing 777-F nicht effizient umsetzbar ist. Für die Sensitivitätsuntersuchung des Modells werden hingegen die Funktionen der *Simulink Design Optimization Toolbox* [57] verwendet. Der implementierte *Sensitivity Analyzer* ermöglicht die Definition eines Parameter-Sets in Verknüpfung mit dem Simulink-Modell der Boeing 777-F zur Untersuchung der globalen Sensitivität anhand von Methoden der Monte-Carlo-Simulation [58]. Für die ausgewählten Modellparameter werden im ersten Schritt zufällige Samples anhand der Latin-Hypercube-Methode erzeugt, welche eine gleichmäßigen Verteilung der Parameter über ihren Definitionsbereich berücksichtigt und so den Entwurfsraum des Modells aufspannt [59]. Für das Simulationsmodell der Boeing 777-F wird die Sensitivität (begrenzt durch die Rechenzeit) anhand von 1200 Samples untersucht. Außerdem erfolgt die Vorgabe einer Kostenfunktion anhand der Definition von Anforderungen bezüglich des Zeitverlaufs der Zustandsgrößen des Modells. So werden für die untersuchten Bewegungsvariablen des Rollwinkels, der Rollrate und der Gierrate insgesamt drei Kostenfunktionen definiert. Anschließend folgt die Auswertung der Kostenfunktionen für jede Parameterkombination des definierten Entwurfsraums. Die Ergebnisse werden in Abbildung 5.28 statistisch in Hinblick auf die lineare Korrelation der Modellparameter in Bezug auf die verschiedenen Kostenfunktionen ausgewertet, um die wesentlichen Einflussparameter des Modells zu identifizieren.

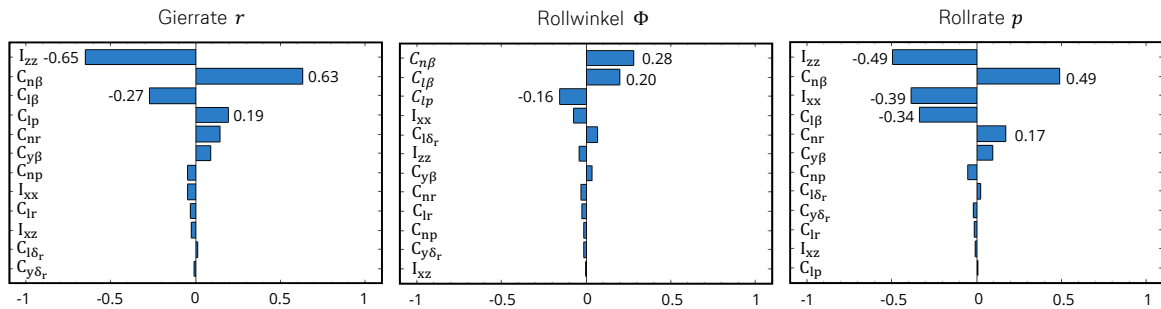


Abbildung 5.28: Auswertung der linearen Korrelation der untersuchten Modellparameter

Eine positive lineare Korrelation zeigt an, dass die Erhöhung des Wertes eines Modellparameters mit einer Erhöhung des Wertes der untersuchten Kostenfunktion einhergeht. Im Gegensatz dazu zeigt eine negative lineare Korrelation eine Beziehung an, in der die Erhöhung des Wertes eines Modellparameters eine Verringerung des Wertes der Kostenfunktion bedingt. Dies kann beispielsweise an der linearen Korrelation von Rolldämpfung C_{lp} und resultierendem Rollwinkel verdeutlicht werden. Für eine Erhöhung der Rolldämpfung zeigt die Auswertung der Korrelation eine Verringerung des resultierenden Rollwinkels des Modells, was ein physikalisch korrektes Modellverhalten widerspiegelt. Allgemein ist jedoch zu beachten, dass die Analyse der linearen Korrelation der Modellparameter nicht unbedingt eine kausale Beziehung bedeutet, da andere Faktoren und Effekte wie nichtlineare Kopplungen vernachlässigt werden können.

sigt werden. Für die Untersuchung der Modellparameter der Boeing 777-F zeigen sich nur für wenige Parameter stärkere lineare Korrelationen des Modellverhaltens wie für die Trägheitsmomente um die Gier- und Rollachse I_{zz} und I_{xx} sowie die Derivative der statischen Gier- und Rollstabilität $C_{n\beta}$ und $C_{l\beta}$. Neben diesen Parametern werden zudem die dynamischen Dämpfungsderivative für Gier- und Rollrate C_{nr} und C_{lp} anhand der Korrelationsanalyse als Haupteinflussfaktoren des Systems identifiziert, wobei diese eine vergleichsweise schwächere lineare Korrelation mit den untersuchten Bewegungsvariablen des Modells aufweisen. Zudem unterscheidet sich die Beeinflussung des Modellverhaltens durch die verschiedenen Parameter für die jeweiligen untersuchten Bewegungsvariablen. Die anhand der durchgeführten Sensitivitätsanalyse ermittelten Ergebnisse für die Haupteinflussparameter des dynamischen Modellverhaltens zeigen eine gute Übereinstimmung mit den Untersuchungen von *Roskam* [1]. Für die Parameter, welche Kopplungseffekte darstellen, wie die dynamischen Derivative C_{lr} und C_{np} oder das Trägheitsmoment I_{xz} , wird eine im Vergleich zu den statischen Derivativen oder Hauptträgheitsmomenten und dynamischen Dämpfungsderivativen geringere lineare Korrelation und Beeinflussung des dynamischen Modellverhaltens festgestellt. Nachfolgend soll basierend auf den identifizierten Haupteinflussparametern des Simulationsmodells der Boeing 777-F dahingehend untersucht werden, inwiefern eine numerischen Kalibrierung des Modellverhaltens anhand der vorliegenden Testflugdaten erreicht werden kann.

5.3.5 Kalibrierung des Modells

Die Kalibrierung des Simulationsmodells der Boeing 777-F wird anhand des *Parameter Estimators* der *Simulink Design Optimization Toolbox* [57] vorgenommen. Dieser verwendet die Ergebnisse der durchgeführten Sensitivitätsanalyse als Grundlage, sodass lediglich die identifizierten Haupteinflussparameter des Systems kalibriert werden, um die Rechenzeit des Optimierungsprozesses zu verringern. Dabei verwendet der *Parameter Estimator* die Methode der nichtlinearen kleinsten Quadrate (engl. nonlinear least squares), um die Abweichungen zwischen Simulationsergebnis und experimentellen Daten unter Auswertung einer Kostenfunktion zu minimieren [60]. Zunächst werden die Parameter des dynamischen Systemmodells der Boeing 777-F unter Verknüpfung mit dem Simulink-Modell definiert. Aus der Gruppe aller Systemparameter kann anschließend eine Auswahl der zu kalibrierenden Parameter mit einem Definitionsbereich festgelegt werden. Für die Kalibrierung des Modells der Boeing 777-F sollen nachfolgend die anhand der Sensitivitätsanalyse identifizierten Parameter $C_{n\beta}$ und $C_{l\beta}$ (statische Derivative) sowie die Trägheitsmomente I_{xx} und I_{zz} und die dynamischen Derivative C_{lp} und C_{nr} als variabel gesetzt werden. Der Definitionsbereich der Parameter wird anhand einer Abweichung von $\pm 25\%$ der initialen Basiswerte vorgegeben. Um die Parameter des Modells zu schätzen werden die Testflugdaten für Rollrate, Gierrate und Rollwinkel für die untersuchten sechs Testpunkte als experimentelle Daten vorgegeben. Während des Optimierungsprozesses wird für jede Iteration der Fehler zwischen Simulation und experimentellen Daten anhand der Kostenfunktion der Summe der quadrierten Fehler (engl. sum squared error) ausgewertet. Durch die Auswertung mittels einer Kostenfunktion wird zudem die Amplitude und Frequenz der Modellantwort zugleich berücksichtigt. Die Parameter des Modells werden innerhalb der angegebenen Grenzen iterativ so lange zur Minimierung der Fehler variiert, bis eine vorgegebene Toleranz für die Änderung der Fehler zwischen Simula-

tion und Testflugdaten erreicht wird.

Es ist nicht das Ziel bzw. der Umfang der durchgeführten Parameterschätzung eine umfassende Optimierung oder Schätzung des Modells vorzunehmen und verschiedene Optimierungsalgorithmen zu vergleichen sowie eine Analyse globaler und lokaler Minima des Systems durchzuführen. Die verwendete Methodik soll in dieser Arbeit dazu dienen, ausgehend von dem gewählten Modellierungsansatz der Berechnung und Schätzung der Systemparameter anhand von CFD Simulationen oder Literaturquellen, in vorgegebenen Grenzen der Parameter eine Verbesserung und Kalibrierung des Modellverhaltens gegenüber den Testflugdaten zu erreichen. Das so kalibrierte und validierte Simulationsmodell soll anschließend zur Untersuchung des Effekts der Riblet-Modifikation auf das dynamische Verhalten der Boeing 777-F verwendet werden.

In Tabelle 5.10 sind die Ergebnisse der Parameterschätzung anhand der prozentualen Änderungen der kalibrierten Modellparameter angegeben.

Tabelle 5.10: Prozentuale Änderungen der kalibrierten Derivative

Modellparameter	$C_{l\beta}$	$C_{n\beta}$	C_{lp}	C_{nr}	I_{xx}	I_{zz}
Änderung %	-14.4	-24.9	16.1	10.5	24.9	15.2

Für die statische Gierstabilität sowie das Trägheitsmoment um die Rollachse zeigen sich anhand der Ergebnisse für die Parameterschätzung Änderungen, welche sich an den Rändern der definierten Wertebereiche bewegen. Dieses Verhalten ist generell eine Indikation für die Notwendigkeit der Aufweitung des Definitionsbereichs und Fortsetzung der Optimierung. Die Grenzen gehen allerdings aus dem Ansatz über die Abschätzung des aerodynamischen Modells anhand der beschriebenen Methodik der CFD und Literaturabschätzungen sowie der damit verbundenen Annahme einer allgemeinen Ungenauigkeit von $\pm 25\%$ dieser Parameter hervor [52]. Aus diesem Grund soll das anhand der vorgenommenen Optimierung erreichte Systemverhalten im Vergleich zu den Testflugdaten in Hinblick auf eine ausreichende Übereinstimmung und ein physikalisch korrektes Systemverhalten untersucht werden. Generell zeigen die Ergebnisse der Parameterschätzung für die Trägheitsmomente des Modells eine Erhöhung, was in Bezug auf die Beobachtung einer zu großen Schwingungsfrequenz des unkalibrierten Modells physikalisch Sinn ergibt. Für die Derivative der statischen Stabilität zeigt sich dagegen eine Verringerung, die tendenziell mit einer Abnahme der Eigenfrequenz der Taumelschwingung einhergeht [1]. Die Erhöhung der dynamischen Derivative, insbesondere des Gierdämpfungsderivativs C_{nr} besitzt einen Einfluss auf die inhärente Dämpfung der Eigenschwingung des Flugzeugs.

Die Auswirkungen der Kalibrierung für die zeitaufgelöste Simulation des Modells der Boeing 777-F sind in Abbildung 5.29 und 5.30 den Testflugdaten für die Testpunkte zur Untersuchung des ungedämpften Schwingungsverhaltens gegenübergestellt.

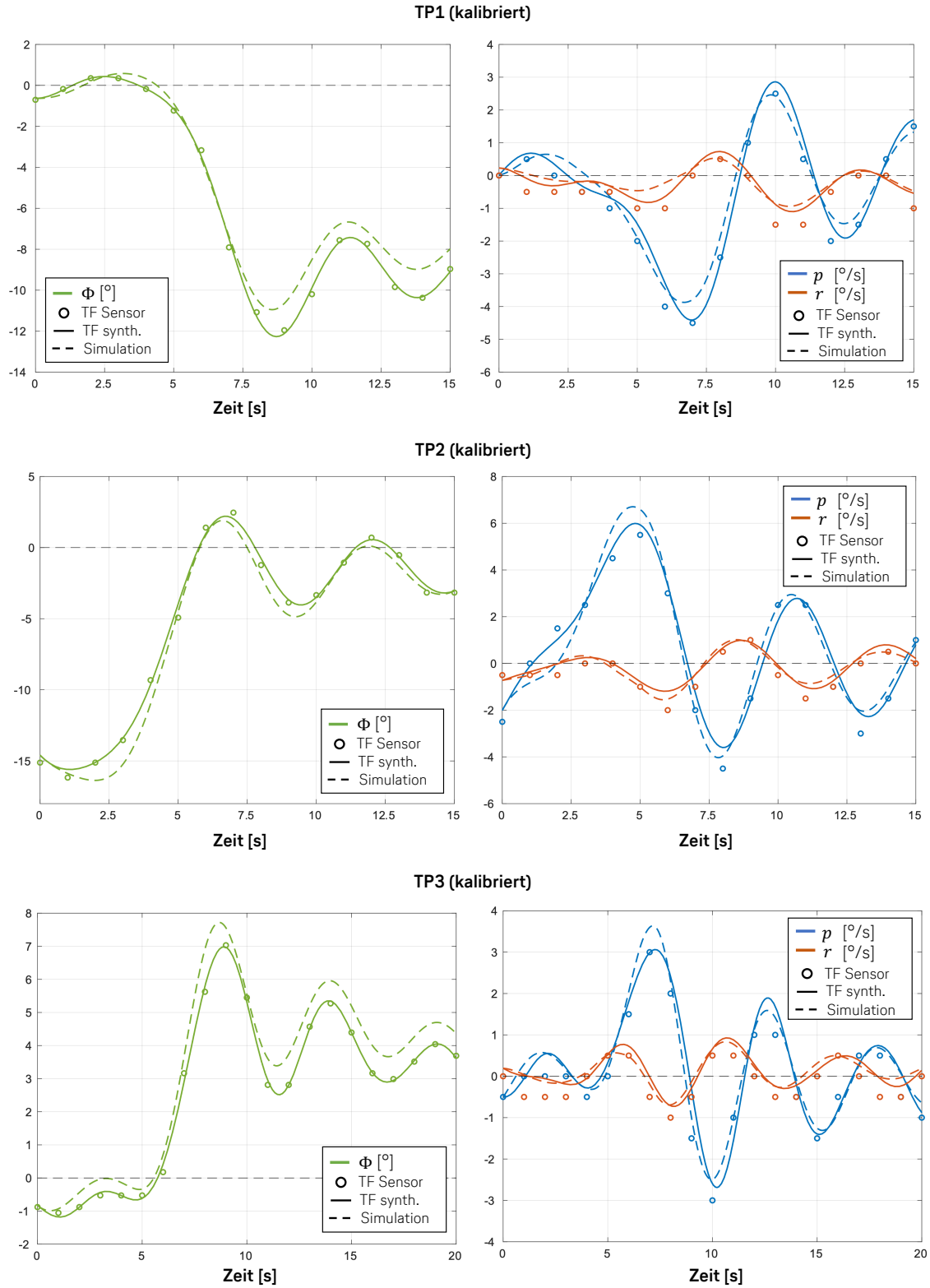


Abbildung 5.29: Kalibrierung Simulationsmodell TP1-3

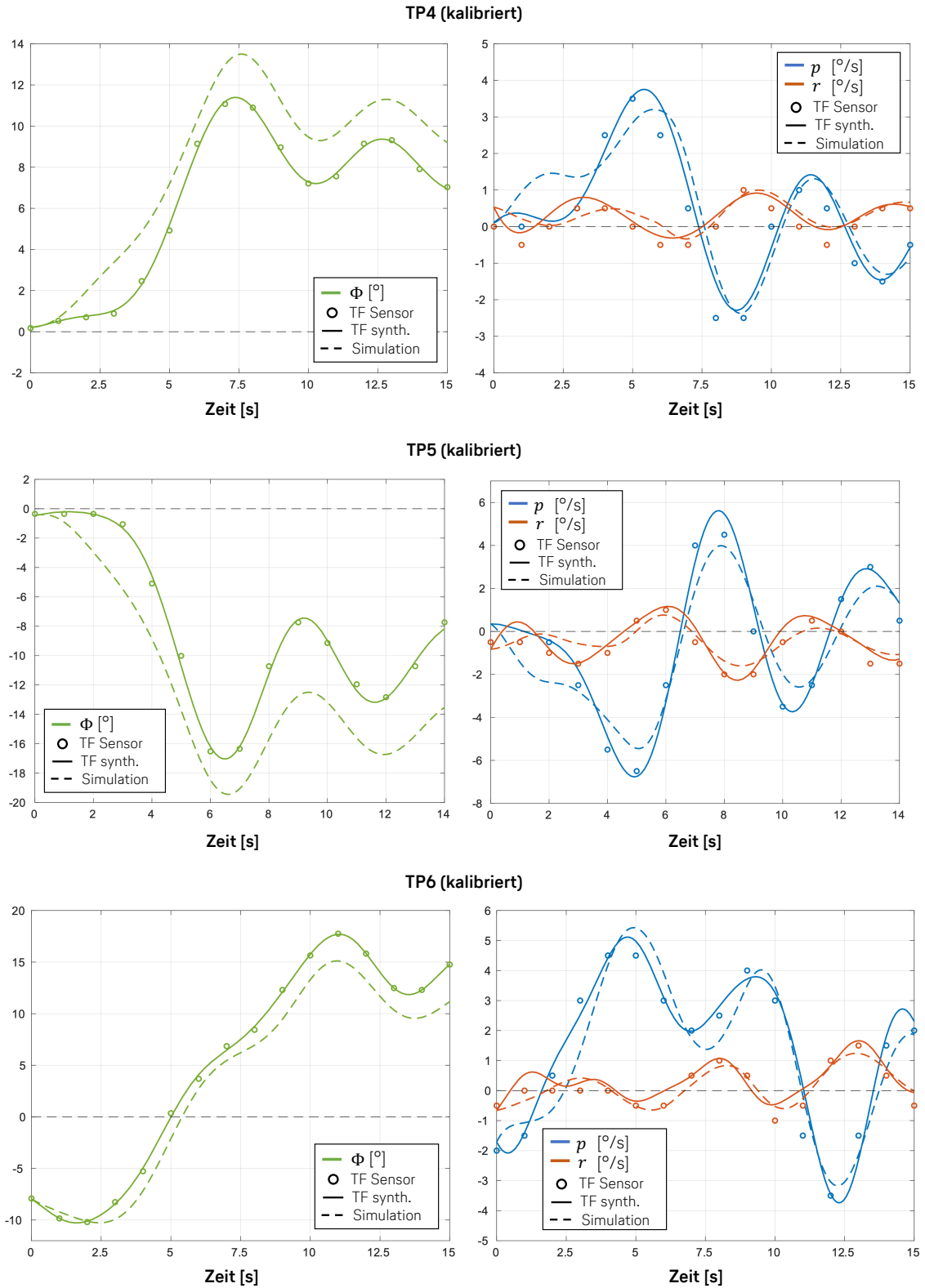


Abbildung 5.30: Kalibrierung Simulationsmodell TP4-6

In den Tabellen 5.11 bis 5.13 sind die Ergebnisse der ausgewerteten Fehlermetriken für den Vergleich des kalibrierten Simulationsmodells der Boeing 777-F mit den Testflugdaten angegeben.

Tabelle 5.11: Fehlermetriken Rollrate (kalibriert)

p [$^{\circ}/s$]	Testpunkt						mean
	1	2	3	4	5	6	
MAE	0.33	0.39	0.2	0.41	0.97	0.59	0.48
RMSE	0.39	0.48	0.27	0.53	1.13	0.72	0.59
nRMSE	0.05	0.05	0.05	0.09	0.09	0.08	0.07
r_{xy}	0.98	0.98	0.98	0.95	0.96	0.96	0.97

Tabelle 5.12: Fehlermetriken Gierrate (kalibriert)

r [$^{\circ}/s$]	Testpunkt						mean
	1	2	3	4	5	6	
MAE	0.13	0.13	0.10	0.17	0.44	0.25	0.20
RMSE	0.17	0.16	0.12	0.23	0.52	0.32	0.25
nRMSE	0.09	0.07	0.07	0.19	0.15	0.14	0.12
r_{xy}	0.95	0.96	0.95	0.78	0.87	0.88	0.90

Tabelle 5.13: Fehlermetriken Rollwinkel (kalibriert)

Φ [$^{\circ}$]	Testpunkt						mean
	1	2	3	4	5	6	
MAE	0.67	0.48	0.63	1.85	3.46	2.01	1.52
RMSE	0.84	0.68	0.68	1.97	3.73	2.22	1.69
nRMSE	0.07	0.04	0.08	0.18	0.22	0.08	0.11
r_{xy}	0.99	0.99	0.99	0.99	0.97	0.99	0.99

Für die zeitaufgelöste Simulation des kalibrierten Modells zeigt sich eine wesentlich bessere Übereinstimmung des ungedämpften Schwingungsverhaltens mit den Testflugdaten für alle untersuchten Bewegungsgrößen und Testpunkte. Anhand der ausgewerteten Korrelationskoeffizienten kann besonders für die Rollrate und Gierrate im Vergleich zum unkalibrierten Modell der Boeing 777-F eine deutliche Verbesserung bezüglich der Abbildung des realen Schwingungsverhaltens festgestellt werden. So werden die Werte der Fehlermetriken für die Rollrate und Gierrate für fast alle Testpunkte mehr als halbiert. Für die Bewegungsgröße des Rollwinkels lassen sich nach der Kalibrierung keine so deutlichen Verbesserungen wie für die Drehraten erkennen, allgemein kann die Übereinstimmung zwischen Simulationsmodell und Testflugdaten aber auch für diesen Parameter mit einem mittleren absoluten Fehler von $\Phi_{MAE} = 1.52^{\circ}$ als gut und ausreichend bewertet werden.

Neben der Untersuchung des ungedämpften Schwingungsverhaltens wird anhand der Testflugdaten von TP1 eine iterative Kalibrierung des implementierten Gierdämpfers anhand der Feedback-Gain K_r vorgenommen. Das Ergebnis dieser Kalibrierung ist in Abbildung 5.31 dargestellt.

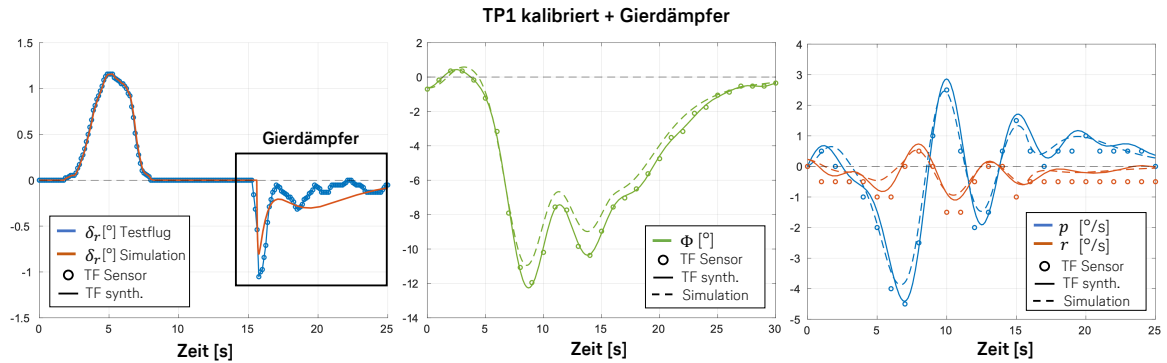


Abbildung 5.31: Kalibrierung Simulationsmodell TP1 mit Gierdämpfer

Das Schwingungsverhalten von Simulationsmodell und Testflugdaten zeigt für den Bereich mit aktivem Gierdämpfer eine gute Übereinstimmung. Der resultierende Verlauf des Rollwinkels zeigt zwar leichte Abweichungen von den Testflugdaten, dagegen zeigt sich im Bereich der Dämpfung durch den Regler eine sehr gute Übereinstimmung. Auch für die Drehraten kann das Simulationsmodell die Dämpfung durch den Regler gut abbilden. Es zeigen sich besonders in diesem Bereich für die Testflugdaten Abweichungen in den synthetisch abgeleiteten Kurven der Drehraten und den durch die Sensoren angegebenen diskreten Messwerten. Wie in Abschnitt 5.3.1 beschrieben, wird das Systemverhalten anhand der synthetisch ermittelten Verläufe der Drehraten beurteilt, welches in diesem Bereich eine sehr gute Übereinstimmung zwischen Testflugdaten und Simulationsmodell zeigt. Der resultierende Steuerflächenausschlag des Seitenruders weicht in der maximalen Amplitude um ungefähr $\delta_r \approx 0.3^\circ$ von den Testflugdaten ab. Die Signalform der durch den Regler veranlassten Steuerflächenaktivität zeigt allerdings eine gute Übereinstimmung mit den Testflugdaten und validiert die Modellierung und Funktionsweise des Reglers.

Anhand einer zusätzlichen Untersuchung des Systems im Frequenzbereich soll sichergestellt werden, dass sich das Modellverhalten aufgrund der vorgenommenen Kalibrierung nicht wesentlich geändert hat oder unphysikalische Phänomene zeigt. In Abbildung 5.32 sind die Bode-Diagramme der Übertragungswege des Modells der Boeing 777-F vergleichend für das Baseline-Modell und die Kalibrierung dargestellt. Es zeigen sich nur geringe Änderungen des dynamischen Systemverhaltens für das kalibrierte Modell und keine grundsätzliche Veränderung der Übertragungsfunktionen.

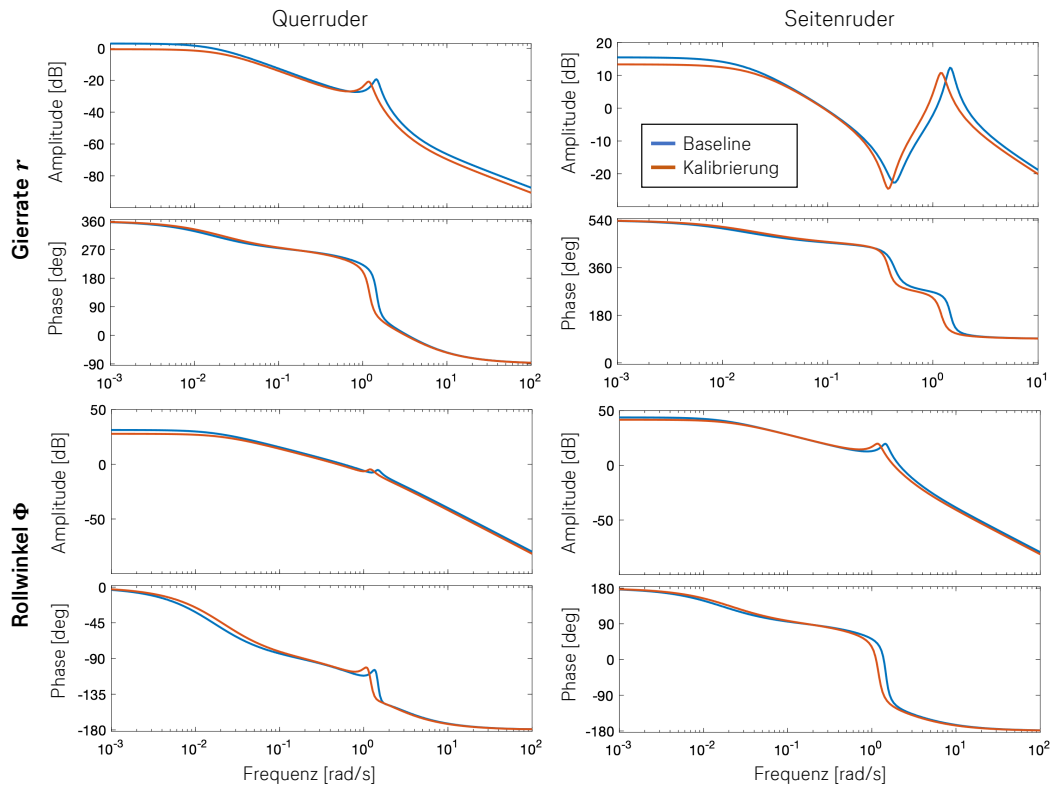


Abbildung 5.32: Bode-Diagramm Kalibrierung des Simulationsmodells

5.4 Einschränkungen des Modells und Unsicherheiten

Die vorangegangene Validierung und Kalibrierung des Simulationsmodells der Boeing 777-F anhand der Testflugdaten zeigt die Fähigkeit und Eignung des entwickelten Simulationsmodells das reale dynamische Verhalten der Seitenbewegung des Flugzeugs abzubilden. Der Vergleich der zeitaufgelösten Taumelschwingung zeigt für Simulationsmodell und Testflugdaten das gleiche charakteristische Schwingungsverhalten und nach der vorgenommenen Kalibrierung eine gute Übereinstimmung der untersuchten Bewegungsgrößen von Rollwinkel, Rollrate und Gierrate. Es ist generell zu berücksichtigen, dass die Modellierung der Flugzeugdynamik auf der Verwendung der linearisierten Bewegungsgleichungen basiert und das Systemmodell daher nur für die Untersuchung kleiner Störungen ausgehend von einem definierten Referenzzustand gültig ist. Die Kalibrierung des Modells wurde anhand der Daten von sechs verschiedenen Testpunkten und somit lediglich anhand dieser verfügbaren Anregungsfrequenzen vorgenommen. Für alle weiteren Frequenzen muss das Simulationsmodell weiterhin als relativ unbekannt angesehen werden. Allerdings ist zu berücksichtigen, dass die anhand der Testflugdaten dargestellten Frequenzen den Flugbereich der Boeing 777-F gut repräsentieren und das Flugzeug generell im Flug durch das Seitenruder nicht mit wesentlich höheren Frequenzen angeregt wird, da diese bei den hohen Fluggeschwindigkeiten aufgrund der strukturellen Limitation der Steuerfläche nicht erreicht werden können. Außerdem zeigt eine Untersuchung der Bode-Diagramme des Systemmodells ein zu erwartendes physikalisches Verhalten im gesamten Frequenzbereich.

Für die anhand der CFD Simulationen und Formeln aus der Literatur abgeschätzten aerodynamischen Modellparameter zeigen sich anhand der Validierung und Kalibrierung durch

die verschiedenen Testflugmanöver Abweichungen und die Notwendigkeit von Korrekturen. Diese Unsicherheiten der Modellparameter sind im wesentlichen auf vernachlässigte Einflüsse der Aeroelastizität und Machzahl-Effekte zurückzuführen, welche durch die verwendeten Berechnungs- und Abschätzmethoden nicht berücksichtigt werden können. Nach *Roskam* [51] zeigen sich Effekte der Torsionssteifigkeit des Flugzeugs besonders für das Rolldämpfungsderivativ C_{lp} sowie Einflüsse der seitlichen Durchbiegung des hinteren Rumpfes für das statische Gierdämpfungsderivativ $C_{n\beta}$ sowie die Effektivität des Seitenruders. Dennoch ist die Methode der Ermittlung der aerodynamischen Derivative anhand der CFD Simulationen essenziell für die Zielsetzung sowie die Vorgehensweise dieser Arbeit, da auf diesem Weg im Gegensatz zu anderen Methoden ebenfalls der Effekt der Riblet-Modifikation auf die aerodynamischen Eigenschaften des Flugzeugs ermittelt werden kann. Unsicherheiten in der Abschätzung der Trägheitsmomente können sich durch den starken Einfluss der Treibstoffbeladung des Flugzeugs und Ungenauigkeiten in den Annahmen bezüglich der Komponentenschwerpunkte ergeben.

Neben den Unsicherheiten der modellierten Systemparameter sind allerdings auch unmodellerte Effekte für die Analyse der Flugzeugdynamik von Relevanz. So berücksichtigt das Modell der Boeing 777-F keine Effekte der Strukturdynamik, die besonders im höheren Frequenzbereich die Gültigkeit der Modellierung der Flugzeugbewegung anhand eines Starrkörper-Modells in Frage stellen [52]. Die Anregung und Untersuchung der Taumelschwingung erfolgt allerdings bei vergleichsweise niedrigeren Frequenzen, sodass diese Einflüsse in der Hinsicht für das Modell der Boeing 777-F vernachlässigt werden können.

Die Untersuchung des Effekts der Riblet-Modifikation auf die Flugeigenschaften und das dynamische Verhalten der Boeing 777-F wird nachfolgend unter Verwendung des anhand der Testflugdaten validierten und kalibrierten Modells sowie unter Berücksichtigung der aufgeführten Einschränkungen durchgeführt. Für die Bewertung der Analyse ist zu berücksichtigen, dass der Effekt der Modifikation anhand des gleichen Basismodells untersucht wird. Diese Methodik besitzt den Vorteil, dass ein systematischer Fehler bzw. Ungenauigkeiten in der Modellierung für die vergleichende Beurteilung des Effekts und der Änderung durch die Modifikation weitgehend vernachlässigt werden können.

6 Untersuchung der Riblet-Modifikation

In diesem Kapitel soll die Untersuchung des Einflusses der Riblet-Modifikation auf die dynamische Stabilität der Boeing 777-F anhand des zuvor entwickelten und validierten Simulationsmodells beschrieben werden. Die Analyse der dynamischen Eigenschaften und Beeinflussung durch die Modifikation zielt insbesondere auf das Verhalten und die Funktionsweise des modellierten Gierdämpfers ab.

Der Effekt der Riblets auf die Stabilitäts- und Steuerderivative der Boeing 777-F geht aus den Ergebnissen der in Kapitel 4.1 beschriebenen CFD Simulationen hervor. Die Untersuchung des dynamischen Verhaltens wird für den Referenzzustand bei Reiseflugbedingungen durchgeführt, da für diesen der größte Effekt der Riblet-Modifikation zu erwarten ist und zudem in großer Höhe die inhärente Dämpfung des Flugzeugs aufgrund der geringen Dichte abnimmt. In Tabelle 6.1 sind die Änderungen der aerodynamischen Derivative durch die Riblet-Modifikation angegeben. Es ist zu beachten, dass diese Werte bereits einen Sicherheitsfaktor von $S = 1.25$ berücksichtigen, wodurch die Untersuchung des Riblet-Effekts auf das dynamische Verhalten des Flugzeugs als konservativer anzusehen ist.

Tabelle 6.1: Änderung der aerodynamischen Derivative durch die Riblet-Modifikation

Änderung %	$C_{l\beta}$	$C_{y\beta}$	$C_{n\beta}$	$C_{l\delta_r}$	$C_{y\delta_r}$	$C_{n\delta_r}$
Ma = 0.84	1.56	1.26	1.38	0.38	0.64	0.61

Die Modifikation zeigt neben einer Änderung der Steuerflächeneffektivität ebenfalls einen Effekt auf die Stabilitätsderivative der Boeing 777-F. Daraus kann abgeleitet werden, dass neben dem Übertragungsverhalten auch die Eigendynamik des Flugzeugs durch die Riblets beeinflusst wird. Aus diesem Grund wird neben dem geschlossenen Systemmodell mit Gierdämpfer ebenfalls das open-loop-Modell der Boeing 777-F hinsichtlich eines Effekts der Modifikation auf die Dynamik der Seitenbewegung des Flugzeugs untersucht. Zur vergleichenden Untersuchung des Riblet-Effekts auf das Modell der Boeing 777-F wird nachfolgend das in Abschnitt 5.3.5 beschriebene kalibrierte Modell als „Baseline“ verwendet. Für das „Riblet“-Modell werden die in Tabelle 6.1 angegebenen prozentualen Änderungen auf die Derivative des Baseline-Modells der Boeing 777-F angewendet. In Tabelle 6.2 sind die Kenngrößen der Eigenschwingungsform der Taumelschwingung sowohl für das offene als auch für das geschlossene Systemmodell des Flugzeugs mit Gierdämpfer angegeben.

Tabelle 6.2: Einfluss der Modifikation auf die Kenngrößen der Taumelschwingung

Taumelschwingung		Eigenwerte λ_i	Eigenfrequenz ω_0 (rad/s)	Dämpfung ζ
open-loop	Baseline	$-0.1289 \pm 1.1965i$	1.20	0.107
	Riblets	$-0.1290 \pm 1.2045i$	1.21	0.107
closed-loop	Baseline	$-0.8424 \pm 0.5045i$	0.98	0.858
	Riblets	$-0.8476 \pm 0.5077i$	0.99	0.858

Die Riblet-Modifikation zeigt eine leichte Verschiebung der Pole des offenen sowie geschlossenen Systemmodells in der komplexen Ebene verbunden mit einer geringen Änderung der Eigenfrequenz der Taumelschwingung. Der Realteil der Pole des Riblet-Modells zeigt dabei eine Verschiebung in negative Richtung und somit eine Zunahme der Stabilität des Systems an. Für die resultierende Dämpfung ist jedoch auch der komplexe Anteil der Eigenwerte zu berücksichtigen, welcher eine geringe Vergrößerung durch die Modifikation zeigt, sodass die Änderungen für den Systemparameter der relativen Dämpfung sehr gering ausfallen. Die Auswirkungen der Riblet-Modifikation auf das dynamische Verhalten der Boeing 777-F sollen nachfolgend im Zeitbereich und Frequenzbereich untersucht werden, um einen Einfluss der Modifikation auf das resultierende Schwingungsverhalten des Flugzeugs beurteilen zu können.

6.1 Dynamisches Verhalten des Boeing 777-F open-loop-Modells

Zur Untersuchung des dynamischen Verhaltens des offenen bzw. ungedämpften Systemmodells der Boeing 777-F im Zeitbereich ist in Abbildung 6.1 zunächst die Impulsantwort dargestellt.

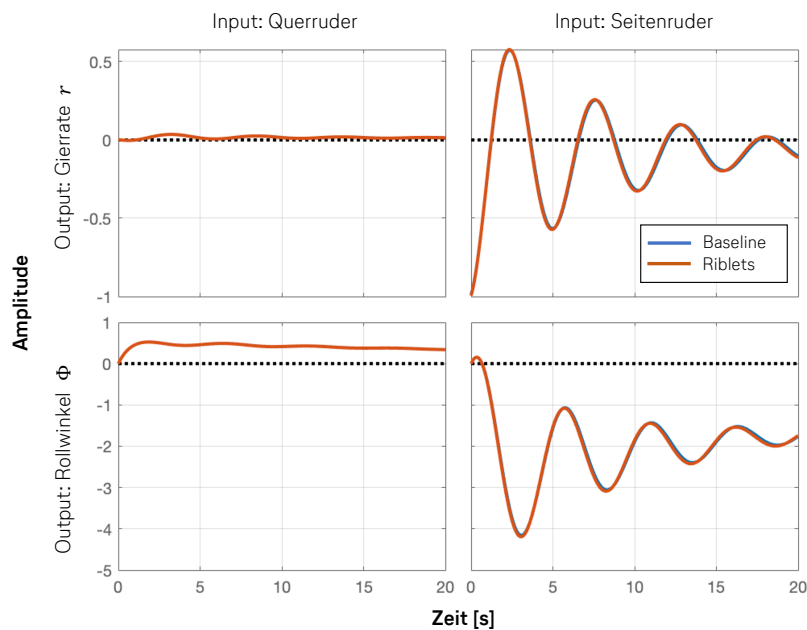


Abbildung 6.1: Impulsantworten des open-loop Modells der Boeing 777-F

Die Impulsantwort des Systems auf einen Input des Seitenruders zeigt für den Vergleich von Baseline- und Riblet-Modell eine sehr starke Übereinstimmung. Abhängig von der Dauer der offenen Schwingung des Systems können minimale Abweichungen in Amplitude und Phase beobachtet werden. Diese sind allerdings so gering, dass sie fast nicht sichtbar werden und aufgrund des untersuchten Zeitbereichs der ungedämpften Schwingung als unkritisch und vernachlässigbar angesehen werden können.

Neben der Impulsantwort wird das System im Zeitbereich anhand der Simulation einer Störung durch eine seitlichen Böe untersucht, welche für das Modell durch die Vorgabe eines initialen Schiebewinkels von $\beta = 4^\circ$ implementiert wird. Diese Methodik wird ebenfalls von Boeing im Bericht zur Simulation der Boeing 747 [40] als Testpunkt verwendet, um das

Schwingungsverhalten des Flugzeugs ohne und mit Gierdämpfer zu visualisieren. Die Anregung und das Schwingungsverhalten der ungedämpften Taumelschwingung der Boeing 777-F durch eine seitliche Böe ist in Abbildung 6.2 vergleichend für das Baseline-Modell sowie die Riblet-Modifikation dargestellt.

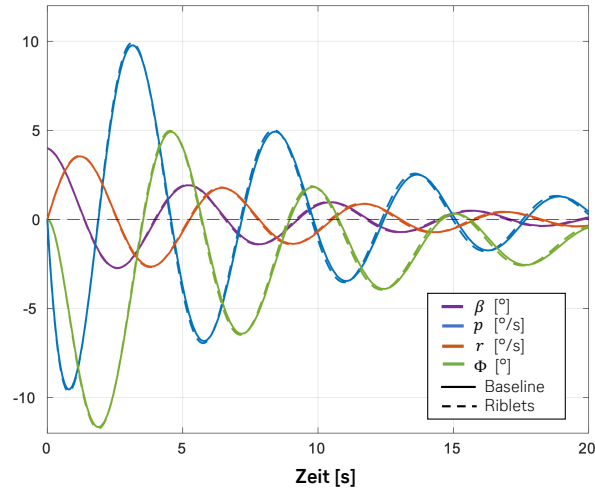


Abbildung 6.2: Zeitverlauf des Schwingungsverhaltens des open-loop-Modells der Boeing 777-F (initialer Schiebewinkel)

Der Zeitverlauf der offenen Schwingung nach initialer Störung zeigt für das Modell mit Riblets geringe Abweichungen in den maximalen Schwingungsamplituden der Bewegungsvariablen, welche in Tabelle 6.3 angegeben sind. So zeigt sich für die Rollrate mit $\Delta p \approx 0.14^\circ/s$ die größte Abweichung in der maximalen Schwingungsamplitude, wobei das Modell der Boeing 777-F im Vergleich zum Baseline-Modell eine geringe Vergrößerung der Amplituden zeigt.

Tabelle 6.3: Abweichungen Baseline und Riblets open-loop (initialer Schiebewinkel)

	\mathbf{p} [°/s]		\mathbf{r} [°/s]		Φ [°]	
	min	max	min	max	min	max
Baseline	-9.56	9.78	-2.65	3.55	-11.67	4.93
Riblets	-9.67	9.92	-2.68	3.58	-11.75	4.98
Delta Δ	-0.11	0.14	-0.03	0.03	-0.08	0.05

Neben der Untersuchung des Modellverhaltens als Reaktion auf eine Böe soll im Zeitbereich die Anregung der Taumelschwingung nach dem im Maintenance Check Flight verwendeten Verfahren untersucht werden. Zu diesem Zweck wird über die Steuerfläche des Seitenruders ein initialer Input für das Simulationsmodell vorgegeben. Im Abgleich mit der Signalforn aus den Testflugdaten wird der Steuerflächeninput als Sinus-Halbwellen modelliert. Die Amplitude des Ausschlags wird anhand der zur Validierung und Kalibrierung des Modells verwendeten Testpunkte gemittelt, um eine realistische Anregungsamplitude für den entsprechenden Referenzzustand des Simulationsmodells zu erhalten. Als Frequenz wird die Eigenfrequenz der Taumelschwingung verwendet. In Abbildung 6.3 ist der Zeitverlauf der Schwingung als Reaktion des Modells auf einen initialen Steuerflächenausschlag mit einer Amplitude von $\delta_r = -1.34^\circ$ und einer Frequenz von $f = 1.2 \text{ rad/s}$ dargestellt.

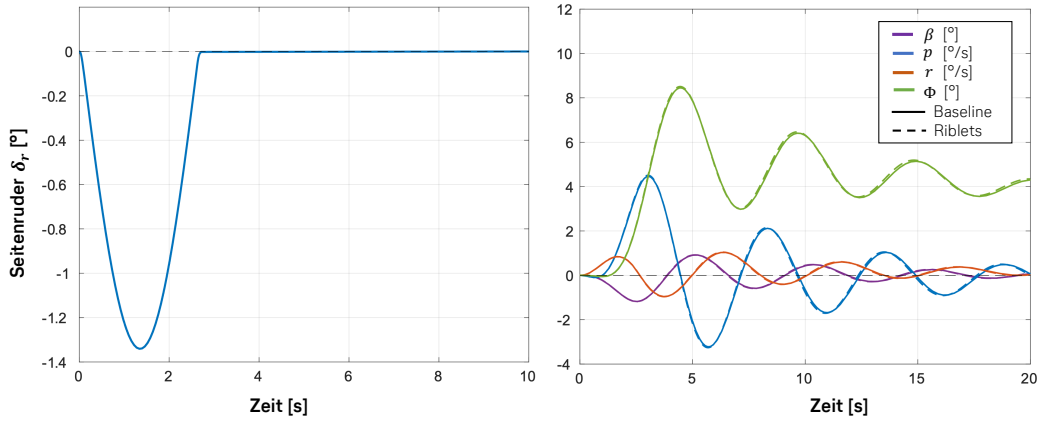


Abbildung 6.3: Zeitverlauf des Schwingungsverhaltens des open-loop-Modells der Boeing 777-F (initialer Seitenruderausschlag)

Auch für diese Untersuchung werden die resultierenden maximalen Amplituden der Bewegungsvariablen des Simulationsmodells ausgewertet (vgl. Tabelle 6.4).

Tabelle 6.4: Abweichungen Baseline und Riblets open-loop (initialer Ruderausschlag)

	β [°]		\mathbf{p} [°/s]		\mathbf{r} [°/s]		Φ [°]	
	min	max	min	max	min	max	min	max
Baseline	-1.18	0.92	-3.23	4.46	-0.96	1.04	-0.05	8.45
Riblets	-1.18	0.92	-3.26	4.51	-0.96	1.04	-0.05	8.51
Delta Δ	0.00	0.00	-0.03	0.05	0.00	0.00	0.00	0.06

Die Auswertung der maximalen Amplituden zeigt für Baseline- und Riblet-Modell eine nahezu exakte Übereinstimmung. Die größte Abweichung tritt in der Amplitude des Rollwinkels mit $\Delta\Phi \approx 0.06^\circ$ auf, wobei das Modell mit Riblet-Modifikation im Vergleich zum Baseline-Modell die größere Schwingungsamplitude zeigt. Für die Zeitverläufe der resultierenden Schwingungen zeigt sich für Baseline- und Riblet-Modell ebenfalls eine nahezu exakte Übereinstimmung. Abhängig von der Schwingungsdauer kann für den Rollwinkel und die Rollrate eine leichte Phasenverschiebung beobachtet werden, wobei die Schwingung des Riblet-Modells der des Baseline-Modells vorausseilt.

Eine Analyse der Modifikation bezogen auf den gesamten Frequenzbereich wird anhand der Bode-Diagramme für die unterschiedlichen Übertragungswege des Systems in Abbildung 6.4 durchgeführt.

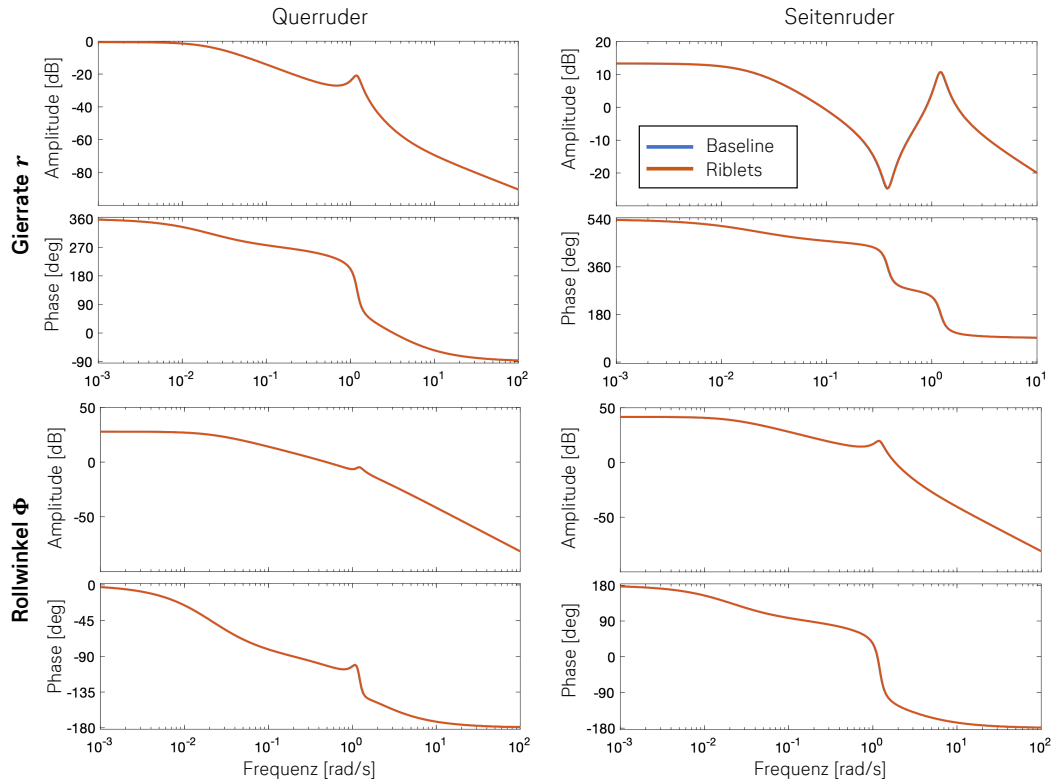


Abbildung 6.4: Bode-Diagramm des open-loop-Modells der Boeing 777-F mit Riblets

Der Vergleich des Übertragungsverhaltens zeigt für das ungedämpfte open-loop-Modell der Boeing 777-F keine erkennbaren Abweichungen von Baseline- und Riblet-Modell im gesamten Frequenzbereich.

6.2 Dynamisches Verhalten des Boeing 777-F closed-loop-Modells

Zur Untersuchung des dynamischen Verhaltens des closed-loop-Modells der Boeing 777-F mit implementiertem Gierdämpfer ist in Abbildung 6.5 die Impulsantwort für das Baseline-Modell sowie das Modell mit Riblet-Modifikation dargestellt.

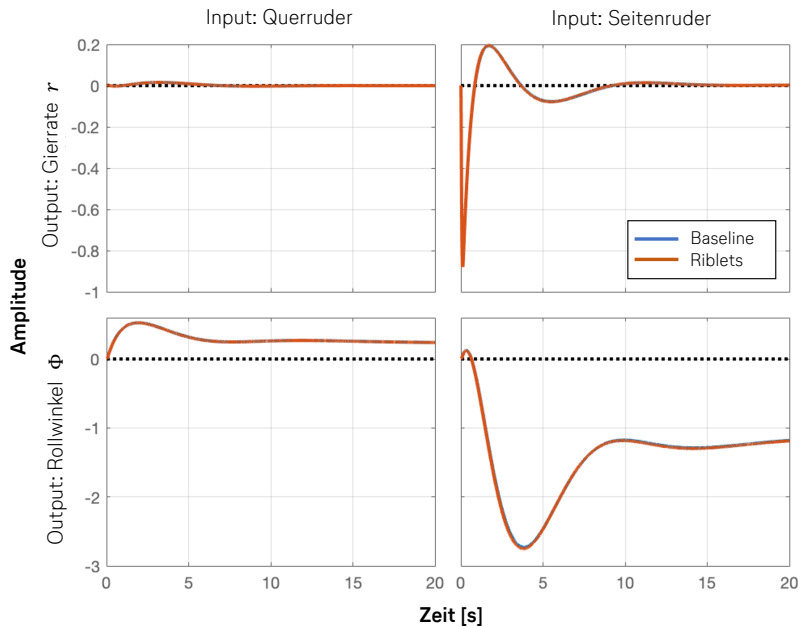


Abbildung 6.5: Impulsantworten des closed-loop Modells der Boeing 777-F mit Riblets

Der Zeitverlauf der gedämpften Schwingung als Reaktion auf einen Impuls des Seitenruders zeigt für den Vergleich von Baseline- und Riblet-Modell keine erkennbaren Abweichungen. Durch den implementierten Gierdämpfer wird die gleiche Dämpfung der Schwingungen von Gierrate und Rollwinkel erreicht. Der verbleibende Rollwinkel nach Abklingen bzw. Dämpfung der Gierrate ist durch die Reglerkomponente des Washout-Filters begründet (vgl. Abschnitt 5.2).

In Abbildung 6.6 ist die Simulation der seitlichen Böe für das Modell mit aktivem Gierdämpfer dargestellt. Im Gegensatz zur Untersuchung des ungedämpften open-loop-Modells der Boeing 777-F zeigt sich für das Modell mit Gierdämpfer eine direkte Reaktion des Dämpfers auf die initiale Störung des Schiebewinkels durch einen Ausschlag des Seitenruders. Die angeregte Schwingung des Flugzeugs wird durch den Gierdämpfer innerhalb von $\Delta t \approx 15$ s gedämpft. Ein Vergleich des Ruderausschlags von Baseline- und Riblet-Modell zeigt eine nahezu exakte Übereinstimmung der durch den Regler veranlassten Steuerflächenaktivität. Auch im Zeitverlauf der untersuchten Bewegungsvariablen lassen sich keine signifikanten, durch die Riblet-Modifikation bedingten Abweichungen erkennen.

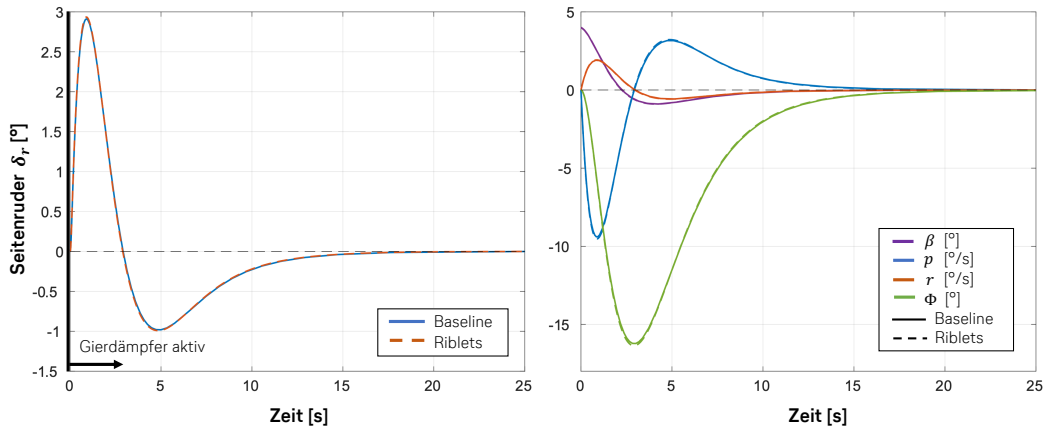


Abbildung 6.6: Zeitverlauf des Schwingungsverhaltens des closed-loop-Modells der Boeing 777-F (initialer Schiebewinkel)

In Tabelle 6.5 sind die Abweichungen der maximalen Amplituden der Bewegungsvariablen für den Vergleich zwischen Baseline- und Riblet-Modell der Boeing 777-F angegeben.

Tabelle 6.5: Abweichungen Baseline und Riblets closed-loop (initialer Schiebewinkel)

	\mathbf{p} [$^{\circ}/s$]		\mathbf{r} [$^{\circ}/s$]		Φ [$^{\circ}$]		δ_r [$^{\circ}$]	
	min	max	min	max	min	max	min	max
Baseline	-9.41	3.17	-0.58	1.91	-16.24	0.00	-0.98	2.91
Riblets	-9.53	3.22	-0.58	1.92	-16.34	0.00	-0.99	2.94
Delta Δ	-0.12	0.05	0.00	0.01	-0.10	0.00	-0.01	0.03

Die maximale Abweichung des durch den Gierdämpfer verursachten Ausschlags des Seitenruders liegt bei $\Delta\delta_r \approx 0.03^{\circ}$. Für die Bewegungsvariable der Gierrate ist nahezu keine Abweichung im Zeitverlauf oder der maximalen Amplitude erkennbar, welche die gute Übereinstimmung des Reglerverhaltens in Bezug auf den resultierenden Steuerflächenausschlag für Baseline-Modell und Modifikation begründet. In der auf die Störung folgenden maximalen Amplitude der Rollrate sind mit $\Delta p \approx 0.12^{\circ}/s$ die größten Abweichungen zwischen Baseline-Modell und Modifikation erkennbar.

Die Anregung der Taumelschwingung anhand eines initialen Inputs des Seitenruders ist für das closed-loop-Modell der Boeing 777-F in Abbildung 6.7 dargestellt. Im Simulationsmodell ist ein Zeitschalter implementiert, welcher den Gierdämpfer nach einer Dauer der ungedämpften Anregung und Schwingung von $\Delta t = 5\text{ s}$ einschaltet. Daraufhin ist anhand des Diagramms für den Steuerflächenausschlag der durch den Regler verursachte Ausschlag des Seitenruders zur Dämpfung der Bewegung zu erkennen.

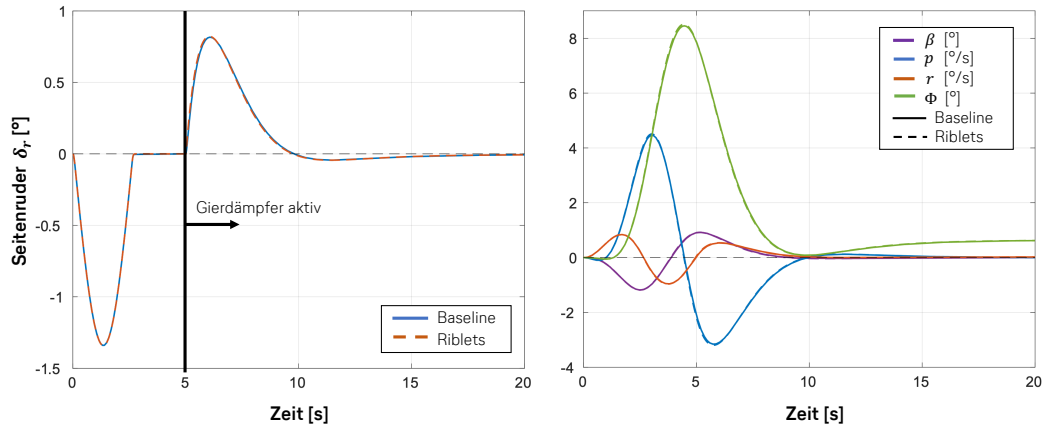


Abbildung 6.7: Zeitverlauf des Schwingungsverhaltens des closed-loop-Modells der Boeing 777-F (initialer Seitenruderausschlag)

Im Zeitverlauf der Schwingungen von Schiebewinkel und Gierrate sind keine Abweichungen zwischen Baseline-Modell und Modell mit Riblet-Modifikation erkennbar. Auch die maximalen Amplituden der Bewegungsvariablen zeigen eine nahezu exakte Übereinstimmung (vgl. Tabelle 6.6). Da die durch den Gierdämpfer gemessene und zur Dämpfung der Schwingung verwendete Gierrate für Baseline-Modell und Modifikation eine nahezu exakte Übereinstimmung zeigt, ergeben sich keine Abweichungen für den durch den Regler veranlassten Ausschlag des Seitenruders. Die Abweichungen der maximalen Amplituden von Rollrate und Rollwinkel sind mit $\Delta p \approx 0.05^\circ/s$ und $\Delta \Phi \approx 0.06^\circ$ sehr gering, der Zeitverlauf der Bewegungsvariablen zeigt ein geringes Vorauseilen der Schwingung des Riblet-Modells der Boeing 777-F.

Tabelle 6.6: Abweichungen Baseline und Riblets closed-loop (initialer Ruderausschlag)

	$\beta [^\circ]$		$\mathbf{p} [^\circ/s]$		$\mathbf{r} [^\circ/s]$		$\Phi [^\circ]$		$\delta_r [^\circ]$	
	min	max	min	max	min	max	min	max	min	max
Baseline	-1.18	0.92	-3.16	4.46	-0.96	0.84	-0.05	8.45	-1.34	0.82
Riblets	-1.18	0.92	-3.19	4.51	-0.96	0.84	-0.05	8.51	-1.34	0.82
Delta Δ	0.00	0.00	-0.03	0.05	0.00	0.00	0.00	0.06	0.00	0.00

Die Untersuchung der Übertragungswege des Systems im Frequenzbereich anhand der Bode-Diagramme in Abbildung 6.8 zeigt für die Analyse des Simulationsmodells mit Gierdämpfer ebenfalls keine erkennbaren Abweichungen von Baseline- und Riblet-Modell der Boeing 777-F.

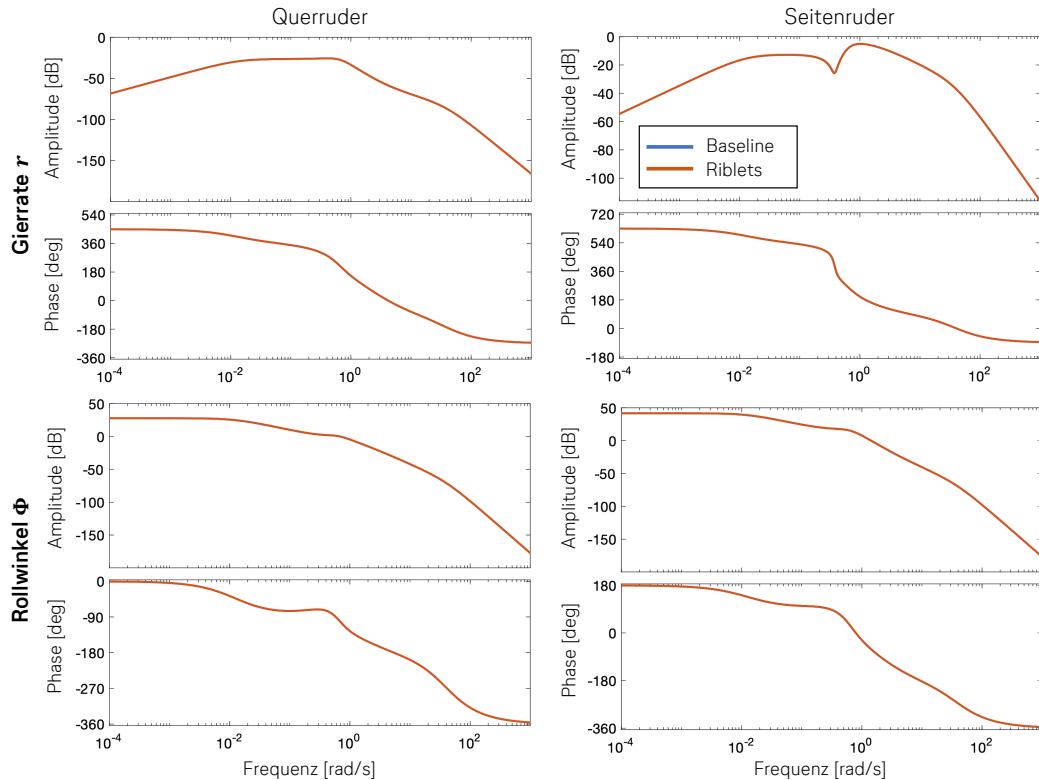


Abbildung 6.8: Bode-Diagramm des closed-loop-Modells der Boeing 777-F mit Riblets

6.3 Diskussion und Fazit

Die Untersuchung der Auswirkungen der Riblet-Modifikation auf die dynamische Stabilität und das Schwingungsverhalten der Boeing 777-F anhand der durchgeführten Analysen im Zeitbereich sowie im Frequenzbereich zeigt nahezu keine Änderungen für das Simulationsmodell mit Modifikation. Diese Beobachtung gilt sowohl für das offene ungedämpfte Systemmodell, als auch für die Untersuchung des Modells mit implementiertem Gierdämpfer. Allgemein zeigt die Riblet-Modifikation eine geringe Erhöhung der Stabilitätsderivative des Systems sowie eine Erhöhung der Steuerflächeneffektivität des Seitenruders. Die Untersuchung und Auswertung der zeitaufgelösten Simulationen des Modells mit den implementierten Änderungen der Modifikation zeigen jedoch im Vergleich zum Basismodell anhand der sehr geringen beobachteten Änderungen größere Schwingungsamplituden. Diese Beobachtung verdeutlicht, wie bereits die durchgeführte Sensitivitätsanalyse, dass die Stabilität und das dynamische Verhalten des Gesamtsystems nicht alleine an der Änderung einzelner Parameter beurteilt werden kann, sondern eine komplexe Kopplung und Interaktion der Systemparameter stattfindet. Anhand des Vergleichs der Bode-Diagramme lässt sich im gesamten Frequenzbereich kein erkennbarer Effekt der Riblet-Modifikation auf das Übertragungsverhalten der Boeing 777-F feststellen. Die Untersuchung des Riblet-Effekts im Zeitbereich wird anhand des aus den Testflugdaten gemittelten maximalen Inputs des Seitenruders vorgenommen, um einen realistischen Testfall für den Gierdämpfer des Simulationsmodells abzubilden. Als Anregungsfrequenz wird die Eigenfrequenz der Taumelschwingung gewählt, da diese den kritischsten Fall darstellt und das Simulationsmodell durch die Testflugdaten auch nur in diesem Bereich validiert und kalibriert werden konnte. Die beobachteten Abweichungen zwischen Baseline-

und Riblet-Modell der Boeing 777-F sind sowohl für das offene, als auch für das Modell mit Gierdämpfer so gering, dass davon auszugehen ist, dass diese unter realen Bedingungen nicht feststellbar sind und auch die Funktionsweise des Gierdämpfers durch die Modifikation nicht beeinflusst wird. Darüber hinaus zeigt die Riblet-Modifikation nahezu keine Änderung der resultierenden Gierrate, von der das Verhalten des Gierdämpfers direkt abhängig ist.

Auf Grundlage der Ergebnisse des Vergleichs für diese Bedingungen und untersuchten Test-Anregungen des Modells kann davon ausgegangen werden, dass auch bei anderen Referenzbedingungen kein Effekt der Riblets auf die dynamische Gier- und Seitenstabilität der Boeing 777-F sowie den Gierdämpfer festgestellt werden kann. Der Referenzzustand bei Reiseflugbedingungen ist mit dem größten aerodynamischen Effekt der Ribletfolie verbunden, was zudem anhand der Analyse der resultierenden Änderungen für den Referenzzustand bei einer Machzahl von $Ma = 0.46$ und einer Höhe von $H = 15000 \text{ ft}$ bestätigt wird (vgl. Abschnitt 4.1.4). Die Untersuchung der Auswirkungen der Riblet-Modifikation auf die dynamische Stabilität der Boeing 777-F zeigt darüber hinaus für eine geänderte Beladungskonfiguration des Flugzeugs anhand einer anderen Masse und anderen Trägheitsmomenten den gleichen vernachlässigbaren Effekt auf das dynamische Systemverhalten, wie für den zuvor untersuchten Referenzzustand.

Aus der Untersuchung und Analyse des Simulationsmodells der Boeing 777-F im Zeitbereich und Frequenzbereich geht somit hervor, dass die untersuchte Riblet-Modifikation des Rumpfes und der Nacelles keine signifikanten Auswirkungen auf die dynamische Stabilität der Seitenbewegung sowie auf das Verhalten und die Funktionsweise des Gierdämpfers zeigt.

7 Zusammenfassung und Ausblick

Das Ziel der vorliegenden Arbeit war die Entwicklung einer Analysemethodik zur Untersuchung des Effekts einer aerodynamischen Flugzeugmodifikation auf die dynamische Stabilität der Seitenbewegung sowie die Funktionsweise des Gierdämpfers. Die Modifikation der Boeing 777-F durch Beklebung des Rumpfes sowie der Triebwerks-Nacelles mit einer Riblet-Folie führt zu einer Reduzierung des viskosen Strömungswiderstands durch eine Beeinflussung der lokalen Grenzschichtströmung. Für bestimmte Flugfälle kann die Riblet-Modifikation einen geringen Einfluss auf die Gierstabilität des Flugzeugs sowie die Effektivität des Seitenruders besitzen. Das Flugzeug ist zur Verbesserung des dynamischen Verhaltens in Bezug auf die Taumelschwingung mit einem Gierdämpfer ausgestattet, welcher das Seitenruder automatisch zur Dämpfung der Bewegung steuert und eine künstliche Erhöhung der dynamischen Stabilität bewirkt.

Zur Untersuchung der Auswirkungen der Riblet-Modifikation auf die dynamische Stabilität sowie die Funktionsweise des Gierdämpfers wurde die Modellierung der dynamischen Seitenbewegung anhand der um einen Referenzzustand linearisierten Bewegungsgleichungen unter Verwendung des Zustandsraum-Modells in der Simulationsumgebung von *Matlab/Simulink* implementiert. Als Eingangsdaten des Modells dienen neben den Trägheitsmomenten des Flugzeugs die aerodynamischen Stabilitäts- und Steuerderivative. Zur Ableitung der statischen Stabilitätsderivative wurden CFD Simulationen unter Variation des Schiebewinkels der Anströmung durchgeführt. Zur Ermittlung der Steuerflächeneffektivität wurde eine Erweiterung des Modells der Boeing 777-F zur Simulation von Ausschlägen des Seitenruders vorgenommen. Anhand der durchgeführten Strömungssimulationen konnte zudem nachgewiesen werden, dass die Riblet-Modifikation nur unter Schiebewinkeln einen Einfluss auf die Effektivität des Seitenruders besitzt, für Flugfälle bei symmetrischer Anströmung ist der Effekt der Riblets auf die Steuerfläche dagegen vernachlässigbar. Für weitere dynamische Derivative des Systems wurden Abschätzungen anhand von Literaturformeln vorgenommen. Zur Ermittlung der Trägheitsmomente des Flugzeugs wurde eine detaillierte Massenabschätzung durchgeführt, deren Ergebnisse anhand der Daten aus einem Full Flight Simulator validiert werden konnten. Anhand von realen Flugdaten für Manöver wie einen einseitigen Triebwerksausfall sowie die Steuerbarkeit der Rollbewegung des Flugzeugs konnten die Systemparameter der Seitenrudereffektivität sowie der Rolldämpfung kalibriert werden. Für die Derivative zeigten sich teils große Abweichungen zu den Abschätzungen aus CFD Simulationen und verwendeten Formeln aus der Literatur. Die Abweichungen für das Steuerderivativ des Seitenruders sind einerseits auf die Vereinfachung der Geometrie sowie zur Vernetzung notwendigen Vernachlässigung und Verschmierung von Spalten zurückzuführen. Andererseits wird durch die Berechnung des Derivativs anhand von statischen CFD Simulationen die Elastizität der Struktur sowie die keinesfalls starre Aufhängung der Steuerfläche vernachlässigt. Die Kalibrierung des Derivativs zeigt, dass aeroelastische Effekte welche sich durch die seitliche Durchbiegung des hinteren Rumpfes ergeben, für die Effektivität der Steuerfläche besonders bei den kleinen untersuchten Ausschlägen einen bedeutenden Einfluss besitzen, was ebenfalls durch die Literatur bestätigt wird. Auch die Abweichungen der abgeschätzten Rolldämpfung der Boeing 777-F sind teilweise auf eine Vernachlässigung aeroelastischer Effekte wie der Torsion des Tragflügels und einer dadurch hervorgerufenen Änderung der Auftriebsverteilung

zurückzuführen. Daneben enthalten die verwendeten Näherungsformeln aus der Literatur starke Vereinfachungen der physikalischen Zusammenhänge für die Auftriebsverteilung, die besonders für den untersuchten transsonischen Referenzzustand keine gute Eignung zur Abschätzung der dynamischen Derivative zeigen.

Aus der Literatur zur Flugregelung wurde die Architektur und Funktionsweise eines klassischen Gierdämpfers als Komponente des Stability Augmentation Systems erarbeitet und in das Simulationsmodell der Boeing 777-F integriert. Die Auslegung des Regelkreises wurde anhand des Wurzelortskurvenverfahren vorgenommen.

Die Validierung des offenen und durch den Regler geschlossenen Systemmodells der Boeing 777-F wurde anhand von Testflugdaten eines von der Lufthansa Cargo durchgeführten Wartungsflugs vorgenommen. In einem solchen Testflug wird die Funktionsweise des Gierdämpfers durch eine Anregung der ungedämpften Schwingung mit Hilfe eines Inputs durch das Seitenruder und die anschließende Aktivierung des Dämpfers durch die Einschaltung des primären Flugsteuerungscomputers getestet. Aus den Flugdaten ließen sich insgesamt sechs Testpunkte zur Validierung der offenen Schwingung sowie ein Testpunkt zur Untersuchung der Funktionsweise des aktiven Reglers identifizieren. Das auf Basis der CFD Simulationen sowie vorgenommenen Massenabschätzung entwickelte Simulationsmodell der Boeing 777-F zeigte bei Anregung mit Hilfe des Seitenruderausschlags aus den Testflugdaten bereits eine gute Abbildung des charakteristischen dynamischen Verhaltens der Taumelschwingung. Für die untersuchten Bewegungsgrößen des Rollwinkels sowie der Rollrate und Gierrate ließen sich jedoch Abweichungen besonders in der Phase und Frequenz der Schwingungen für die Drehraten des Flugzeugs feststellen.

Aus diesem Grund wurde unter Verwendung der *Simulink Design Optimization Toolbox* eine Sensitivitätsanalyse zur Identifikation der wesentlichen Einflussparameter des Modells der Boeing 777-F durchgeführt. Basierend auf den Ergebnissen dieser Untersuchung wurde mit Hilfe des *Simulink Parameter Estimators* unter Verwendung der experimentellen Testflugdaten eine Parameterschätzung bzw. Optimierung der Modellparameter vorgenommen. Die Reglerparameter des Gierdämpfers wurden anschließend ebenfalls basierend auf dem kalibrierten offenen Systemmodell anhand der Testflugdaten iterativ angepasst. Das auf diese Art kalibrierte Simulationsmodell zeigt eine gute Übereinstimmung mit dem dynamischen Verhalten des offenen ungedämpften Flugzeugs sowie der Funktionsweise des Gierdämpfers aus den Testflugdaten der Boeing 777-F.

Anschließend wurde mit dem kalibrierten Simulationsmodell der Boeing 777-F der Effekt der Riblet-Modifikation auf die dynamische Stabilität des Flugzeugs untersucht. Dazu wurde der durch die CFD Simulationen ermittelte Effekt der Modifikation auf die Stabilitäts- und Steuerderivative des Modells angewendet und das dynamische Verhalten des offenen sowie geschlossenen Systemmodells einerseits als Reaktion auf die Anregung durch einen initialen Schiebewinkel zur Simulation einer Böe sowie andererseits als Reaktion auf einen Input des Seitenruders nach der im Testflug angewendeten Methodik untersucht. Die Analyse der Eigenwerte zeigt durch die Riblet-Modifikation eine leichte Verschiebung der Pole und eine Beeinflussung von Eigenfrequenz und Dämpfung der Taumelschwingung. Anhand der zeitaufgelösten Simulation des dynamischen Verhaltens als Reaktion auf die unterschiedlichen Anregungen kann jedoch nachgewiesen werden, dass die Abweichungen zwischen Basismodell und Riblet-Modifikation für alle Bewegungsgrößen des Systems so gering sind, dass angenom-

men werden kann, dass diese unter realen Bedingungen nicht feststellbar sind. Auch für die Funktionsweise des Gierdämpfers gilt dieses Fazit, da die maximale beobachtete Abweichung des durch den Gierdämpfer veranlassten Ausschlags des Seitenruders bei $\Delta\delta_r \approx 0.03^\circ$ liegt und zudem die Bewegungsvariable der Gierrate nahezu keine Änderung durch die Riblet-Modifikation zeigt. Eine Analyse des Systemverhaltens im Frequenzbereich zeigt durch die Modifikation des Flugzeugs keine erkennbaren Änderungen des Übertragungsverhaltens. Aus der durchgeführten Untersuchung und Analyse der Auswirkungen des Riblet-Effekts geht somit hervor, dass die Modifikation keine Beeinflussung der dynamischen Stabilität der Boeing 777-F sowie der Funktionsweise des Flugregelungssystems in Bezug auf den Gierdämpfer zeigt.

Zur Untersuchung der Riblet-Modifikation der Boeing 777-F wurde in dieser Arbeit die Entwicklung einer anhand von Testflugdaten validierten Simulationsmethodik zur Untersuchung und Analyse der dynamischen Seitenbewegung des Flugzeugs unter zusätzlicher Implementierung eines Reglers zur Gierdämpfung beschrieben. Die Methodik zur Modellierung und zeitaufgelösten Simulation der Flugzeugdynamik als lineares Mehrgrößensystem beinhaltet die Auslegung eines Flugreglers unter zusätzlicher Berücksichtigung weiterer Systemkomponenten wie der Aktuatordynamik. Das Modell ermöglicht die Implementierung und Analyse des Einflusses verschiedener Effekte im Zeitbereich sowie im Frequenzbereich. Neben dem in dieser Arbeit gewählten Ansatz zur Ermittlung und Abschätzung der aerodynamischen Derivative anhand von statischen CFD Simulationen und Literaturformeln können die Systemparameter unter Verwendung von Methoden der Systemidentifikation direkt aus realen Messdaten für verschiedene Flugmanöver abgeschätzt werden. Besonders für die Synthese dynamischer Systemmodelle im transsonischen Geschwindigkeitsbereich sowie unter dem Aspekt der Berücksichtigung von aeroelastischen Effekten für die dynamischen Modelle, gilt es diesen Ansatz weiter zu untersuchen. Als Voraussetzung einer Systemidentifikation sind allerdings verschiedene Anforderungen an die Testflugdaten bezüglich der Qualität und Abtastrate sowie Anregung des Systems gesondert zu betrachten. Für die Ermittlung des Effekts der Riblets auf die aerodynamischen Derivative ist dagegen die Methodik der Berechnung anhand von CFD Simulationen essenziell. Diese besitzt zudem den Vorteil, dass die aerodynamischen Derivative für Referenzzustände bei sehr hohen Machzahlen ermittelt oder extrapoliert werden können, für welche die Manöver in einem Flugtest nicht direkt durchgeführt werden können. Das in dieser Arbeit beschriebene Modell kann weiterhin als Grundlage für die Erweiterung durch andere Flugzustände sowie die Integration und Auslegung weiterer Flugregler verwendet werden. Außerdem kann die Analysemethodik leicht auf weitere Flugzeugmuster übertragen werden. Auch eine Untersuchung weiterer Beklebungen anhand von anderen Riblet-Layouts kann unter Verwendung des Simulationsmodells untersucht und beurteilt werden. Daneben kann das Modell der Flugzeugdynamik für weiterführende regelungstechnische Untersuchungen der Stabilität und Robustheit eines Flugregelungssystems verwendet werden.

Literaturverzeichnis

- [1] Jan Roskam. *Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls Part I*. 3. Aufl. Lawrence, Kansas (USA): DAR Corporation, 2001.
- [2] Rudolf Brockhaus, Wolfgang Alles und Robert Luckner. *Flugregelung*. 3. Aufl. Berlin Heidelberg: Springer Verlag, 2011.
- [3] Robert C. Nelson. *Flight Stability and Automatic Control*. 2. Aufl. WCB McGraw-Hill, 1998.
- [4] David A. Caughey. *Introduction to Aircraft Stability and Control*. 2. Aufl. Sibley School of Mechanical and Aerospace Engineering Cornell University, 2011.
- [5] G.H. Bryan. *Stability in Aviation*. London: Macmillan, 1911.
- [6] Brian L. Stevens, Frank L. Lewis und Eric N. Johnson. *Aircraft Control and Simulation*. 3. Aufl. Hoboken, New Jersey (USA): John Wiley & Sons, 2016.
- [7] Michael V. Cook. *Flight Dynamics Principles*. 3. Aufl. Elsevier Ltd., 2013.
- [8] A.W. Babister. *Aircraft Stability and Control*. Pergamon Press, 1961.
- [9] MathWorks. *State Space Models*. 2022. URL: <https://de.mathworks.com/help/control/ug/state-space-models.html> (besucht am 26.11.2022).
- [10] Danyck Nguewo. *Flugmechanik 2 - Vorlesungsskript*. Department für Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau, Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg, 2021.
- [11] MIL-F-8785C. *Military Specification - Flying Qualities of Piloted Aircraft (MIL-F-8785C)*. Military und Government Specs & Standards, 1980.
- [12] Klaus Hünecke. *Die Technik des modernen Verkehrsflugzeuges*. Stuttgart: Motorbuch Verlag, 2017.
- [13] Dieter Moormann. *Vorlesungsumdruck Flugregelung Ausgabe 16.0*. Institut für Flugsystemdynamik, Rheinisch-Westfälische Technische Hochschule Aachen.
- [14] Air Transport Association of America. *Manufacturers' Technical Data (ATA Spec 100)*. Washington (USA): ATA, 1999.
- [15] Gottfried Rossow, Klaus Wolf und Peter Horst, Hrsg. *Handbuch der Luftfahrzeugtechnik. Flugzeugsysteme*. München: Carl Hanser Verlag, 2014.
- [16] Lufthansa Technical Training GmbH. *Trainingsunterlagen Boeing 777 (intern)*.
- [17] Cary R. Spitzer, Hrsg. *The Avionics Handbook. Boeing B-777: Fly-by-Wire Flight Controls*. Florida (USA): CRC Press LLC, 2001.
- [18] Sebastian Braun. „Numerische Simulation von Wirbelaufrollvorgängen an Tragflügeln“. Dissertation. Rheinisch-Westfälische Technische Hochschule Aachen, 2016.
- [19] Joel H. Ferziger und Milovan Perić. *Numerische Strömungsmechanik*. Berlin Heidelberg: Springer Verlag, 2008.
- [20] E. Laurien und H. Oertel. *Numerische Strömungsmechanik*. 6. Aufl. Wiesbaden: Springer Vieweg, 2018.

- [21] Stefan Lecheler. *Numerische Strömungsberechnung*. 4. Aufl. Wiesbaden: Springer Vieweg, 2018.
- [22] H. Schlichting und E. Truckenbrodt. *Aerodynamik des Flugzeuges - Erster Band*. 3. Aufl. Berlin Heidelberg: Springer Verlag, 2001.
- [23] H. Schlichting und K. Gersten. *Grenzschicht-Theorie*. 10. Aufl. Berlin Heidelberg: Springer Verlag, 2006.
- [24] E.L. Houghton u. a. *Aerodynamics for Engineering Students*. 7. Aufl. Waltham, Massachusetts (USA): Butterworth-Heinemann, 2017.
- [25] Michael J. Walsh. *Riblets for aircraft skin-friction reduction*. NASA Langley Research Center Hampton, Virginia (USA), 1986.
- [26] Brian Dean und Bharat Bhushan. „Shark-skin surfaces for fluid-drag reduction in turbulent flow: a review“. In: *Philosophical Transactions of The Royal Society A Mathematical Physical and Engineering Sciences* (2010).
- [27] S.J. Lee und S.H. Lee. „Flow field analysis of a turbulent boundary layer over a riblet surface“. In: *Experiments in Fluids* 30 (2001).
- [28] D.W. Bechert u. a. „Biological Surfaces and their Technological Application - Laboratory and Flight Experiments on Drag Reduction and Separation Control“. In: *28th Fluid Dynamics Conference* (1997).
- [29] J.G.T. van der Hoeven und D.W. Bechert. „Experiments with a 1:4.2 model of a commuter aircraft with riblets in a large wind tunnel“. In: *Choi KS. (eds) Recent Developments in Turbulence Management (6)* (1991).
- [30] J. Szodruch. „Viscous Drag Reduction on Transport Aircraft“. In: *AIAA - 29th Aerospace Sciences Meeting* (1991).
- [31] BASF SE. *Pressemitteilung: AeroSHARK von Lufthansa Technik und BASF jetzt für Boeing 777 zertifiziert*. BASF und Lufthansa Technik AG. 2022. URL: <https://www.basf.com/global/de/media/news-releases/2022/12/p-22-433.html> (besucht am 23.12.2022).
- [32] Ansys Inc. *CFX-Solver Theory Guide 2021 R1*. Pennsylvania (USA), 2021.
- [33] The Boeing Company. *Structural Repair Manual 777-F*. 2023.
- [34] IFALPA - The Global Voice of Pilots. „Aircraft Design & Operation Leaflet - Use of rudder on Boeing aircraft“. In: *12ADOBL02* (2011).
- [35] F.R. Menter. „Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications“. In: *AIAA Journal Vol.32* (1994).
- [36] D.C. Wilcox. „Formulation of the k-w Turbulence Model Revisited“. In: *AIAA Journal Vol.46* (2008).
- [37] Jan Roskam. *Airplane Design Part VI: Preliminary Calculation of Aerodynamic, Thrust and Power Characteristics*. 2. Aufl. Ottawa, Kansas (USA): Roskam Aviation und Engineering Corporation, 1990.
- [38] D.E. Hoak. *USAF Stability and Control Datcom*. Pennsylvania (USA): Flight Control Division, Air Force Flight Dynamics Laboratory, 2003.

- [39] Public Domain Aeronautical Software. *Aerodynamic Output as a Function of Configuration and Speed Regime*. 2021. URL: <https://www.pdas.com/datcomTable2.html> (besucht am 16.01.2023).
- [40] C. Rodney Hanke und Donald R. Nordwall. *The Simulation of a Jumbo Jet Transport Aircraft - Volume II: Modeling Data*. Kansas (USA): The Boeing Company, 1970.
- [41] Jan Roskam. *Airplane Design Part V: Component Weight Estimation*. 2. Aufl. Ottawa, Kansas (USA): Roskam Aviation und Engineering Corporation, 1989.
- [42] F. Dorbath. *Masseanalyse: Large Civil Jet Transport Statistical Mass Estimation (MA 401 12-01)*. Luftfahrttechnisches Handbuch, 2013.
- [43] Lufthansa Aviation Training GmbH. *Simulator Daten Trägheitsmomente (intern)*.
- [44] Lufthansa Technik AG. *Full-Flight-Datensatz Maintenance Check Flight Boeing 777-F (intern)*.
- [45] The Boeing Company. *Weight and Balance Manual 777-F*. 2023.
- [46] MathWorks. *MATLAB/Simulink Software*. 2023. URL: https://de.mathworks.com/?s_tid=gn_logo (besucht am 06.02.2022).
- [47] MathWorks. *Control System Toolbox*. 2023. URL: <https://de.mathworks.com/products/control.html> (besucht am 06.02.2022).
- [48] Florian Holzapfel. *Advanced Flight Control*. Institut für Flugdynamik, Technische Universität München, 2022.
- [49] EASA. *Certification Specifications for Large Aeroplanes*. CS-25. Version 3. European Aviation Safety Agency, 2007.
- [50] W. Schumacher und W. Leonhard. *Grundlagen der Regelungstechnik - Vorlesungsskript*. Technische Universität Braunschweig, 2003.
- [51] Jan Roskam. *Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls Part II*. 2. Aufl. Lawrence, Kansas (USA): DAR Corporation, 1998.
- [52] Julian Theis. *Lecture Notes: Flight Control Design and Application*. Technische Universität Hamburg, 2021.
- [53] MathWorks. *Yaw Damper Design for a 747 Jet Aircraft*. 2022. URL: <https://de.mathworks.com/help/control/ug/yaw-damper-design-for-a-747-jet-aircraft.html> (besucht am 15.11.2022).
- [54] Cort J. Willmott u. a. „Statistics for the Evaluation and Comparison of Models“. In: *Journal of Geophysical Research Vol.90* (1985).
- [55] Udo Kamps. *Korrelationskoeffizient*. Gabler Wirtschaftslexikon. 2018. URL: <https://wirtschaftslexikon.gabler.de/definition/korrelationskoeffizient-39501/version-262908> (besucht am 03.03.2023).
- [56] M. Kausche. *Sensitivitätsanalyse*. In: *Wirtschaftlichkeit schwimmender Offshore Windenergieanlagen. Baubetriebswirtschaftslehre und Infrastrukturmanagement*. Wiesbaden: Springer Gabler, 2018.

- [57] MathWorks. *Simulink Design Optimization Toolbox*. 2023. URL: <https://de.mathworks.com/products/sl-design-optimization.html> (besucht am 12.03.2022).
- [58] Samik Raychaudhuri. „Introduction to Monte Carlo Simulation“. In: *Winter Simulation Conference* (2008).
- [59] Michael Shields und Jiaxin Zhang. „The generalization of Latin hypercube sampling“. In: *Reliability Engineering and System Safety* (2015).
- [60] MathWorks. *Simulink Parameter Estimator*. 2023. URL: <https://de.mathworks.com/help/slido/parameter-estimation.html> (besucht am 15.03.2022).

A Transformationsbeziehungen

A.1 Aerodynamische Derivative

Tabelle A.1: Transformationsbeziehungen zwischen dimensionslosen und dimensionsbehafteten aerodynamischen Derivativen

Seitenkraft	Giermoment	Rollmoment
$Y_\beta = \frac{\bar{q}_0 S \cdot C_{y\beta}}{m}$	$N_\beta = \frac{\bar{q}_0 S b \cdot C_{n\beta}}{I_{zz}}$	$L_\beta = \frac{\bar{q}_0 S b \cdot C_{l\beta}}{I_{xx}}$
$Y_p = \frac{\bar{q}_0 S b \cdot C_{yp}}{2m u_0}$	$N_p = \frac{\bar{q}_0 S b^2 \cdot C_{np}}{2I_{zz} u_0}$	$L_p = \frac{\bar{q}_0 S b^2 \cdot C_{lp}}{2I_{xx} u_0}$
$Y_r = \frac{\bar{q}_0 S b \cdot C_{yr}}{2m u_0}$	$N_r = \frac{\bar{q}_0 S b^2 \cdot C_{nr}}{2I_{zz} u_0}$	$L_r = \frac{\bar{q}_0 S b^2 \cdot C_{lr}}{2I_{xx} u_0}$
$Y_{\delta_a} = \frac{\bar{q}_0 S \cdot C_{y\delta_a}}{m}$	$N_{\delta_a} = \frac{\bar{q}_0 S b \cdot C_{n\delta_a}}{I_{zz}}$	$L_{\delta_a} = \frac{\bar{q}_0 S b \cdot C_{l\delta_a}}{I_{xx}}$
$Y_{\delta_r} = \frac{\bar{q}_0 S \cdot C_{y\delta_r}}{m}$	$N_{\delta_r} = \frac{\bar{q}_0 S b \cdot C_{n\delta_r}}{I_{zz}}$	$L_{\delta_r} = \frac{\bar{q}_0 S b \cdot C_{l\delta_r}}{I_{xx}}$

A.2 Trägheitsmomente

$$\begin{bmatrix} I_{xx} \\ I_{zz} \\ I_{xz} \end{bmatrix}_s = \begin{bmatrix} \cos^2 \alpha_0 & \sin^2 \alpha_0 & -\sin 2\alpha_0 \\ \sin^2 \alpha_0 & \cos^2 \alpha_0 & \sin 2\alpha_0 \\ \frac{1}{2} \cdot \sin 2\alpha_0 & -\frac{1}{2} \sin 2\alpha_0 & \cos 2\alpha_0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} I_{xx} \\ I_{zz} \\ I_{xz} \end{bmatrix}_f \quad (\text{A.1})$$

B Übertragungsfunktionen der Seitenbewegung

Die angegebenen Gleichungen für die Übertragungsfunktionen der Seitenbewegung des Flugzeugs basieren auf der Literatur von *Roskam* [1].

B.1 Nennerpolynom

$$\overline{A_1} = \frac{I_{xz}}{I_{xx}} \quad (\text{B.1})$$

$$\overline{B_1} = \frac{I_{xz}}{I_{zz}} \quad (\text{B.2})$$

$$A_2 = u_0 \cdot (1 - \overline{A_1 B_1}) \quad (\text{B.3})$$

$$B_2 = -Y_\beta(1 - \overline{A_1 B_1}) - u_0(L_p + N_r + \overline{A_1 N_p} + \overline{B_1 L_r}) \quad (\text{B.4})$$

$$C_2 = u_0(L_p N_r - L_r N_p) + Y_\beta(N_r + L_p + \overline{A_1 N_p} + \overline{B_1 L_r}) - Y_p(L_\beta + N_\beta \overline{A_1}) + u_0(L_\beta \overline{B_1} + N_\beta) - Y_r(L_\beta \overline{B_1} + N_\beta) \quad (\text{B.5})$$

$$D_2 = -Y_\beta(L_p N_r - L_r N_p) + Y_p(L_\beta N_r - N_\beta L_r) - g \cos \Theta_0(L_\beta + N_\beta \overline{A_1}) + u_0(L_\beta N_p - N_\beta L_p) - Y_r(L_\beta N_p - N_\beta L_p) \quad (\text{B.6})$$

$$E_2 = g \cos \Theta_0(L_\beta N_r - N_\beta L_r) \quad (\text{B.7})$$

B.2 Zählerpolynom Seitenruder

$$\frac{\beta(s)}{\delta_r} = \frac{A_\beta \cdot s^3 + B_\beta \cdot s^2 + C_\beta \cdot s + D_\beta}{A_2 \cdot s^4 + B_2 \cdot s^3 + C_2 \cdot s^2 + D_2 \cdot s + E_2} \quad (\text{B.8})$$

mit

$$A_\beta = Y_{\delta_r}(1 - \overline{A_1 B_1}) \quad (\text{B.9})$$

$$B_\beta = -Y_{\delta_r}(N_r + L_p + \overline{A_1 N_p} + \overline{B_1 L_r}) + Y_p(L_{\delta_r} + N_{\delta_r} \overline{A_1}) + Y_r(L_{\delta_r} \overline{B_1} + N_{\delta_r}) - u_0(L_{\delta_r} \overline{B_1} + N_{\delta_r}) \quad (\text{B.10})$$

$$C_\beta = Y_{\delta_r}(L_p N_r - N_p L_r) + Y_p(N_{\delta_r} L_r - L_{\delta_r} N_r) + g \cos \Theta_0(L_{\delta_r} + N_{\delta_r} \overline{A_1}) + Y_r(L_{\delta_r} N_p - N_{\delta_r} L_p) - u_0(L_{\delta_r} N_p - N_{\delta_r} L_p) \quad (\text{B.11})$$

$$D_\beta = g \cos \Theta_0 (N_{\delta_r} L_r - L_{\delta_r} N_r) \quad (\text{B.12})$$

$$\frac{\Phi(s)}{\delta_r} = \frac{A_\Phi \cdot s^2 + B_\Phi \cdot s + C_\Phi}{A_2 \cdot s^4 + B_2 \cdot s^3 + C_2 \cdot s^2 + D_2 \cdot s + E_2} \quad (\text{B.13})$$

mit

$$A_\Phi = u_0 (L_{\delta_r} + N_{\delta_r} \overline{A_1}) \quad (\text{B.14})$$

$$B_\Phi = u_0 (N_{\delta_r} L_r - L_{\delta_r} N_r) - Y_\beta (L_{\delta_r} + N_{\delta_r} \overline{A_1}) + Y_{\delta_r} (L_\beta + N_\beta \overline{A_1}) \quad (\text{B.15})$$

$$C_\Phi = -Y_\beta (N_{\delta_r} L_r - L_{\delta_r} N_r) + Y_{\delta_r} (L_r N_\beta - N_r L_\beta) + (u_0 - Y_r) (N_\beta L_{\delta_r} - L_\beta N_{\delta_r}) \quad (\text{B.16})$$

$$\frac{\Psi(s)}{\delta_r} = \frac{A_\Psi \cdot s^3 + B_\Psi \cdot s^2 + C_\Psi \cdot s + D_\Psi}{A_2 \cdot s^4 + B_2 \cdot s^3 + C_2 \cdot s^2 + D_2 \cdot s + E_2} \quad (\text{B.17})$$

mit

$$A_\Psi = u_0 (N_{\delta_r} + L_{\delta_r} \overline{B_1}) \quad (\text{B.18})$$

$$B_\Psi = u_0 (L_{\delta_r} N_p - N_{\delta_r} L_p) - Y_\beta (N_{\delta_r} + L_{\delta_r} \overline{B_1}) + Y_{\delta_r} (L_\beta \overline{B_1} + N_\beta) \quad (\text{B.19})$$

$$C_\Psi = -Y_\beta (L_{\delta_r} N_p - N_{\delta_r} L_p) + Y_p (N_\beta L_{\delta_r} - L_\beta N_{\delta_r}) + Y_{\delta_r} (L_\beta N_p - N_\beta L_p) \quad (\text{B.20})$$

$$D_\Psi = g \cos \Theta_0 (N_\beta L_{\delta_r} - L_\beta N_{\delta_r}) \quad (\text{B.21})$$

B.3 Zählerpolynom Querruder

$$\frac{\beta(s)}{\delta_a} = \frac{A_\beta \cdot s^3 + B_\beta \cdot s^2 + C_\beta \cdot s + D_\beta}{A_2 \cdot s^4 + B_2 \cdot s^3 + C_2 \cdot s^2 + D_2 \cdot s + E_2} \quad (\text{B.22})$$

mit

$$A_\beta = Y_{\delta_a} (1 - \overline{A_1} \overline{B_1}) \quad (\text{B.23})$$

$$B_\beta = -Y_{\delta_a} (N_r + L_p + \overline{A_1} N_p + \overline{B_1} L_r) + Y_p (L_{\delta_a} + N_{\delta_a} \overline{A_1}) + Y_r (L_{\delta_a} \overline{B_1} + N_{\delta_a}) - u_0 (L_{\delta_a} \overline{B_1} + N_{\delta_r}) \quad (\text{B.24})$$

$$C_\beta = Y_{\delta_a}(L_p N_r - N_p L_r) + Y_p(N_{\delta_a} L_r - L_{\delta_a} N_r) + g \cos \Theta_0 (L_{\delta_a} + N_{\delta_a} \overline{A_1}) + Y_r(L_{\delta_a} N_p - N_{\delta_a} L_p) - u_0(L_{\delta_a} N_p - N_{\delta_a} L_p) \quad (\text{B.25})$$

$$D_\beta = g \cos \Theta_0 (N_{\delta_a} L_r - L_{\delta_a} N_r) \quad (\text{B.26})$$

$$\frac{\Phi(s)}{\delta_a} = \frac{A_\Phi \cdot s^2 + B_\Phi \cdot s + C_\Phi}{A_2 \cdot s^4 + B_2 \cdot s^3 + C_2 \cdot s^2 + D_2 \cdot s + E_2} \quad (\text{B.27})$$

mit

$$A_\Phi = u_0(L_{\delta_a} + N_{\delta_a} \overline{A_1}) \quad (\text{B.28})$$

$$B_\Phi = u_0(N_{\delta_a} L_r - L_{\delta_a} N_r) - Y_\beta(L_{\delta_a} + N_{\delta_a} \overline{A_1}) + Y_{\delta_a}(L_\beta + N_\beta \overline{A_1}) \quad (\text{B.29})$$

$$C_\Phi = -Y_\beta(N_{\delta_a} L_r - L_{\delta_a} N_r) + Y_{\delta_a}(L_r N_\beta - N_r L_\beta) + (u_0 - Y_r)(N_\beta L_{\delta_a} - L_\beta N_{\delta_a}) \quad (\text{B.30})$$

$$\frac{\Psi(s)}{\delta_a} = \frac{A_\Psi \cdot s^3 + B_\Psi \cdot s^2 + C_\Psi \cdot s + D_\Psi}{A_2 \cdot s^4 + B_2 \cdot s^3 + C_2 \cdot s^2 + D_2 \cdot s + E_2} \quad (\text{B.31})$$

mit

$$A_\Psi = u_0(N_{\delta_a} + L_{\delta_a} \overline{B_1}) \quad (\text{B.32})$$

$$B_\Psi = u_0(L_{\delta_a} N_p - N_{\delta_a} L_p) - Y_\beta(N_{\delta_a} + L_{\delta_a} \overline{B_1}) + Y_{\delta_a}(L_\beta \overline{B_1} + N_\beta) \quad (\text{B.33})$$

$$C_\Psi = -Y_\beta(L_{\delta_a} N_p - N_{\delta_a} L_p) + Y_p(N_\beta L_{\delta_a} - L_\beta N_{\delta_a}) + Y_{\delta_a}(L_\beta N_p - N_\beta L_p) \quad (\text{B.34})$$

$$D_\Psi = g \cos \Theta_0 (N_\beta L_{\delta_r} - L_\beta N_{\delta_r}) \quad (\text{B.35})$$

C Kenngrößen der Eigendynamik

Eigenwert

$$\lambda_i = \sigma \pm i \cdot \omega \quad (\text{C.1})$$

Kennkreisfrequenz/Eigenfrequenz

$$\omega_0 = \sqrt{\sigma^2 + \omega^2} \quad (\text{C.2})$$

Kreisfrequenz

$$\omega = \omega_0 \cdot \sqrt{1 - \zeta^2} \quad (\text{C.3})$$

Dämpfungsgrad

$$\zeta = -\frac{\sigma}{\omega_0} \quad (\text{C.4})$$

Zeitkonstante

$$\tau = \frac{1}{\omega_0 \cdot \zeta} = -\frac{1}{\sigma} \quad (\text{C.5})$$

D Synthetische Testflugdaten

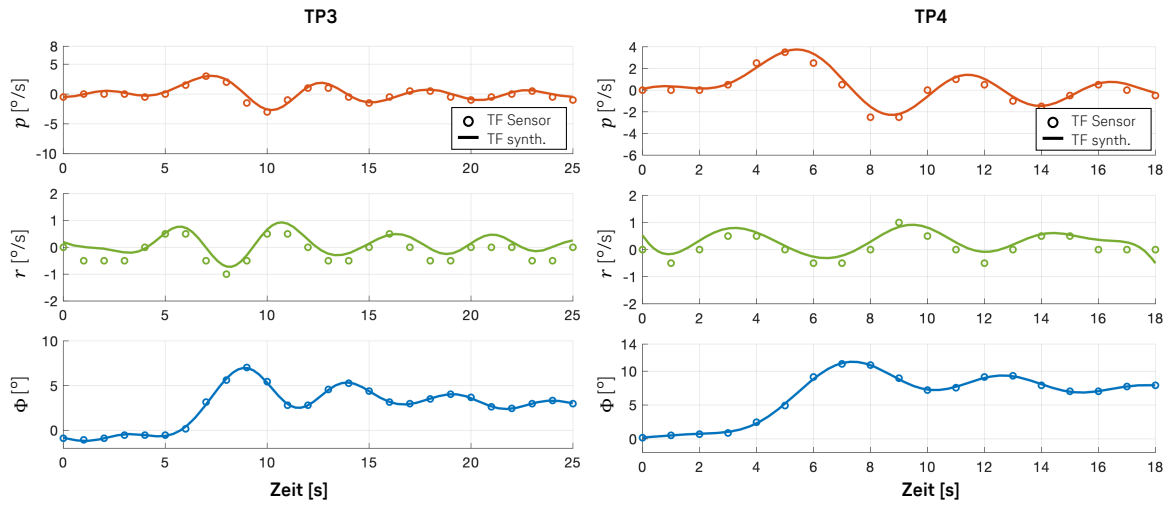


Abbildung D.1: Synthetische Flugparameter für TP3 und TP4

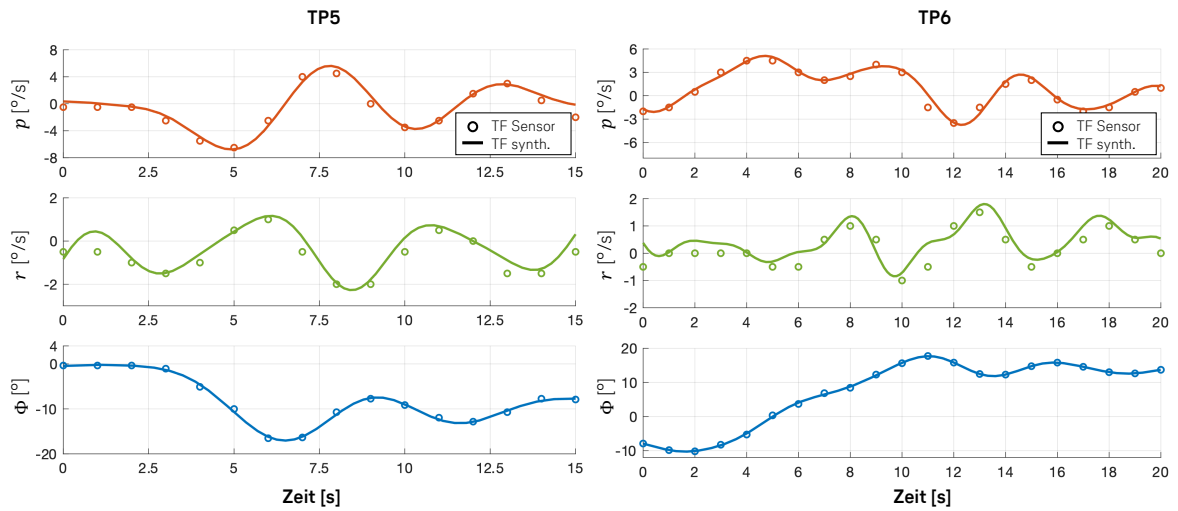


Abbildung D.2: Synthetische Flugparameter für TP5 und TP6