

Lehrstuhl für Flugmechanik und Flugregelung

Technische Universität München

Untersuchung der Separationsdynamik eines zweistufigen Hyperschall-Flugsystems unter besonderer Berücksichtigung der Seitenbewegung

Christian Zähringer

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

Doktor-Ingenieurs

genehmigten Dissertation.

Vorsitzender: Univ.-Prov. Dr.-Ing. Dr.-Ing. habil. J. Stichtlmair

Prüfer der Dissertation:

1. Univ.-Prof. Dr.-Ing. G. Sachs i.R.
2. Univ.-Prof. Dr.-Ing. Dr.-Ing. habil. R. Friedrich

Die Dissertation wurde am 21.12.2004 bei der Technischen Universität München eingereicht und durch die Fakultät für Maschinenwesen am 19.04.2005 angenommen.

Wenn Du ein Schiff bauen willst, so trommle nicht Männer zusammen, um Holz zu beschaffen, Werkzeuge vorzubereiten, Aufgaben zu vergeben, und die Arbeit einzuteilen, sondern lehre die Männer die Sehnsucht nach dem weiten endlosen Meer.
(Antoine de Saint-Exupéry)

Vorwort

Die vorliegende Arbeit entstand während meiner Zeit als wissenschaftlicher Mitarbeiter am Lehrstuhl für Flugmechanik und Flugregelung der Technischen Universität München in den Jahren 1998 bis 2004.

Ich danke dem Lehrstuhlinhaber, Herrn Univ.-Prof. Dr. G. Sachs für sein Interesse und die Unterstützung dieser Arbeit. Herrn Univ.-Prof. Dr. R. Friedrich danke ich für die Übernahme des Koreferats und Herrn Univ.-Prof. Dr. J. Sichelmaier für die Führung des Prüfungsvorsitzes.

Mein Dank gilt auch allen Kollegen, die durch wertvolle Anregungen und ständige Diskussionsbereitschaft die Entstehung dieser Arbeit ganz wesentlich unterstützt haben. Besonders erwähnen möchte ich in diesem Zusammenhang Herrn Dr. M. Heller und Herrn Dipl.-Ing. F. Holzapfel, die mir stets mit Rat und Tat zur Seite gestanden haben. Weiterhin danken möchte ich Herrn Dipl.-Math. M. Wächter und Herrn Dr. M. Mayrhofer.

Meinen ganz besonderen Dank möchte ich an dieser Stelle meinen Eltern Gisela und Paul Zähringer aussprechen, die durch ihre Unterstützung mein Studium und damit das Entstehen dieser Arbeit erst ermöglicht haben. Auch bei meiner Freundin Sandy Schwebs möchte ich mich für ihren Beistand und ihr Verständnis – besonders in kritischen Phasen während der Entstehung dieser Arbeit – ganz herzlich bedanken.

Diese Arbeit ist meiner Mutter gewidmet, die im Oktober 2004 nach schwerer Krankheit verstorben ist.

Dachau, im November 2004

Christian Zähringer

Inhaltsverzeichnis

Bezeichnungen	iv
Abbildungsverzeichnis	vii
Tabellenverzeichnis	x
1 Einleitung	1
1.1 Mehrstufige Raumtransportsysteme	1
1.2 Literaturbetrachtung	2
1.3 Zielsetzung und Übersicht	4
2 Flugmechanische Modellierung	6
2.1 Einführung	6
2.2 Koordinatensysteme	6
2.3 Bewegungsgleichungen	8
2.3.1 Äußere Kräfte und Momente am Fluggerät	8
2.3.2 Impulssatz	9
2.3.3 Drallsatz	10
2.3.4 Nichtlineares Bewegungsgleichungssystem	12
2.4 Fluggerät	13
2.4.1 Unterstufe	14
2.4.1.1 Konfiguration	14
2.4.1.2 Aerodynamik	14
2.4.1.3 Antrieb	27
2.4.2 Oberstufe	30
2.4.2.1 Konfiguration	30
2.4.2.2 Aerodynamik	31
2.4.2.3 Antrieb	39
2.5 Atmosphäre	41
2.6 Gravitation	41
2.7 Zusammenfassung	41
3 Separationsmanöver	43

3.1	Einführung	43
3.2	Referenzbahn	45
3.3	Aerodynamische Interferenz der Längsbewegung	47
3.3.1	Unterstufe	48
3.3.2	Oberstufe	50
3.4	Aerodynamische Interferenz der Seitenbewegung	51
3.5	Gefährdungspotenziale	57
3.6	Zusammenfassung	58
4	Inhärente Stabilität der Fluggeräte	60
4.1	Einführung	60
4.2	Linearisierte Bewegungsgleichungen	61
4.2.1	Referenzzustände	62
4.2.2	Linearisierung der Bewegungsgleichungen	63
4.3	Flugeigenschaftsforderungen für Hyperschallfluggeräte	67
4.4	Lösung der Zustandsgleichungen	68
4.5	Dynamische Stabilität der Seitenbewegung	70
4.6	Inhärente Stabilität der Unterstufe	72
4.6.1	Flugzustände	72
4.6.2	Horizontalflug	73
4.6.3	Parabelflug	74
4.6.4	Separationsbewegung	75
4.7	Inhärente Stabilität der Oberstufe	77
4.7.1	Flugzustände	77
4.7.2	Horizontalflug	78
4.7.3	Parabelflug	79
4.7.4	Separationsbewegung	80
4.8	Anpassung der Konfiguration	84
4.9	Zusammenfassung	87
5	Regelungskonzept	89
5.1	Einführung	89
5.2	Aktuatordynamik	91
5.3	Synthese des Basisreglers	92
5.4	Führungsregler	102
5.5	Zusammenfassung	104
6	Nichtlineare Simulation des Flugsystems	105
6.1	Einführung	105
6.2	Simulation der Separationsbewegung	106
6.2.1	Nominaltrajektorie	106
6.2.2	Störungen des symmetrischen Flugzustandes	108
6.2.2.1	Störung des Hängewinkels	108

6.2.2.2	Störung des Schiebewinkels	109
6.2.3	Reaktion auf Modellunsicherheiten der aerodynamischen Interferenz	110
6.2.3.1	Störung des Hängewinkels	110
6.2.3.2	Störung des Schiebewinkels	110
6.3	Zusammenfassung	111
7	Zusammenfassung	114
	Literaturverzeichnis	117
	Anhang	125

Bezeichnungen

Die verwendeten Bezeichnungen orientieren sich soweit als möglich an den Normen DIN 9300 [73] und LN 9300 [72].

Lateinische Buchstaben

Symbol	Bedeutung	Einheit
A	Systemmatrizen	
a_ξ, a_ζ	Eingangsgrößen der Aktuatoren	
B	Steuermatrizen	
C	Ausgangsmatrizen	
C_{ij}	Dämpfungsderivativa mit $i = l, m, n$ und $j = p, q, r$	-
D	Durchgangsmatrizen	
\vec{F}	Vektor der Kraft	m
F_x, F_z, M_F	Schubkomponenten	kN, kNm
G(s)	Übertragungsmatrix der Strecke mit Atuatoren	
I	Einheitsmatrix bzw. Trägheitstensor	- bzw. kgm ²
K	Rückführmatrix	
k	Regelverstärkung	
l_{ref}	Bezugslänge der Längsbewegung	m
Ma	Machzahl	-
n	Lastfaktor	-
\bar{q}	Staudruck	Pa
s_{ref}	Bezugslänge der Seitenbewegung	m
T_D	Verdopplungszeit	s
t, T	Zeit bzw. Zeitkonstante	s
u, u'	Steuer- bzw. Eingangsvektoren	

Symbol	Bedeutung	Einheit
\mathbf{V}, \mathbf{W}	Modalmatrizen	
$\mathbf{x}, \mathbf{x}', \tilde{\mathbf{x}}$	Zustandsvektoren	
\mathbf{y}, \mathbf{y}_0	Meß- bzw. Ausgangsgrößenvektor	
y_h	Leitwerkshebelarm	m

Griechische Buchstaben

Symbol	Bedeutung	Einheit
δ	Geozentrische Breite	Rad
δ_F	Schubhebelstellung	-
ζ	Dämpfungsmaß bzw. Seitenruderausschlag	- bzw. Grad
Λ	Geographische Länge	Rad
$\mathbf{\Lambda}$	Diagonalmatrix der Eigenwerte	
λ	Eigenwert	1/s
ξ	Querruderausschlag	Rad
σ_F	Schubvektorwinkel	Rad
ϕ	Äquivalenzverhältnis	-
ω_0	Unged. Eigenfrequenz	1/s
$\vec{\omega}$	Winkelgeschwindigkeitsvektor	1/s
ω_E	Erdrotation	1/s
$\omega_x, \omega_y, \omega_z$	Komponenten der absoluten Winkelgeschwindigkeit	1/s

Indizes

Symbol	Bedeutung	
<i>abs</i>	Absoluter Wert	
<i>aero</i>	Aerodynamischer Bezugspunkt	
<i>dyn</i>	Dynamisch	
<i>min, max</i>	Minimal bzw. maximal	

Symbol	Bedeutung
<i>R</i>	Rollbewegung
<i>ref</i>	Referenz
<i>RG</i>	Roll-Gier-Schwingung
<i>RS</i>	(interferenzinduzierte) Rollschwingung
<i>S</i>	Spiralbewegung
<i>s</i>	Stabilitätsachsen
0	Bezugsgrößen
1	Unterstufe
2	Oberstufe

Abkürzungen

Symbol	Bedeutung
<i>ESV</i>	Eigenstrukturvorgabe
<i>MIMO</i>	Mehrgrößenregelung (Multi-Input-Multi-Output)
<i>RC/AH</i>	Rate Command / Attitude Hold
<i>RLV</i>	Wiederverwendbares Transportsystem (Reusable Launch Vehicle)
<i>SISO</i>	Eingrößenregelung (Single-Input-Single-Output)
<i>SSTO</i>	Einstufiges Raumtransportsystem (Single-Stage-to-Orbit)
<i>TSTO</i>	Zweistufiges Raumtransportsystem (Two-Stage-to-Orbit)

Abbildungsverzeichnis

2.1	<i>Koordinatensysteme gegenüber der Erde</i>	7
2.2	<i>Koordinatensysteme am Fluggerät</i>	8
2.3	<i>Abmessungen der Unterstufe</i>	15
2.4	<i>Auftriebsbeiwert bei $\eta = 0$</i>	17
2.5	<i>Auftriebsbeiwert aufgrund ausgeschlagener Hinterkantenklappen</i>	18
2.6	<i>Bookkeeping-Korrektur für den Auftriebsbeiwert</i>	19
2.7	<i>Nullwiderstand infolge Druck und Reibung</i>	19
2.8	<i>Induzierter Widerstand bei $\eta = 0$</i>	20
2.9	<i>Widerstandsbeiwert aufgrund ausgeschlagener Hinterkantenklappen</i>	21
2.10	<i>Bookkeeping-Korrekturen für induzierten und Reibungswiderstand</i>	21
2.11	<i>Nickmomentenbeiwert bei $\eta = 0$</i>	22
2.12	<i>Nickmomentenbeiwert aufgrund ausgeschlagener Hinterkantenklappen</i>	23
2.13	<i>Bookkeeping-Korrektur für das Nickmoment</i>	24
2.14	<i>Nickdämpfung</i>	24
2.15	<i>Schiebeseitenkraft</i>	24
2.16	<i>Seitenruder-Seitenkraft</i>	24
2.17	<i>Schieberollmoment</i>	25
2.18	<i>Seitenruder-Rollmoment</i>	25
2.19	<i>Rolldämpfung</i>	26
2.20	<i>Schiebegiermoment</i>	27
2.21	<i>Seitenruder-Giermoment</i>	27
2.22	<i>Gierdämpfung</i>	28
2.23	<i>Schubkomponenten in longitudinaler und normaler Richtung</i>	29
2.24	<i>Schubmoment</i>	30
2.25	<i>Abmessungen der Oberstufe</i>	31
2.26	<i>Auftriebsbeiwert bei $\eta = 0$</i>	33
2.27	<i>Auftriebsbeiwert aufgrund ausgeschlagener Hinterkantenklappen</i>	33
2.28	<i>Nullwiderstand infolge Druck und Reibung</i>	34
2.29	<i>Induzierter Widerstand bei $\eta = 0$</i>	34
2.30	<i>Widerstandsbeiwert aufgrund ausgeschlagener Hinterkantenklappen</i>	34
2.31	<i>Nickmomentenbeiwert bei $\eta = 0$</i>	35
2.32	<i>Nickmomentenbeiwert aufgrund ausgeschlagener Hinterkantenklappen</i>	35

2.33	<i>Nickdämpfung</i>	36
2.34	<i>Schiebeseitenkraft</i>	37
2.35	<i>Seitenruder-Seitenkraft</i>	37
2.36	<i>Schieberollmoment</i>	37
2.37	<i>Seitenruder-Rollmoment</i>	37
2.38	<i>Rolldämpfung</i>	38
2.39	<i>Schiebegiermoment</i>	39
2.40	<i>Seitenruder-Giermoment</i>	39
2.41	<i>Gierdämpfung</i>	40
3.1	<i>Referenzbahn für die Stufentrennung</i>	47
3.2	<i>Schematische Darstellung des Flugsystems bei der Stufentrennung</i>	48
3.3	<i>Auftriebsinkrement der Unterstufe, Interferenz</i>	49
3.4	<i>Widerstandsinkrement der Unterstufe, Interferenz</i>	49
3.5	<i>Nickmomenteninkrement der Unterstufe, Interferenz</i>	50
3.6	<i>Auftriebsinkrement der Oberstufe, Interferenz</i>	50
3.7	<i>Widerstandsinkrement der Oberstufe, Interferenz</i>	51
3.8	<i>Nickmomenteninkrement der Oberstufe, Interferenz</i>	52
3.9	<i>Derivativ des Schiebeseitenkraftinkrements der Oberstufe, Interferenz</i>	54
3.10	<i>Derivativ des Hänge-Seitenkraftinkrements der Oberstufe, Interferenz</i>	54
3.11	<i>Derivativ des Schieberollmomenteninkrements der Oberstufe, Interferenz</i>	55
3.12	<i>Derivativ des Hänge-Rollmomenteninkrements der Oberstufe, Interferenz</i>	56
3.13	<i>Derivativ des Schiebegiermomenteninkrements der Oberstufe, Interferenz</i>	56
4.1	<i>Linearisierte Referenzzustände der Separationsbewegung</i>	62
4.2	<i>Schematische Darstellung des Stabilitätsgebietes für die Seitenbewegung</i>	68
4.3	<i>Eigenwerte der inhärenten Dynamik der Unterstufe im Horizontalflug</i>	74
4.4	<i>Eigenwerte der inhärenten Dynamik der Unterstufe im Parabelflug</i>	75
4.5	<i>Eigenwerte der inhärenten Dynamik der Unterstufe bei der Stufentrennung</i>	76
4.6	<i>Eigenwerte der inhärenten Dynamik der Oberstufe im Horizontalflug</i>	78
4.7	<i>Eigenwerte der inhärenten Dynamik der Oberstufe im Parabelflug</i>	79
4.8	<i>Eigenwerte der inhärenten Dynamik der Oberstufe bei der Stufentrennung</i>	80
4.9	<i>Eigenvektoren der interferenzinduzierten Rollschwingung</i>	82
4.10	<i>Lineare Simulation der interferenzinduzierten Rollschwingung</i>	83
4.11	<i>Eigenwerte der Unterstufe vor und nach der SLW-Skalierung</i>	86
4.12	<i>Eigenwerte der Oberstufe vor und nach der SLW-Skalierung</i>	87
5.1	<i>Aufbau des robusten Seitenbewegungsreglers</i>	93
5.2	<i>Stabilität der Unterstufe für den Basisregler</i>	99
5.3	<i>Stabilität der Oberstufe für den Basisregler, Initialentwurf</i>	100
5.4	<i>Stabilität der Oberstufe für den resultierenden Basisregler</i>	101
5.5	<i>Struktur des Regelungssystems für die Oberstufe</i>	103
6.1	<i>Stufentrennung, Nominaltrajektorie</i>	107

6.2	<i>Stufentrennung, Störung des Hängewinkels der Oberstufe $\Phi_0 = 3^\circ$</i>	108
6.3	<i>Stufentrennung, Störung des Schiebewinkels der Oberstufe $\beta_0 = 1^\circ$</i>	109
6.4	<i>Stufentrennung, Störung des Hängewinkels der Oberstufe bei überschätztem Interferenzeinfluss</i>	111
6.5	<i>Stufentrennung, Störung des Schiebewinkels der Oberstufe bei überschätztem Interferenzeinfluss</i>	112
1	<i>Nettoschubkomponenten für das Äquivalenzverhältnis $\phi = 0, \alpha = 3^\circ$</i>	126
2	<i>Nettoschubkomponenten für das Äquivalenzverhältnis $\phi = 0, \alpha = 6^\circ$</i>	126
3	<i>Nettoschubkomponenten für das Äquivalenzverhältnis $\phi = 0, \alpha = 9^\circ$</i>	127
4	<i>Nettoschubmoment für das Äquivalenzverhältnis $\phi = 0, x_{ref} = x_{SP}$</i>	127
5	<i>Nettoschubkomponenten für das Äquivalenzverhältnis $\phi = 1, \alpha = 3^\circ$</i>	128
6	<i>Nettoschubkomponenten für das Äquivalenzverhältnis $\phi = 1, \alpha = 6^\circ$</i>	128
7	<i>Nettoschubkomponenten für das Äquivalenzverhältnis $\phi = 1, \alpha = 9^\circ$</i>	128
8	<i>Nettoschubmoment für das Äquivalenzverhältnis $\phi = 1, x_{ref} = x_{SP}$</i>	129
9	<i>Nettoschubkomponenten für das Äquivalenzverhältnis $\phi = 2, \alpha = 6^\circ$</i>	129
10	<i>Nettoschubkomponenten für das Äquivalenzverhältnis $\phi = 2, \alpha = 9^\circ$</i>	130
11	<i>Nettoschubmoment für das Äquivalenzverhältnis $\phi = 2, x_{ref} = x_{SP}$</i>	130

Tabellenverzeichnis

2.1	<i>Geometrie- und Konfigurationsdaten der Unterstufe</i>	15
2.2	<i>Geometrie- und Konfigurationsdaten der Oberstufe</i>	32
3.1	<i>Referenz-Flugzustand zu Beginn der Stufentrennung</i>	46
4.1	<i>Flugeigenschaftsforderungen für Hyperschallfluggeräte</i>	67
5.1	<i>Vorgabewerte für die Eigenstruktur der Unterstufe</i>	98
5.2	<i>Vorgabewerte für die Eigenstruktur der Oberstufe</i>	99

Kapitel 1

Einleitung

1.1 Mehrstufige Raumtransportsysteme

Seit Jahrzehnten wird die Raumfahrt sowohl militärisch als auch zivil genutzt, wobei zahlreiche Satellitensysteme unterschiedlichste Aufgaben in erdnahen Umlaufbahnen um die Erde wahrnehmen. Diese bieten umfangreiche Möglichkeiten, sowohl der Beobachtung der Erdoberfläche zu meteorologischen Zwecken, als auch aus Gründen des Umweltschutzes. Hier können eine Reihe von Messungen durchgeführt werden, welche nur durch die große Entfernung zur Erdoberfläche möglich sind. Des Weiteren hat eine große Anzahl von Kommunikationssatelliten die weltweite Telekommunikation revolutioniert. Die umfassende Nutzung nicht nur der bereits realisierten, sondern auch zukünftig noch denkbaren Anwendungen wird heutzutage in der Hauptsache dadurch beschränkt, dass die Nutzlastbeförderung in erdnahe Umlaufbahnen bis dato mit immensen Kosten verbunden ist.

Gerade vor dem Hintergrund des Kostenaspektes werden seit einiger Zeit weltweit Anstrengungen unternommen, wiederverwendbare Raumtransportsysteme zu realisieren. In der Vergangenheit wurde in verschiedenen Forschungsvorhaben versucht, mit einstufigen Konzepten wiederverwendbare Trägersysteme (Reusable Launch Vehicle – RLV) zu entwickeln. Aufgrund der schwerwiegenden technologischen Probleme, insbesondere jedoch der fehlenden Verfügbarkeit leistungsfähiger Antriebe, wurden die Untersuchungen wegen des erheblichen Forschungsaufwandes stark reduziert bzw. eingestellt.

Untersuchungen an wiederverwendbaren Raumtransportsystemen konzentrieren sich daher auf zweistufige Konzepte, die vor allem im Hinblick auf die zu erwartenden Nutzlastkapazitäten deutliche Vorteile gegenüber den Einstufern aufweisen. Das hier betrachtete Konzept basiert auf einem geflügeltem System, das die Möglichkeit zu einem aerodynamisch getragenen Flug bietet. Die Trägerstufe ist mit einem luftatmendem Antrieb ausgerüstet und trägt auf ihrem Rücken die ebenfalls geflügelte, jedoch mit einem Raketenantrieb ausgestattete Orbitalstufe. Diese Konfiguration ermöglicht einen horizontalen Start und

nach einem Reichweitenflug das Absetzen der Oberstufe an einem geeigneten Ort für den Aufstiegsflug in eine erdnahe Umlaufbahn. Nach Erfüllung ihrer Missionen kehren beide Fluggeräte wieder an den Ausgangsflughafen zurück.

Ein für die gesamte Mission des Flugsystems wesentliches Manöver stellt die Stufentrennung dar. Diese wird bei Hyperschall-Fluggeschwindigkeit durchgeführt, was wegen der komplizierten Strömungsverhältnisse zwischen den beiden Stufen und der damit verbundenen Änderungen der aerodynamischen Kräfte und Momente Probleme bei der sicheren Beherrschung dieses Flugmanövers aufwirft. Gleichzeitig ist ein störungsfreier Ablauf der Stufentrennung wegen der bestehenden Kollisionsgefahr unabdingbar für die gesamte Mission des Flugsystems. Die Beeinflussung der Aerodynamik wird durch Wechselwirkungen der Verdichtungsstöße zwischen beiden Stufen hervorgerufen und betrifft die Kräfte und Momente sowohl der Längs- als auch der Seitenbewegung. Aufgrund der möglicherweise katastrophalen Auswirkungen einer Kollision von Ober- und Unterstufe bei der Stufentrennung müssen die auftretenden Effekte genau untersucht, und das Manöver mittels geeigneter Steuerungs- und Regelgesetze sicher beherrscht werden.

1.2 Literaturbetrachtung

Schon in den 30er Jahren des letzten Jahrhunderts beschäftigt sich Eugen Sänger mit raketentriebenen Fluggeräten, die Hyperschall-Geschwindigkeiten erreichen sollen [84]. Später entwickelt er ein Konzept für ein Raumtransportsystem, bei dem eine geflügelte Unterstufe im aerodynamisch getragenen Flug eine Oberstufe auf große Höhe befördert, welche nach erfolgter Stufentrennung in eine Umlaufbahn aufsteigt [8]. Dieses Konzept dient Ende der 80er Jahre als Grundlage für das Raumtransportsystem *SÄNGER*, das die Referenz für umfangreiche Forschungsarbeiten sowohl an Universitäten als auch in der Industrie in Deutschland darstellt [52, 54, 94, 82].

Parallel werden weltweit Forschungsvorhaben angestoßen, die sich mit der Realisierbarkeit wiederverwendbarer Raumtransportsysteme befassen und Konzepte erarbeiten sollen. Dabei werden auch immer wieder Studien durchgeführt, die sich mit einstufigen Systemen befassen [10, 57, 5, 29, 93]. Ergebnis dieser Studien ist jedoch stets, dass einstufige Raumtransportsysteme (Single-Stage-to-Orbit – SSTO) aufgrund fehlender geeigneter Werkstoffe und leistungsfähiger Antriebe mit großen Gewichtsproblemen zu kämpfen haben und deswegen SSTO-Systeme in absehbarer Zukunft nicht verfügbar sein werden [11], zumal für die Bereitstellung der erforderlichen Technologien enorme Kosten zu erwarten sind. Daher wird gegenwärtig das Konzept des zweistufigen Raumtransportsystems (Two-Stage-to-Orbit – TSTO) verfolgt, wobei in den meisten Industrienationen eigene, jedoch sehr ähnliche Ansätze verfolgt werden [28, 32, 55, 53, 4, 85, 68]. Hierbei setzt sich immer mehr eine Konfiguration durch, bei der beide Stufen Flügel haben und darüberhinaus die Trägerstufe über einen luftatmenden Antrieb verfügt. Dies bietet die Möglichkeit der Gewichtersparnis (die Unterstufe führt nur den Treibstoff mit) und der Nutzung bereits

vorhandener Infrastruktur (Flughäfen). Die Orbitalstufe ist für eine horizontale Landung geflügelt, ist jedoch mit einem Raketenantrieb ausgestattet. Um die Stufentrennung auf einem möglichst hohen Energieniveau durchführen zu können muss diese bei Hyperschallgeschwindigkeit in großer Höhe erfolgen.

Die Forschungsprogramme befassen sich neben der Auswahl geeigneter Konzepte auch mit der Demonstration der dafür nötigen Technologien. Dies betrifft insbesondere die Beherrschung des Fluges bei Hyperschallgeschwindigkeit aus flugmechanischer und regelungstechnischer Sicht [47, 52, 80, 9], aber auch zahlreiche Probleme im Hinblick auf leistungsfähige Antriebe sind zu lösen [36, 31, 92].

Auch die Stufentrennung bzw. deren sichere Durchführung wurde schon früh als große technische Herausforderung erkannt. Die aerotherodynamische Wechselwirkung zwischen den sich trennenden Fluggeräten (Interferenz) stellt sich bald als Problem heraus, zumal vor allem die Änderung der Nickmomentencharakteristik großen Einfluss auf die Steuerbarkeit der Fluggeräte hat. Bereits in den 60er Jahren werden Untersuchungen durchgeführt, die sich mit dem Trennvorgang parallelgestufter Hyperschall-Flugsysteme befassen [22, 23, 25]. Zunächst werden dazu die bereits angesprochenen Interferenzeffekte zwischen den sich trennenden Stufen analysiert, wobei eine Reihe von Windkanalversuchen in verschiedenen Machzahlbereichen durchgeführt wird. Dabei stellt sich neben den angesprochenen Nickmomentenveränderungen auch ein positiver Effekt der Interferenz in Form einer Auftriebserhöhung der Orbitalstufe heraus, welcher die Separationsbewegung unterstützt. Auch werden erste numerische Simulationen der Stufentrennung durchgeführt, die zeigen, dass zur Beurteilung einer Separationsbewegung nicht nur die Bewegung der Schwerpunkte beobachtet, sondern vielmehr die Gefahr von Kollisionen durch die Nickbewegung der Fluggeräte berücksichtigt werden muss [24]. Hierbei zeigt sich, dass eine aktive Steuerung der Stufen für die Durchführung der Separation erforderlich ist.

Zahlreiche Arbeiten zum Separationsmanöver zweistufiger Flugsysteme bei Hyperschallfluggeschwindigkeit behandeln neben der Untersuchung der Aerothermodynamik während der Stufentrennung auch andere Aspekte des Manövers. Zum Einen wird die konstruktive Ausführung der Trennmechanismen untersucht, und verschiedene Systeme im Hinblick auf Zuverlässigkeit, Gewicht und Sicherheit bewertet [45, 46, 78]. Zum Anderen werden Überlegungen bezüglich der Steuerung und Regelung des Flugsystems während der Separation angestellt [77]. In weiteren Arbeiten wird das Trennmanöver parallel gestufter Raumtransportsysteme als wichtiger Abschnitt der Flugmission sowohl unter Sicherheits-, als auch Nutzlastaspekten erkannt [70, 75].

Die Stufentrennung des Raumtransportsystems *SÄNGER*, an das sich das hier betrachtete Flugsystem anlehnt, ist Gegenstand umfangreicher Untersuchungen. In [33, 51, 87] werden die aerodynamischen Interferenzen anhand von Windkanalmessungen analysiert. Numerische Berechnungen des Strömungsfeldes zwischen den Fluggeräten liegen mit [20, 19] vor, wobei auch Überlegungen für eine Berechnung instationärer Effekte angestellt werden [17, 26].

Die bisher angesprochenen Arbeiten befassen sich mit der Stufentrennung als Flugmanöver reiner Längsbewegung. Aus diesem Grund werden Interferenzeffekte nur in der Längsbewegung analysiert. Neuere Untersuchungen zeigen jedoch, dass die Interferenz auch Kräfte und Momente der Seitenbewegung beeinflusst, sofern unsymmetrische Flugzustände vorliegen. Ergebnisse aus Windkanalversuchen werden in [95, 48, 6, 96] vorgestellt und bewertet, [18] befasst sich mit der numerischen Berechnung der Aerodynamik in der Seitenbewegung.

Die Ergebnisse dieser Arbeiten zeigen, dass für eine realistische Beurteilung der Stufentrennung sowohl Größen der Längs-, als auch der Seitenbewegung berücksichtigt werden müssen, zumal in der Seitenbewegung durch die starke Verkopplung der Eigenbewegungsformen Änderungen der Aerodynamik des Fluggerätes sehr ungünstig auf das Flugverhalten auswirken können, und ungewöhnliche Abhängigkeiten der Kräfte und Momente von der relativen Lage der Fluggeräte auch neue Eigenbewegungsformen hervorrufen [97].

Des Weiteren zeigt sich, dass das Separationsmanöver nur mit Hilfe eines leistungsfähigen Regelungssystems beherrscht werden kann, das sowohl die Längsbewegung, als auch die sehr instabile Seitenbewegung stabilisiert und zur Vermeidung von Kollisionen etwaige Störungen der Nominalflugbahn schnellstmöglich korrigiert.

1.3 Zielsetzung und Übersicht

Die vorliegende Arbeit untersucht die Dynamik und Stabilität eines zweistufigen Raumtransportsystems bei der Stufentrennung. Da bisherige Untersuchungen der Separationsdynamik von Fluggeräten sich größtenteils mit der Längsbewegung befasst haben, soll im Rahmen dieser Arbeit speziell die Seitenbewegung der sich trennenden Fluggeräte analysiert werden. Dies betrifft zunächst die aerodynamischen Besonderheiten der Stufentrennung, die sich durch Interferenzeffekte nicht nur in der Längsbewegung, sondern auch in der Seitenbewegung ergeben. Des Weiteren werden Flugzustände angesprochen, die bei der Separation Potenzial für eine Gefährdung des Flugsystems durch Kollision bergen. Diese bestimmen später die Anforderungen an das zu entwickelnde Regelungssystem.

Für die Untersuchung bezüglich der Stabilität ist zunächst eine detaillierte flugmechanische Modellierung der beiden Fluggeräte erforderlich. Hier werden Modelle für die Aerodynamik der getrennten, unbeeinflussten Stufen sowie für die Antriebssysteme erstellt, wobei Angaben über die verschiedenen Beschränkungen berücksichtigt werden. In gleichem Maße wichtig ist eine realitätsnahe geophysikalische Modellierung. Dies beinhaltet das Gravitations- und Atmosphärenmodell.

In einem weiteren Schritt wird das Separationsmanöver mit seinen flugmechanischen Gegebenheiten und den Besonderheiten und Beschränkungen für die Gestaltung der Trajektorie vorgestellt. Daraus ergibt sich eine optimierte Flugbahn, die fortan als Referenz für die folgenden Untersuchungen dienen wird. Die Interferenzeffekte zwischen Träger- und Orbitalstufe bewirken deutliche Änderungen der aerodynamischen Beiwerte für beide Fluggeräte.

Diese werden als Erweiterung der zuvor eingeführten Aerodynamik des Flugsystems als Inkremente auf die unbeeinflusste Aerodynamik formuliert und in Bezug auf Eigenschaften analysiert, die für konventionelle Fluggeräte ungewöhnlich sind. In Kenntnis der besonderen Beschaffenheit der erweiterten Aerodynamik werden die für die Stufentrennung – und damit für die Gesamtmission – als sicherheitskritisch oder -sensitiv identifizierten Flugzustände des Flugsystems vorgestellt.

Für die Stabilitätsanalyse werden eine Reihe von linearen Modellen erstellt, die die Dynamik der Fluggeräte in verschiedenen Flugzuständen repräsentieren. Darunter sind auch diskrete Punkte der Referenztrajektorie, die den Bewegungsablauf in großer Dichte quasi-stationär abbilden. Für diesen Satz linearer Streckenmodelle wird anhand einer eingehenden Analyse des Eigenverhaltens des Systems dessen inhärente Dynamik und Stabilität untersucht. Daraufhin erforderliche konfigurative Maßnahmen zur Erhöhung der Stabilität werden vorgestellt und fließen in eine modifizierte Referenzkonfiguration ein. Hierzu sind für die Fluggeräte Flugeigenschaften zu definieren, die ein für die speziellen Defizite im Hyperschallflug einerseits, für die speziellen Beschränkungen der Separationsbewegung andererseits angemessenes Flugverhalten des Transportsystems sicherstellen.

Auf Basis der analysierten Dynamik und der zuvor aufgestellten Forderungen ist für beide Fluggeräte ein robustes Regelungssystem zu erstellen, das für die gesamte Separationsbewegung eine Stabilisierung gewährleistet und mittels der Kompensation äußerer Störungen das Einhalten der vorgegebenen Flugbahn ermöglicht. Dabei sind auch Beschränkungen der Stellglieder der Fluggeräte hinsichtlich Größe und endlicher Stellgeschwindigkeit zu berücksichtigen und müssen in den Reglerentwurf einfließen.

Anhand umfangreicher numerischer Simulationen des nichtlinearen geregelten Systems wird die Wirksamkeit des entwickelten robusten Reglers nachgewiesen. Hierbei werden sowohl äußere Störungen, als auch Modellunsicherheiten einbezogen. Darüberhinaus sind die, schon für den Reglerentwurf eingeführten, Begrenzungen der Stellgrößen und Stellraten für die Ruderflächen einzubeziehen.

Kapitel 2

Flugmechanische Modellierung

2.1 Einführung

Für die folgenden Untersuchungen der Dynamik des betrachteten Flugsystems ist eine realistische und genaue Modellierung sowohl der Fluggeräte selbst, als auch der Systemumgebung von größter Bedeutung. Deswegen sollen im Folgenden die Gegebenheiten der Modellierung erläutert werden. Diese betreffen Aerodynamik, Antrieb, Konfigurationsdaten beider Fluggeräte und darüber hinaus die Vorgehensweise bei der Beschreibung von Gravitation und Atmosphäre.

2.2 Koordinatensysteme

Für die Analyse der Systemeigenschaften und zur Durchführung der Simulationen ist es zweckmäßig, verschiedene Koordinatensysteme zu definieren, die den speziellen Erfordernissen der jeweiligen Untersuchung angepasst sind. Die hier verwendeten Koordinatensysteme werden im Folgenden vorgestellt.

- Das erdfeste Inertialsystem (Index I) hat seinen Ursprung im Erdmittelpunkt. Die x_I - und y_I -Achse liegen in der Äquatorebene. Die z_I -Achse weist in Richtung des geographischen Nordpols.
- Das geodätische System (Index g) hat seinen Ursprung im Flugzeugschwerpunkt. Da die z_g -Achse in Richtung Erdmittelpunkt weist, spannen die x_g - und die y_g -Achse stets die Horizontebene an der jeweiligen Position des Flugzeugschwerpunktes auf.
- Das Bahnachsenkreuz (Index k) ist mit dem geodätischen System über den Bahnazimut χ und den Bahnneigungswinkel γ verknüpft. Die x_k -Achse des bahnfesten

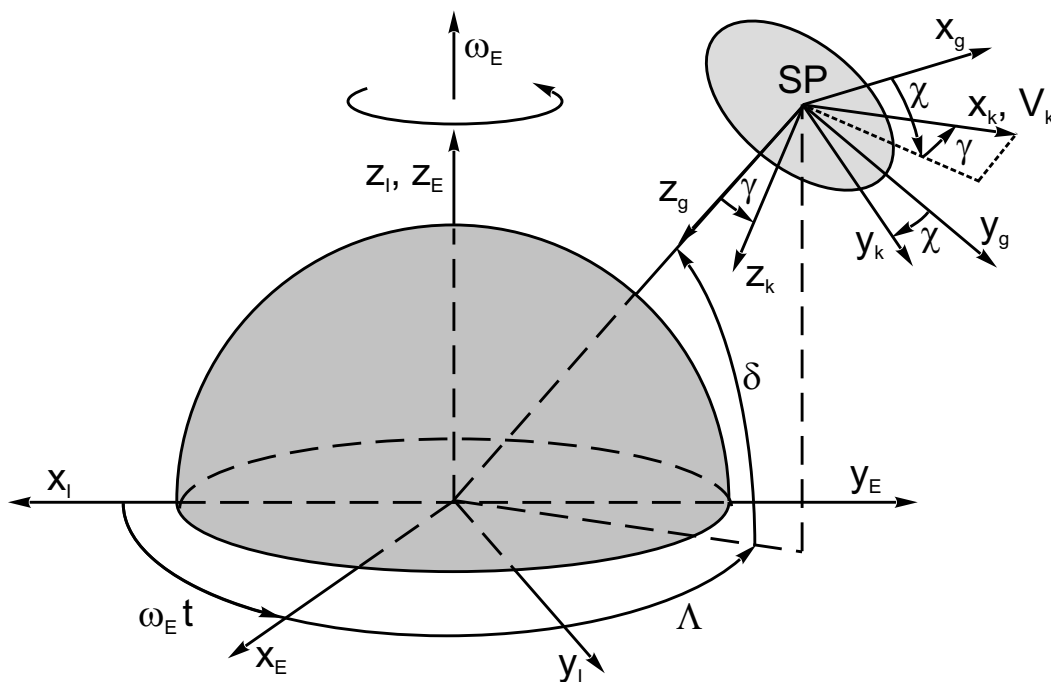


Bild 2.1: Koordinatensysteme gegenüber der Erde

Systems zeigt somit stets in Richtung des Geschwindigkeitsvektors \vec{V}_k , während die y_k -Achse in der Horizontebene liegt.

- Beim flugzeugfesten System (falls Kennzeichnung erforderlich, Index f) bildet der Schwerpunkt des Fluggerätes den Ursprung. Die x_f -Achse liegt in der Symmetrieebene und zeigt nach vorn parallel zur Flugzeuglängsachse. Die y_f -Achse zeigt nach rechts und die z_f -Achse, die das kartesische Koordinatensystem vervollständigt, zeigt nach unten. Das flugzeugfeste Koordinatensystem wird durch die drei Eulerwinkel (Φ , Θ , Ψ) in seiner Lage relativ zum geodätischen System bestimmt.
- Das experimentelle System (Index e) ist das Ergebnis einer Drehung des flugzeugfesten Achsenkreuzes um den Anstellwinkel α , wobei Ursprung und y_e -Achse mit dem flugzeugfesten Koordinatensystem zusammenfallen. Somit legt die x_e -Achse die Richtung des Vektors der Fluggeschwindigkeit \vec{V} fest, bzw. deren Projektion in die Symmetrieebene des Fluggerätes. Das experimentelle Achsenkreuz dient zur Beschreibung der aerodynamischen Kräfte und Momente, die am Fluggerät angreifen.
- Das Stabilitätsachsensystem (Index s) entsteht durch eine Drehung des flugzeugfesten Systems um den Referenzanstellwinkel α_0 , Ursprung und y -Achse der beiden Achsenkreuze fallen zusammen. Das körperfeste Stabilitätsachsensystem dient der Darstellung der linearisierten Bewegungsgleichungen.

2.3.2 Impulssatz

Die translatorischen Freiheitsgrade der Bewegung des Fluggeräts werden mittels des Impulssatzes bestimmt. Hierbei ergibt sich die Beschleunigung eines starren Körpers aus der Summe der im Schwerpunkt angreifenden Kräfte:

$$\frac{\partial}{\partial t}(m\vec{V}_{abs}) = \sum \vec{F}_a \quad (2.1)$$

Betrachtet man die Bewegung des Fluggeräts im Inertialsystem, so lautet die Gleichung für den Impuls:

$$\frac{\partial}{\partial t}(m\vec{V}_{abs}) = m\dot{\vec{V}}_K + 2m\vec{\omega}_E \times \vec{V}_K + m\vec{\omega}_E \times (\vec{\omega}_E \times \vec{r}) = \sum \vec{F}_a \quad (2.2)$$

Zweckmäßiger für die Behandlung flugmechanischer Probleme am Fluggerät ist eine Darstellung der Kräfte und Momente im körperfesten Koordinatensystem. Diese erfordert die Transformation der Komponenten mittels der Transformationsmatrix M_{fg} . Gl. (2.2) lautet dann:

$$m \left(\begin{bmatrix} \dot{u}_k \\ \dot{v}_k \\ \dot{w}_k \end{bmatrix} + \vec{\omega}_F \times \begin{bmatrix} u_k \\ v_k \\ w_k \end{bmatrix} \right) = \sum \vec{F}_a - m\vec{\omega}_E \times (\vec{\omega}_E \times \vec{r}) - 2m\vec{\omega}_E \times \vec{V}_K \quad (2.3)$$

Hierbei sind $\vec{\omega}_E$ die Winkelgeschwindigkeit der Erde, $\vec{\omega}_F$ die Winkelgeschwindigkeit des körperfesten gegenüber dem erdfesten System und \vec{r} der Ortsvektor im flugzeugfesten System:

$$\vec{\omega}_E = M_{fg} \begin{bmatrix} 0 \\ -\omega_E \cos \delta \\ -\omega_E \sin \delta \end{bmatrix}, \quad \vec{\omega}_F = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} + M_{fg} \begin{bmatrix} -\dot{\delta} \\ -\dot{\Lambda} \cos \delta \\ -\dot{\Lambda} \sin \delta \end{bmatrix}, \quad \vec{r} = M_{fg} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -(r_E + h) \end{bmatrix} \quad (2.4)$$

Die äußeren Kräfte, also Triebwerks- und Luftreaktionen sowie die Gewichtskraft werden in verschiedenen Koordinatensystemen angegeben. Während die Schubkräfte im körperfesten System dargestellt werden, sind die aerodynamischen Kräfte im experimentellen, und die Gewichtskraft im geodätischen System angegeben. Dies erfordert jeweils eine Transformation ins körperfeste Koordinatensystem:

$$\sum \vec{F}_a = \begin{bmatrix} -W \cos \alpha + A \sin \alpha \\ Y \\ -W \sin \alpha - A \cos \alpha \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} F_x \\ 0 \\ F_z \end{bmatrix} + mg \begin{bmatrix} -\sin \Theta \\ \sin \Phi \cos \Theta \\ \cos \Phi \cos \Theta \end{bmatrix} \quad (2.5)$$

Um die Zustandsgrößen vollständig bestimmen zu können, müssen Differentialgleichungen für die Position des Fluggerätes angegeben werden. Diese werden für die kugelförmige Erde zweckmäßigerweise in Form von Höhe und geographischer Länge bzw. Breite dargestellt:

$$\dot{h} = V_K \sin \gamma, \quad \dot{\Lambda} = \frac{V_K \cos \gamma \cos \chi}{(r_E + h) \cos \delta}, \quad \dot{\delta} = \frac{V_K \cos \gamma \sin \chi}{r_E + h} \quad (2.6)$$

Schließlich ist die Bestimmung der Bahngrößen χ und γ , sowie des Betrages der Bahngeschwindigkeit V_K erforderlich. Dies geschieht durch eine Transformation des Geschwindigkeitsvektors \vec{V}_K vom körperfesten ins geodätische Koordinatensystem:

$$\vec{V}_{Kg} = M_{gf} \begin{bmatrix} u_K \\ v_K \\ w_K \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u_{Kg} \\ v_{Kg} \\ w_{Kg} \end{bmatrix} = V_K \begin{bmatrix} \cos \gamma \cos \chi \\ \cos \gamma \sin \chi \\ -\sin \gamma \end{bmatrix} \quad (2.7)$$

Daraus lassen sich dann die benötigten Größen berechnen:

$$V_K = \sqrt{u_K^2 + v_K^2 + w_K^2}, \quad \chi = \arctan \frac{v_{Kg}}{u_{Kg}}, \quad \gamma = -\arcsin \frac{w_{Kg}}{V_K} \quad (2.8)$$

2.3.3 Drallsatz

Analog zur Bestimmung der translatorischen Freiheitsgrade muss die Drehbewegung des Fluggerätes beschrieben werden. Dies geschieht mit Hilfe des Drallsatzes, der die zeitliche Änderung des auf den Schwerpunkt bezogenen Dralls als Summe der (im Schwerpunkt) angreifenden äußeren Momente angibt:

$$\frac{\partial}{\partial t} \vec{L}^{SP} = \sum \vec{M}_a^{SP} \quad (2.9)$$

Im körperfesten Koordinatensystem lautet der Drallsatz dann:

$$\frac{\partial}{\partial t} \vec{L}^{SP} = \dot{\vec{L}}^{SP} + \vec{\omega}_{abs} \times \vec{L}^{SP} = I_T^{SP} \dot{\vec{\omega}}_{abs} + \vec{\omega}_{abs} \times I_T^{SP} \vec{\omega}_{abs} = \sum \vec{M}_a^{SP} \quad (2.10)$$

Die Gleichungen für die absolute Winkelgeschwindigkeit ergeben sich durch die Umformung:

$$\dot{\vec{\omega}}_{abs} = (I_T^{SP})^{-1} \left(\sum \vec{M}_a^{SP} - \vec{\omega}_{abs} \times I_T^{SP} \vec{\omega}_{abs} \right) \quad (2.11)$$

Hierbei ist I_T^{SP} der Trägheitstensor eines symmetrischen Flugzeuges und $(I_T^{SP})^{-1}$ seine Inverse.

$$I_T = \begin{bmatrix} I_x & 0 & -I_{xz} \\ 0 & I_y & 0 \\ -I_{xz} & 0 & I_z \end{bmatrix}; \quad I_T^{-1} = \frac{1}{I_y(I_x I_z - I_{xz}^2)} \begin{bmatrix} I_y I_z & 0 & I_y I_{xz} \\ 0 & I_x I_z - I_{xz}^2 & 0 \\ I_y I_{xz} & 0 & I_x I_y \end{bmatrix} \quad (2.12)$$

Zur Vereinfachung der Gleichungen wird der Drallsatz üblicherweise in körperfesten Koordinaten angegeben, um zusätzliche Transformationen der aerodynamischen sowie der Triebwerksmomente zu vermeiden. Hiermit können die äußeren Momente, die am Luftfahrzeug angreifen, durch folgende Beziehung angegeben werden:

$$\sum \vec{M}_a^{SP} = \begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ M_F \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2.13)$$

Mit Hilfe der Drallgleichung (2.11), sowie der Gl. (2.13) kann nun die Änderung der absoluten Winkelgeschwindigkeit $\vec{\omega}_{abs}$ bestimmt werden. Zur vollständigen Beschreibung der Lage im Raum sind jedoch drei weitere Gleichungen vonnöten. Diese geben die Änderung der drei Eulerwinkel Φ , Θ und Ψ an, welche mit den körperfesten Drehgeschwindigkeiten über folgende Beziehung verknüpft sind:

$$\begin{bmatrix} \dot{\Phi} \\ \dot{\Theta} \\ \dot{\Psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \Phi \tan \Theta & \cos \Phi \tan \Theta \\ 0 & \cos \Phi & -\sin \Phi \\ 0 & \frac{\sin \Phi}{\cos \Theta} & \frac{\cos \Phi}{\cos \Theta} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (2.14)$$

Schliesslich ist noch ein Zusammenhang zwischen den körperfesten und den absoluten Drehgeschwindigkeiten erforderlich, um die Gleichungen für die Eulerwinkel auswerten zu können. Die absoluten Drehgeschwindigkeiten setzen sich aus einem körperfesten und einem Anteil aus Drehbewegung der Erde und Rotation des Flugzeugs um den Mittelpunkt der Erde zusammen:

$$\vec{\omega}_{abs} = \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} + M_{fg} \begin{bmatrix} -\dot{\delta} \\ -(\dot{\Lambda} + \omega_E) \cos \delta \\ -(\dot{\Lambda} + \omega_E) \sin \delta \end{bmatrix} \quad (2.15)$$

Wichtige Größen für die Bestimmung der aerodynamischen Kräfte und Momente sind der Anstellwinkel α und der Schiebewinkel β , die sich aus den geometrischen Beziehungen für die Komponenten des Geschwindigkeitsvektors \vec{V} ableiten lassen:

$$\alpha = \arctan \frac{w}{u}, \quad \beta = \arcsin \frac{v}{V} \quad (2.16)$$

2.3.4 Nichtlineares Bewegungsgleichungssystem

Die zuvor hergeleiteten Beziehungen bezüglich der Zustände des Fluggerätes ergeben ein in sich geschlossenes System aus Differentialgleichungen, das die Bewegung eines Flugzeugs gegenüber der kugelförmigen Erde in 6 Freiheitsgraden beschreibt und fortan zur Untersuchung der Dynamik und zur nichtlinearen Simulation herangezogen werden soll. Aufgrund einiger nicht erwünschter Abhängigkeiten in den Gleichungen werden jedoch zunächst einige Vereinfachungen eingeführt.

Die Darstellung der Bewegungsgleichungen im geodätischen System zeigt einen Zusammenhang der Dynamik des Fluggerätes mit der Erdrotation $\vec{\omega}_E$. Dies führt dazu, dass die absolute Winkelgeschwindigkeit $\vec{\omega}_{abs}$ nicht nur von körperfesten Drehraten und Fluggeschwindigkeit abhängt, sondern zusätzlich von der Position des Flugzeuges. Dieser Sachverhalt ist vor allem deshalb nicht wünschenswert, da Untersuchungen bezüglich der Dynamik eines Luftfahrzeuges möglichst allgemeingültig sein sollen, ohne durch zahlreiche Restriktionen in ihrer Aussagekraft eingeschränkt zu werden.

Bei Betrachtung des Zusammenhanges zwischen der Erdrotation und der Dynamik des Fluggerätes zeigt sich, dass dieser in Form von Coriolis- und Zentrifugaltermen besteht. Durch die niedrige Rotationsgeschwindigkeit der Erde ($\omega_E = 7.292124$ rad/s) kann dieser Einfluss jedoch mit guter Näherung vernachlässigt werden, da von ihm keine messbaren Einflüsse auf die hier vorwiegend betrachtete Kurzzeitdynamik ausgehen.

Auch die Abhängigkeit von der geographischen Breite wirkt sich nur in geringem Maße auf die Bewegungsgleichungen aus, sobald das Fluggerät keine Großkreisflüge mehr ausführt. Dieser Effekt wird aber erst bei deutlichen Abweichungen vom Großkreis spürbar. Beim hier betrachteten Separationsmanöver auf Äquatorebene kann aber davon ausgegangen werden, dass die Bedingung geringer Abweichung von der Forderung $\delta \approx 0$ erfüllt ist.

Daher soll im Folgenden der Einfluss der Erdrotation $\vec{\omega}_E$ und der geographischen Breite δ vernachlässigt werden.

Aufgrund der getroffenen Annahmen vereinfacht sich die Gleichung für die absolute Winkelgeschwindigkeit (2.15) zu:

$$\vec{\omega}_{abs} = \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} + \frac{V_K \cos \gamma}{r_E + h} M_{fg} \begin{bmatrix} \sin \chi \\ -\cos \chi \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2.17)$$

Unter Einbeziehung der Vereinfachungen wird das Bewegungsgleichungssystem des Hyperschallflugzeuges über runder Erde vereinfacht zu:

$$\begin{bmatrix} \dot{u}_K \\ \dot{v}_K \\ \dot{w}_K \end{bmatrix} = \frac{1}{m} \begin{bmatrix} -W \cos \alpha + A \sin \alpha \\ Y \\ -W \sin \alpha - A \cos \alpha \end{bmatrix} + \frac{1}{m} \begin{bmatrix} F_x \\ 0 \\ F_z \end{bmatrix} + g \begin{bmatrix} -\sin \Theta \\ \sin \Phi \cos \Theta \\ \cos \Phi \cos \Theta \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \omega_y w_K - \omega_z v_K \\ \omega_z u_K - \omega_x w_K \\ \omega_x v_K - \omega_y u_K \end{bmatrix} \quad (2.18)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\omega}_x \\ \dot{\omega}_y \\ \dot{\omega}_z \end{bmatrix} = I_T^{-1} \left(\begin{bmatrix} L \\ M + M_F \\ N \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \omega_y \omega_z (I_z - I_y) - \omega_x \omega_y I_{xz} \\ \omega_x \omega_z (I_x - I_z) + (\omega_x^2 - \omega_z^2) I_{xz} \\ \omega_x \omega_y (I_y - I_x) + \omega_y \omega_z I_{xz} \end{bmatrix} \right) \quad (2.19)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\Phi} \\ \dot{\Theta} \\ \dot{\Psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \Phi \tan \Theta & \cos \Phi \tan \Theta \\ 0 & \cos \Phi & -\sin \Phi \\ 0 & \frac{\sin \Phi}{\cos \Theta} & \frac{\cos \Phi}{\cos \Theta} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (2.20)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_g \\ \dot{y}_g \\ \dot{z}_g \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{x}_g \\ \dot{y}_g \\ -\dot{h} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u_{Kg} \\ v_{Kg} \\ w_{Kg} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u_{Kg} \\ v_{Kg} \\ -V_K \sin \gamma \end{bmatrix} \quad (2.21)$$

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} - \frac{V_K \cos \gamma}{r_E + h} M_{fg} \begin{bmatrix} \sin \chi \\ -\cos \chi \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2.22)$$

$$\begin{bmatrix} u_{Kg} \\ v_{Kg} \\ w_{Kg} \end{bmatrix} = M_{fg} \begin{bmatrix} u_K \\ v_K \\ w_K \end{bmatrix} \quad (2.23)$$

$$\vec{V} = \vec{V}_K, \quad \alpha = \arctan\left(\frac{w}{u}\right), \quad \beta = \arcsin\left(\frac{v}{V}\right)$$

$$\gamma = \arcsin\left(\frac{w_{Kg}}{V_K}\right), \quad \chi = \arctan\left(\frac{v_{Kg}}{u_{Kg}}\right)$$

Mit Hilfe dieses Gleichungssystems sollen nun die Untersuchungen der Dynamik des Flugsystems, sowie die Simulation der Separationsbewegung durchgeführt werden. Dabei werden bei der Gefahr von Verwechslungen jeweils die Indizes (1) bzw. (2) für die Unter- bzw. Oberstufe verwendet.

2.4 Fluggerät

Im Folgenden soll das betrachtete Fluggerät vorgestellt werden. Dies beinhaltet eine Beschreibung der Konfiguration, sowie eine Erläuterung der Modellierung von Aerodynamik und Antrieb, welche für eine realitätsnahe Simulation eine entsprechende Güte aufweisen müssen.

Das hier behandelte Fluggerät besteht aus zwei Stufen, die beide für einen aerodynamisch getragenen Flug konzipiert sind, was sich an den bei beiden Fluggeräten deutlich ausgeprägten Flügeln zeigt. Somit ist ein horizontaler Start des gekoppelten Gesamtsystems und eine horizontale Landung der Einzelstufen möglich.

Die Unterstufe ist mit fünf kombinierten Turbo-/ Staustrahltriebwerken ausgerüstet, um im gesamten Geschwindigkeitsbereich einen ausreichend hohen Schub bei möglichst geringem Einbauvolumen erzeugen zu können. Die Oberstufe besitzt im Gegensatz dazu einen konventionellen Raketenantrieb. Zusätzlich sind zwei kleinere Raketentriebwerke als Manövriertriebwerke vorgesehen.

Das Flugsystem führt zu Beginn seiner Mission einen horizontalen Start aus, wobei die Orbitalstufe auf dem Rücken der Trägerstufe angebracht ist. Nach der Aufstiegsphase und einem Hochgeschwindigkeitsreiseflug wird in einer Höhe von ca. 35 km, bei einer Machzahl von etwa 6,8, die Stufentrennung eingeleitet. Danach kehrt die Unterstufe zum Ausgangsflugplatz zurück, während die Oberstufe einen Aufstieg zu ihrer Orbitalmission durchführt. Nach Abschluss der Mission kehrt auch die Oberstufe zum Ausgangsflugplatz zurück, wo sie eine konventionelle, horizontale Landung ausführt.

2.4.1 Unterstufe

Die mit einem luftatmendem Turbo-/Staustrahlantrieb ausgerüstete Trägerstufe dient der Beförderung der Orbitalstufe zum Separationspunkt. Dabei ist die Fähigkeit, einen längeren Reiseflug durchzuführen unerlässlich, damit die Stufentrennung an einer äquatornahen Position erfolgen kann. Weiterhin soll die Separation in großer Höhe und bei hoher Geschwindigkeit erfolgen, um ein möglichst hohes Energieniveau der Oberstufe zu gewährleisten. In den folgenden Unterkapiteln sollen Konfiguration, Aerodynamik und Antrieb der Unterstufe näher beschrieben werden.

2.4.1.1 Konfiguration

Im Folgenden werden nun die relevanten Konfigurationsparameter der Unterstufe vorgestellt. Bild 2.3 zeigt eine schematische Darstellung des Fluggerätes mit wichtigen Abmessungen sowie die Lage des Bezugspunktes für die Aerodynamik und des Schwerpunktes. Das gesamte Flugsystem orientiert sich an dem Konzept *SÄNGER* 04/92 [40]. Tabelle 2.1 enthält eine Aufstellung der benötigten Größen der Unterstufe.

2.4.1.2 Aerodynamik

Zusammen mit den Antriebskräften bilden die aerodynamischen Kräfte die, am Fluggerät angreifenden, äußeren Kräfte. Diese sind für die Flugeigenschaften und die Dynamik des

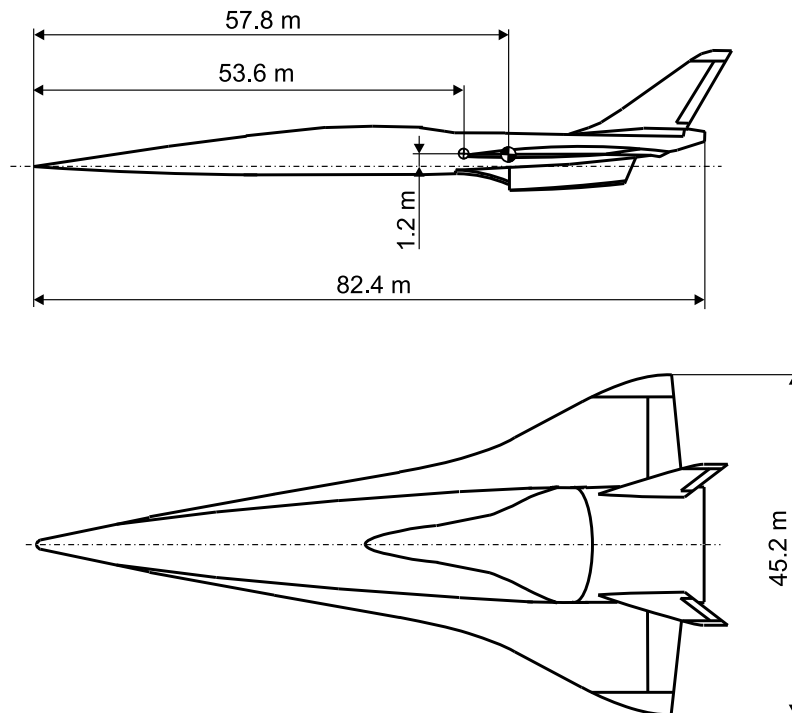


Bild 2.3: Abmessungen der Unterstufe

Bezeichnung	Größe
Bezugsflügelfläche	$S = 1658 \text{ m}^2$
Bezugslänge, Längsbewegung	$l = 82.4 \text{ m}$
Bezugslänge, Seitenbewegung	$s = 22.6 \text{ m}$
Hebelarm des Höhenleitwerks	$y_h = 14.3 \text{ m}$
bez. Höhenleitwerkshebelarm	$\bar{y}_h = 0.316$
Masse, Separationspunkt	$m = 223\,000 \text{ kg}$
Massenträgheitsmomente, Separationspunkt	$I_x = 6.571 \cdot 10^6 \text{ kgm}^2$ $I_y = 72.728 \cdot 10^6 \text{ kgm}^2$ $I_z = 79.132 \cdot 10^6 \text{ kgm}^2$ $I_{xz} = 1.247 \cdot 10^6 \text{ kgm}^2$
Bezugspunkt der Aerodynamik und des Triebwerkes	$x_{aero} = 53.56 \text{ m}$ $z_{aero} = 1.20 \text{ m}$
Schwerpunkt	$x_{SP} = 57.76 \text{ m}$ $z_{SP} = 1.20 \text{ m}$

Tabelle 2.1: Geometrie- und Konfigurationsdaten der Unterstufe

Flugzeugs maßgebend und müssen für die numerischen Untersuchungen genau modelliert werden. Der der Unterstufe zugrunde liegende Datensatz stammt aus Windkanalversuchen, welche mittels CFD-Rechnungen verfeinert bzw. ergänzt wurden [16, 50, 49].

Das aerodynamische Modell der Trägerstufe ist aus einzelnen Beiwerten für die am Fluggerät angreifenden Kräfte und Momente aufgebaut. Diese bilden zusammen mit den Antriebskräften die Grundlage für die inhärenten Eigenschaften des Fluggerätes und bestehen wiederum aus Derivativen, die die Änderung der aerodynamischen Reaktionen mit dem Flugzustand beschreiben. Dabei sind Abhängigkeiten im Wesentlichen von Machzahl, Anstellwinkel α sowie der Höhe modelliert. Wie bei flugmechanischen Untersuchungen üblich werden die Beiwerte auf die Konfiguration bezogen und mittels folgender Beziehungen zur Berechnung der aerodynamischen Kräfte und Momente herangezogen:

$$W = \frac{\rho}{2} V^2 S_{ref} C_W, \quad Y = \frac{\rho}{2} V^2 S_{ref} C_Y, \quad A = \frac{\rho}{2} V^2 S_{ref} C_A \quad (2.24)$$

$$L = \frac{\rho}{2} V^2 S_{ref} C_l s_{ref}, \quad M = \frac{\rho}{2} V^2 S_{ref} C_m l_{ref}, \quad N = \frac{\rho}{2} V^2 S_{ref} C_n s_{ref} \quad (2.25)$$

Dabei werden die Kräfte im experimentellen, die Momente im körperfesten Koordinatensystem angegeben.

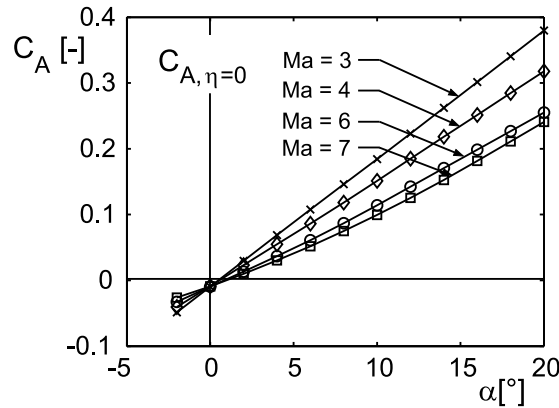
Die Unterstufe besitzt zur Steuerung zwei Flügelhinterkantenklappen, die als kombinierte Höhen- und Querruder (Tailerons) verwendet werden, sowie zwei konventionelle Seitenruder an den Seitenflossen.

Die Hinterkantenklappen werden zur Erzeugung eines Höhenruderausschlages gleichsinnig betätigt (Höhenruderausschlag η), die Betätigung des Querruders erfolgt durch einen gegensinnigen Ausschlag der Hinterkantenklappen (Querruderausschlag η). Die Berechnung der entsprechenden Ausschläge aus den Stellungen der Hinterkantenklappen erfolgt nach den Beziehungen:

$$\eta = \frac{\eta_r + \eta_l}{2}, \quad \xi = \frac{\eta_r - \eta_l}{2} \quad (2.26)$$

Zur Erzeugung des Seitenruderausschlages ζ werden die beiden Seitenruder gleichsinnig ausgeschlagen.

Im Folgenden werden die einzelnen Beiwerte der aerodynamischen Kräfte und Momente vorgestellt. Ferner werden die Derivative erläutert, aus denen sich die Kraft- bzw. Momentenbeiwerte zusammensetzen.

Bild 2.4: Auftriebsbeiwert bei $\eta = 0$

Aerodynamische Beiwerte der Längsbewegung

Dieser Abschnitt befasst sich mit den Beiwerten der Längsbewegung (Auftrieb, Widerstand, Nickmoment), die für die Flugleistungen des Fluggerätes maßgeblich sind. Die Längsbewegungsdaten sind auf symmetrische Flugzustände ($\beta = 0$, $\zeta = 0$) beschränkt.

Auftrieb

Der Beiwert C_A für die Auftriebskraft A setzt sich aus Anteilen für ausgeschlagenes und nicht ausgeschlagenes Höhenruder zusammen und weist Abhängigkeiten von der Machzahl und dem Anstellwinkel α auf. Dabei besteht das Inkrement für ausgeschlagenes Ruder aus zwei Anteilen für die linke bzw. rechte Hinterkantenklappe:

$$C_A(\alpha, M, \eta_r, \eta_l) = C_{A, \eta=0}(\alpha, M) + \frac{\Delta C_A(\alpha, M, \eta_r) + \Delta C_A(\alpha, M, \eta_l)}{2} + \Delta C_{A, Book}(\alpha, M) \quad (2.27)$$

Der Anteil $\Delta C_{A, Book}$ ist ein Bookkeeping-Korrekturfaktor, der den Einfluss des Triebwerkskastens auf den Auftrieb der Unterstufe berücksichtigt.

Der Auftrieb der Unterstufe bei nicht ausgeschlagenen Hinterkantenklappen hängt nahezu linear vom Anstellwinkel ab, während die Abhängigkeit von der Machzahl deutlich nicht-linear ist. Bild 2.4 zeigt den Verlauf des Auftriebs über dem Anstellwinkel im Bereich von $M = 3 \dots 8$.

Die Auftriebsinkremente infolge Höhenruderausschlag sind in Bild 2.5 für den Machzahlbereich von 3 bis 7 dargestellt. Da dieses für parallel ausgeschlagene Klappen gilt, gehen die

Anteile für die linke bzw. rechte Klappe jeweils mit dem Faktor 0.5 in die Berechnung des Auftriebsbeiwertes C_A ein. Dies gilt insbesondere auch für den Fall, dass aufgrund zusätzlicher Querrudereingaben die Hinterkantenklappen unterschiedliche Stellungen haben. Das Auftriebsinkrement weist einen Anstieg mit dem Ruderausschlag η und im höheren Machzahlbereich auch eine zunehmende Abhängigkeit vom Anstellwinkel α auf.

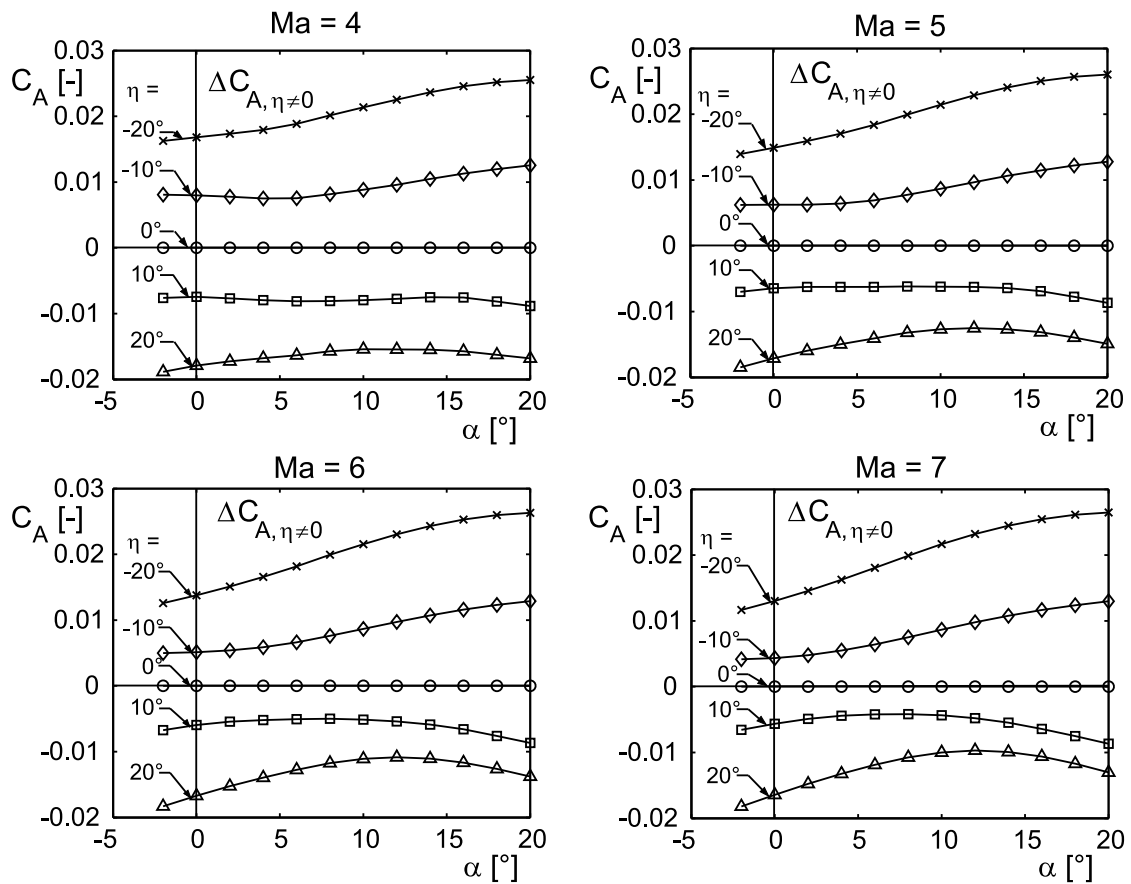


Bild 2.5: Auftriebsbeiwert aufgrund ausgeschlagener Hinterkantenklappen

Bild 2.6 zeigt das bereits angesprochene Bookkeeping-Korrekturinkrement, das eine Berichtigung des Auftriebsbeitrages aufgrund des, bei der Erstellung des Auftriebsbeiwertes noch nicht berücksichtigten, Triebwerkskastens enthält. Hierbei ist eine Verringerung des Auftriebs mit steigendem Anstellwinkel bei nur geringer Abhängigkeit von der Machzahl erkennbar.

Widerstand

Der Widerstandsbeiwert C_W für das Fluggerät wird aus Beiträgen des Nullwiderstandes sowie des induzierten Widerstandes bei ausgeschlagenen und nicht ausgeschlagenen Hinterkantenklappen gebildet. Auch beim Widerstand wurden Bookkeeping-Inkmente gebildet,

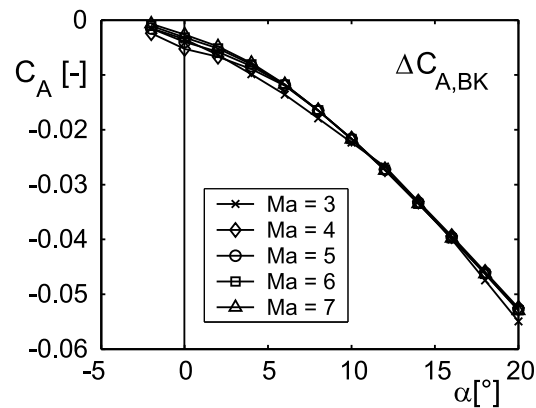


Bild 2.6: Bookkeeping-Korrektur für den Auftriebsbeiwert

die den induzierten und den Reibungsnulwiderstand korrigieren. Die Beiwertanteile hängen neben Machzahl, Anstellwinkel und Klappenausschlag auch von der Flughöhe ab.

$$\begin{aligned}
 C_W(\alpha, M, h, \eta_r, \eta_l) = & C_{W0,D}(M) + C_{W0,R}(M, h) + C_{W_{i,\eta=0}}(\alpha, M) \\
 & + \frac{\Delta C_W(\alpha, M, \eta_r) + \Delta C_W(\alpha, M, \eta_l)}{2} \\
 & + \Delta C_{W,Book}(\alpha, M) + \Delta C_{W,R,Book}(M, h)
 \end{aligned}
 \quad (2.28)$$

In Bild 2.7 sind die Anteile des Nullwiderstandes infolge Druck und Reibung dargestellt. Der Druckwiderstand hängt nur von der Machzahl ab, der Reibungswiderstand zeigt eine zusätzliche Abhängigkeit von der Höhe.

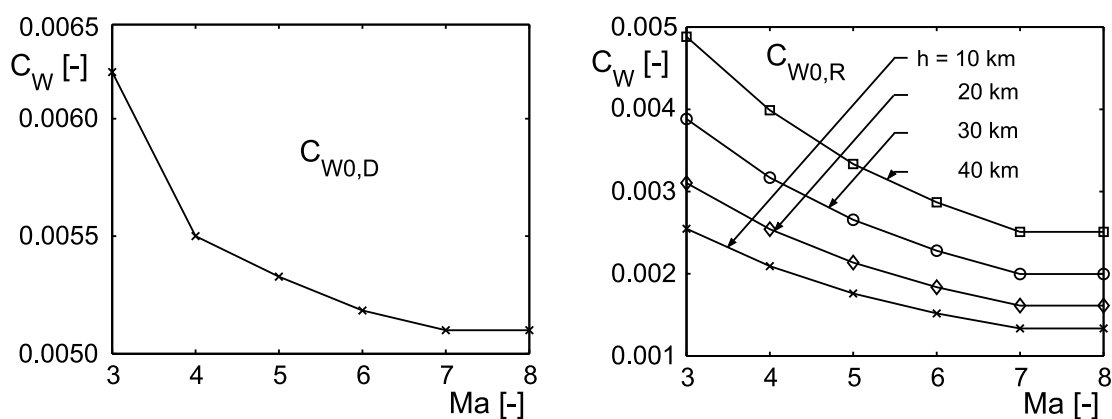


Bild 2.7: Nullwiderstand infolge Druck und Reibung

Der induzierte Widerstand der Unterstufe bei nicht ausgeschlagenen Hinterkantenklappen ist in Bild 2.8 dargestellt. Er hängt vom Anstellwinkel nahezu quadratisch ab (quadratische Polare) und zeigt zusätzlich eine Abhängigkeit von der Machzahl.

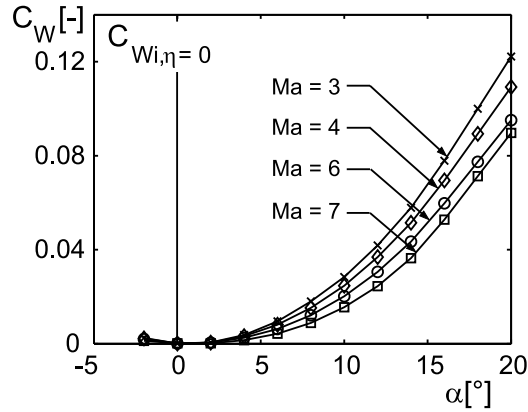


Bild 2.8: Induzierter Widerstand bei $\eta = 0$

Die Widerstandsinkremente für ausgeschlagene Hinterkantenklappen (Bild 2.9) werden analog zu den Inkrementen für den Auftrieb aus Ausschlägen beider Klappen gebildet. Sie haben eine beinahe lineare Abhängigkeit vom Anstellwinkel des Fluggerätes, während die Abhängigkeit von der Machzahl sehr gering ist.

Die Korrekturen für das Bookkeeping werden im Falle des Widerstandes für den induzierten, sowie für den Reibungswiderstand durchgeführt. In Bild 2.10 sind die beiden Anteile dargestellt.

Nickmoment

Der Nickmomentenbeiwert C_m setzt sich aus einem statischen Anteil, dem Momentenbeitrag von Widerstand und Auftrieb und einem dynamischen Anteil zusammen:

$$C_m = C_{m,stat} + \Delta C_{m,SP} + \Delta C_{m,dyn} \quad (2.29)$$

Der statische Anteil wird, analog zu Auftrieb und Widerstand, aus Beiwerten gebildet, die die Lage des Fluggerätes in der Strömung berücksichtigen und besteht aus den folgenden Teilen:

$$C_{m,stat}(\alpha, M, \eta_r, \eta_l) = C_{m,\eta=0}(\alpha, M) + \frac{\Delta C_m(\alpha, M, \eta_r) + \Delta C_m(\alpha, M, \eta_l)}{2} + \Delta C_{m,Book}(\alpha, M) \quad (2.30)$$

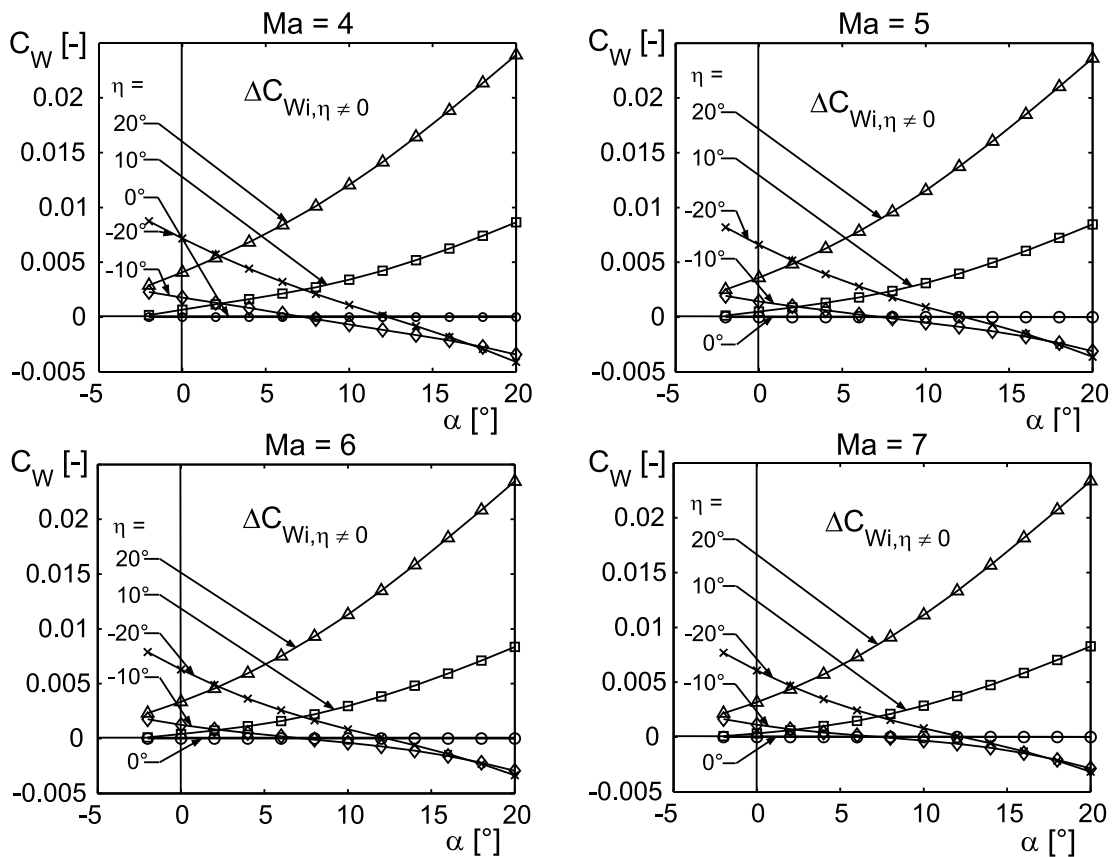


Bild 2.9: Widerstandsbeiwert aufgrund ausgeschlagener Hinterkantenklappen

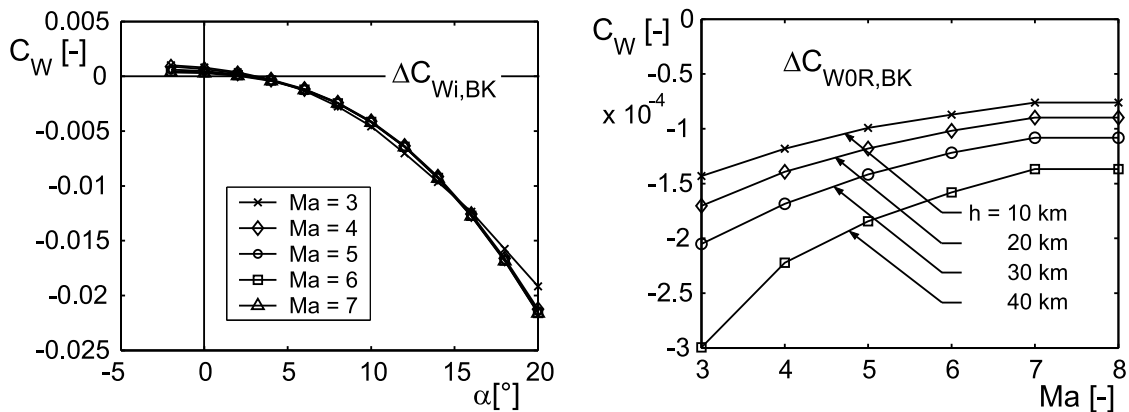
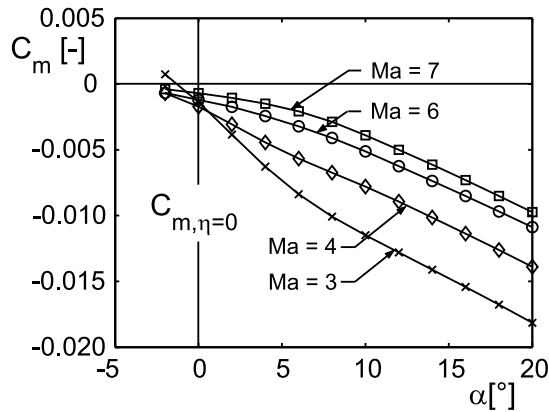


Bild 2.10: Bookkeeping-Korrekturen für induzierten und Reibungswiderstand

Der Nickmomentenbeiwert bei nicht ausgeschlagenen Hinterkantenklappen ist in Bild 2.11 dargestellt. Er zeigt über den gesamten betrachteten Machzahl- und Anstellwinkelbereich stabiles Verhalten, wobei sich eine, mit steigender Machzahl zunehmende, Neigung zur Instabilität beobachten lässt.

Bild 2.11: Nickmomentenbeiwert bei $\eta = 0$

Die Nickmomenteninkremente infolge ausgeschlagener Hinterkantenklappen (Bild 2.12) liefern je nach Ausschlagsgröße stabilisierende bzw. destabilisierende Beiträge zum Gesamtnickmoment. Hierbei beobachtet man mit steigender Machzahl eine zunehmende Nichtlinearität hinsichtlich des Anstellwinkels, wobei bei positiven Ausschlägen eine Steigerung der Gradienten auftritt. Bei negativen Hinterklappenausschlägen hingegen wird die Wirksamkeit der Ruder mit steigendem Anstellwinkel abgeschwächt, was in der zunehmenden Abschattung der Ruder bei höheren Anstellwinkeln begründet ist.

Auch für das Nickmoment muss eine Bookkeeping-Korrektur vorgenommen werden. Der Beiwert des zugehörigen Inkrementes ist in Bild 2.13 dargestellt.

Die soeben vorgestellten Bestandteile des statischen Nickmomentenbeiwertes $C_{m,stat}$ werden auf den sogenannten aerodynamischen Referenzpunkt (x_{aero}, z_{aero}) bezogen, der normalerweise nicht mit dem Schwerpunkt (x_{SP}, z_{SP}) zusammenfällt. Darüberhinaus ist der Schwerpunkt im Fluge ohnehin (z.B. durch Entleerung der Brennstoffbehälter) deutlichen Lageänderungen unterworfen. Aus diesem Grund muss zusätzlich zum statischen Nickmoment der Momentenanteil berücksichtigt werden, welchen Auftrieb und Widerstand zum Gesamtmoment beitragen. Dieser lautet mit dem Hebelarm $\Delta x = x_{SP} - x_{ref}$ bzw. $\Delta z = z_{SP} - z_{ref}$ in körperfesten Koordinaten:

$$\Delta C_{m,SP} = \frac{\Delta x}{l_{ref}} (C_A \cos \alpha + C_W \sin \alpha) + \frac{\Delta z}{l_{ref}} (C_A \sin \alpha - C_W \cos \alpha) \quad (2.31)$$

Zusätzlich zum statischen Nickmomentenbeiwert muss auch der Einfluss des dynamischen Nickmomentenbeitrages $\Delta C_{m,dyn}$ (Nickdämpfung) berücksichtigt werden. Diese ist als Funktion der Machzahl und des Anstellwinkels modelliert und wird mittels folgender Beziehung berechnet.

$$\Delta C_{m,dyn} = C_{mq} \frac{ql_{ref}}{2V} \quad (2.32)$$

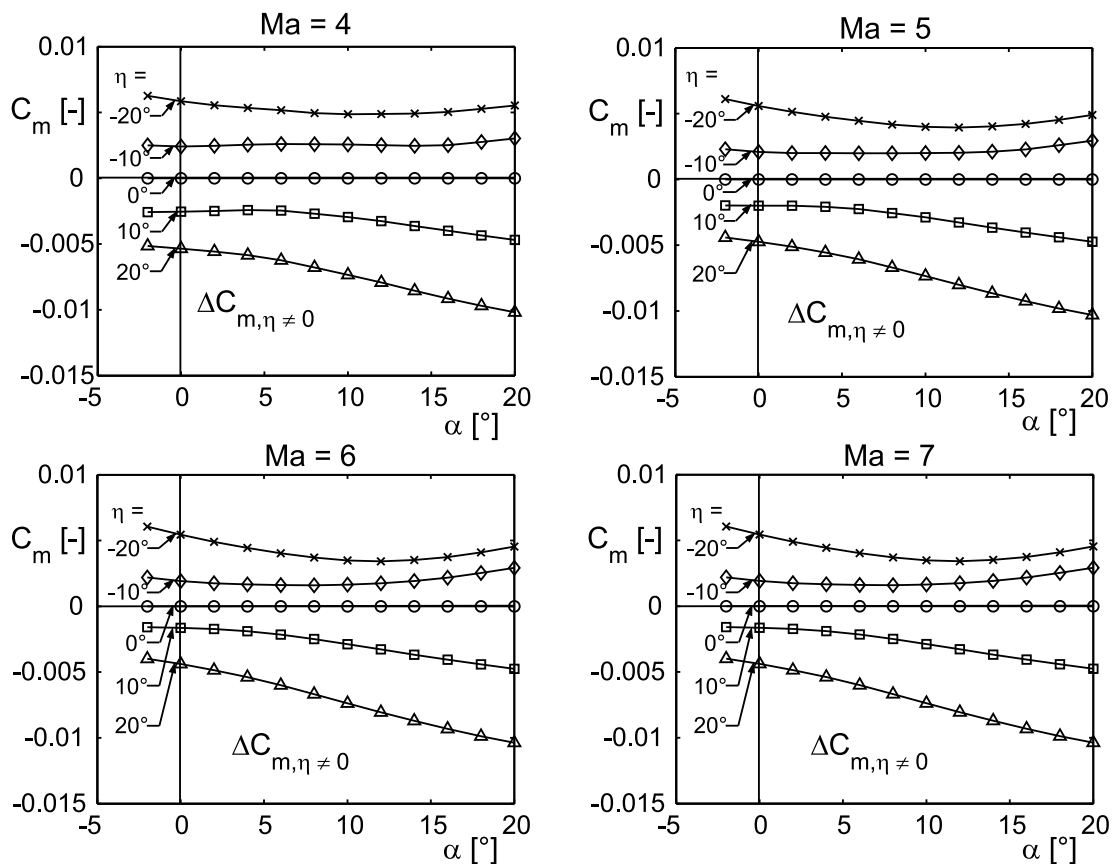


Bild 2.12: Nickmomentenbeiwert aufgrund ausgeschlagener Hinterkantenklappen

Die Abweichung der Berechnungsvorschrift von der Luftfahrtnorm [73] geht hierbei auf die Definition des Datensatzes für die Aerodynamik des Fluggerätes zurück.

Die Nickdämpfung entsteht durch lokale Änderungen des Anstellwinkels bei Anwesenheit einer Nickgeschwindigkeit q des Fluggerätes. Im Hyperschallflug ist die Nickdämpfung normalerweise relativ gering, wie Bild 2.14 zeigt.

Aerodynamische Beiwerte der Seitenbewegung

Die aerodynamischen Beiwerte der Seitenbewegung werden über Derivativa des Schiebewinkels und des Seitenruderausschlages, dynamische Anteile (Roll-, Gierdämpfung) sowie Beiträge des Querruderausschlages im körperfesten Koordinatensystem gebildet.

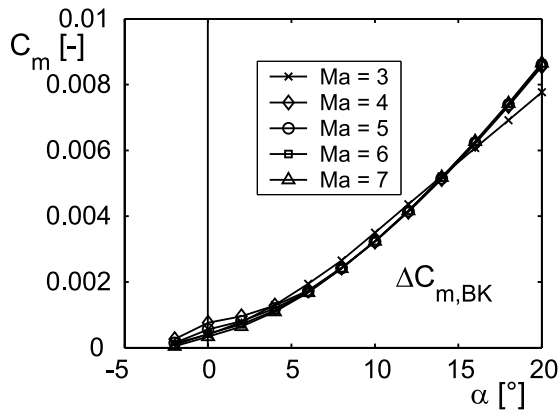


Bild 2.13: *Bookkeeping-Korrektur für das Nickmoment*

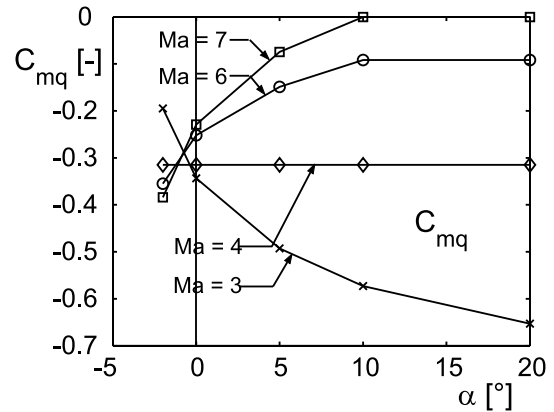


Bild 2.14: *Nickdämpfung*

Seitenkraft

Der Beiwert für die Seitenkraft setzt sich aus folgenden Anteilen zusammen:

$$C_Y(\alpha, \beta, M, \zeta) = C_{Y\beta}(M)\beta + C_{Y\zeta}(M)\zeta \tag{2.33}$$

Das Schiebeseitenkraftderivativ $C_{Y\beta}$ ist in Bild 2.15 dargestellt. Die Schiebeseitenkraft zeigt eine nichtlineare Abhängigkeit vom Anstellwinkel α , wobei sich mit steigender Machzahl die Gradienten immer weiter verringern. Auch sinkt das Derivativ betragsmäßig mit steigender Machzahl.

Bild 2.16 zeigt das Derivativ der Seitenkraft infolge Seitenruderausschlag. Dieses ist in Abhängigkeit der Machzahl modelliert.

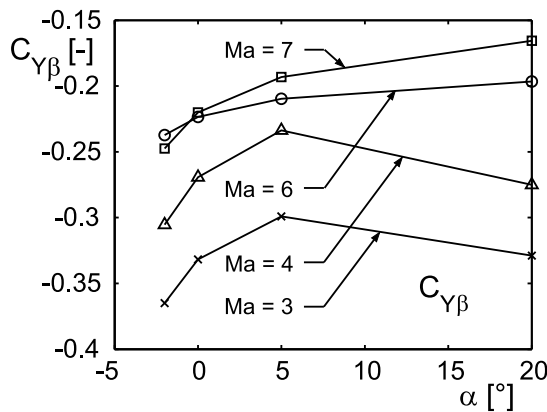


Bild 2.15: *Schiebeseitenkraft*

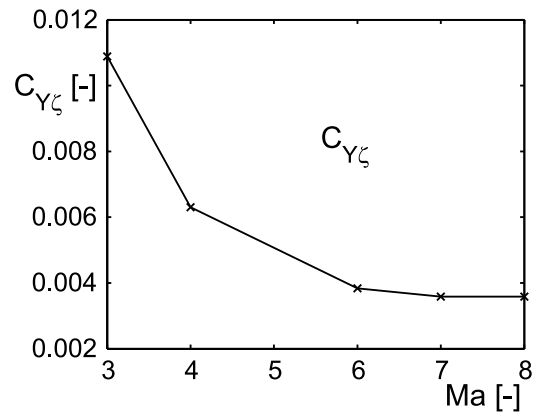


Bild 2.16: *Seitenruder-Seitenkraft*

Rollmoment

Der Rollmomentenbeiwert C_l setzt sich aus einem statischen, einem Anteil aus dem Momentenbeitrag der Seitenkraft aufgrund Schwerpunktsverschiebung und einem dynamischen Anteil zusammen:

$$C_l = C_{l,stat} + \Delta C_{l,SP} + \Delta C_{l,dyn} \quad (2.34)$$

Der statische Momentenbeitrag errechnet sich aus den Komponenten:

$$\begin{aligned} C_{l,stat} = & C_{l\beta}(\alpha, M)\beta + C_{l\zeta}(M)\zeta \\ & + \bar{y}_h \cdot [(\Delta C_A(\alpha, M, \eta_l) - \Delta C_A(\alpha, M, \eta_r)) \cos \alpha \\ & + (\Delta C_W(\alpha, M, \eta_l) - \Delta C_W(\alpha, M, \eta_r)) \sin \alpha] \end{aligned} \quad (2.35)$$

Der Verlauf des Schieberollmoments $C_{l\beta}$ über dem Anstellwinkel ist in Bild 2.17 für verschiedene Machzahlen dargestellt. Es zeigt über nahezu den gesamten Machzahl- bzw. Anstellwinkelbereich negative Werte, welche notwendig sind für statische Stabilität der Spiralbewegung [34]. Allerdings ist für kleine bzw. negative Anstellwinkel ein Übergang zu positiven Werten zu beobachten, was sich ungünstig auf die Stabilität des Fluggerätes auswirkt.

Das Derivativ des Seitenruder-Rollmoments $C_{l\zeta}$ zeigt Bild 2.18. Dieses hängt nur von der Machzahl ab und zeigt abnehmendes Verhalten mit steigender Machzahl.

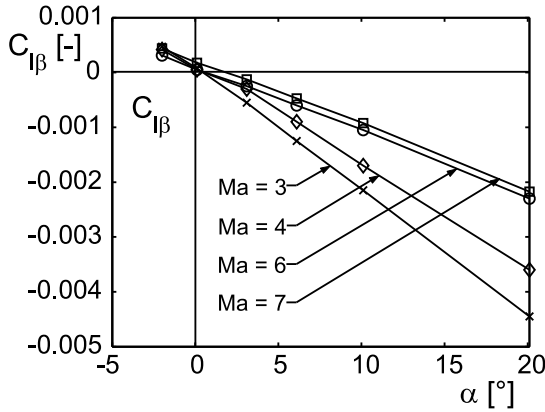


Bild 2.17: Schieberollmoment

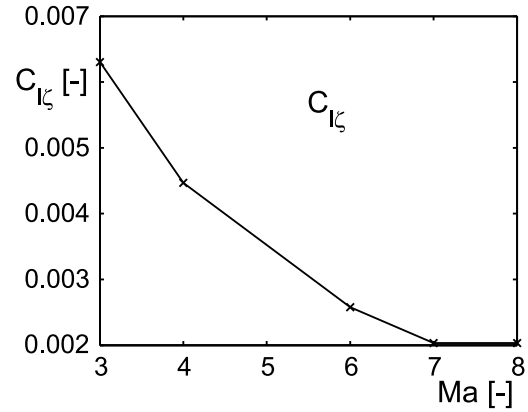


Bild 2.18: Seitenruder-Rollmoment

Ähnlich zum Nickmoment enthält auch das Rollmoment einen Beitrag aus der Schwerpunktsverschiebung. Dieser wird von der Seitenkraft C_Y über den Hebelarm Δz eingebracht:

$$\Delta C_{l,SP} = \frac{\Delta z}{s_{ref}} C_Y \quad (2.36)$$

Der Beitrag der Rolldämpfung $\Delta C_{l,dyn}$ zum Rollmomentenbeiwert wird als Funktion der Machzahl M und der Rollgeschwindigkeit p modelliert:

$$\Delta C_{l,dyn} = C_{lp} \frac{p s_{ref}}{2V} \quad (2.37)$$

In Bild 2.19 ist der Verlauf des Beiwertes der Rolldämpfung C_{lp} über der Machzahl dargestellt. Die Rolldämpfung ist im Hyperschall sehr gering und nimmt mit steigender Machzahl betragsmäßig stark ab. Hierin ist ein wichtiger Grund für das stabilitätsmäßig ungünstige Verhalten von Hyperschallfluggeräten zu sehen. Der Effekt der im Hyperschallflug geringen Dämpfung wird durch die schlanken Konfigurationen mit geringen Flügelstreckungen noch verstärkt und ist daher beim betrachteten Fluggerät auch sehr deutlich ausgeprägt.

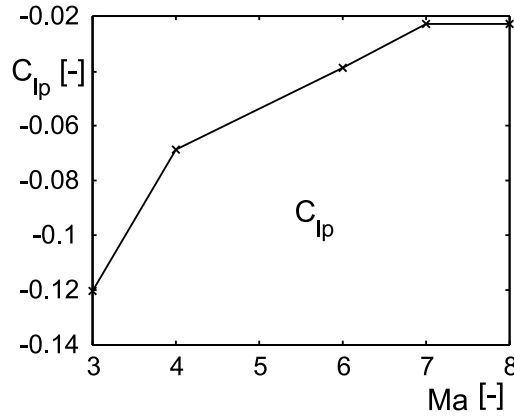


Bild 2.19: Rolldämpfung

Giermoment

Analog zu Nick- und Rollmomentenbeiwert besteht auch der Giermomentenbeiwert aus statischen und dynamischen Anteilen, sowie aus Beiträgen aufgrund Schwerpunktverschiebung:

$$C_n = C_{n,stat} + \Delta C_{n,SP} + \Delta C_{n,dyn} \quad (2.38)$$

Der statische Giermomentenbeiwert wird durch folgenden Zusammenhang beschrieben:

$$\begin{aligned} C_{n,stat}(\alpha, \beta, \zeta, M, \eta_r, \eta_l) = & C_{n\beta}(\alpha, M)\beta + C_{n\zeta}(M)\zeta \\ & + \bar{y}_h \cdot [(\Delta C_A(\alpha, M, \eta_l) - \Delta C_A(\alpha, M, \eta_r)) \sin \alpha \\ & - (\Delta C_W(\alpha, M, \eta_l) - \Delta C_W(\alpha, M, \eta_r)) \cos \alpha] \end{aligned} \quad (2.39)$$

Das Schiebegermoment zeigt eine mit steigender Machzahl fallende Abhängigkeit vom Anstellwinkel α . Gleichzeitig nimmt die Windfahnenstabilität mit steigender Machzahl immer mehr ab, bis hin zu negativen Werten im hohen Machzahlbereich (Bild 2.20). Insgesamt ist dieses Stabilitätsdefizit speziell bei großen Machzahlen als sehr ungünstig anzusehen, weswegen eine adäquate Regelung für das Flugsystem unerlässlich ist.

In Bild 2.21 ist das Seitenruder-Giermomentenderivativ $C_{n\zeta}$ dargestellt, das nur von der Machzahl M abhängt.

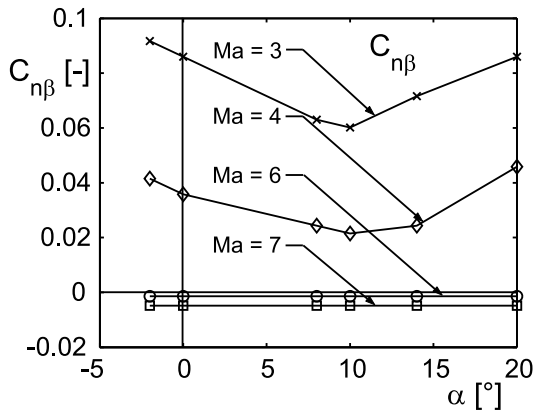


Bild 2.20: Schiebegermoment

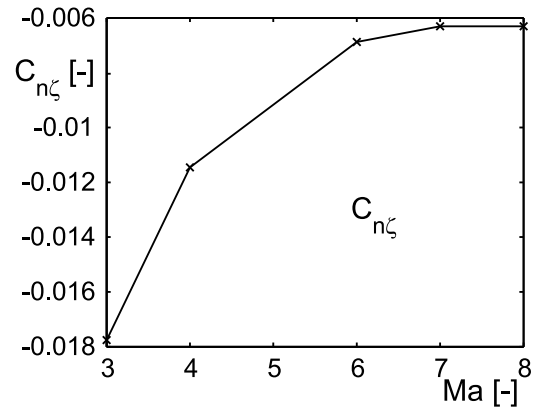


Bild 2.21: Seitenruder-Giermoment

Beim Giermoment entsteht ein zusätzlicher Anteil durch Schwerpunktverschiebung aufgrund der Seitenkraft:

$$\Delta C_{n,SP} = \frac{\Delta x}{s_{ref}} C_Y \quad (2.40)$$

Der Beitrag der Gierdämpfung $\Delta C_{n,dyn}$ zum Giermomentenbeiwert wird als Funktion der Machzahl M und der Giergeschwindigkeit r modelliert:

$$\Delta C_{n,dyn} = C_{nr} \frac{r s_{ref}}{2V} \quad (2.41)$$

Der Verlauf der Gierdämpfung C_{nr} ist in Bild 2.22 gezeigt. Die Gierdämpfung ist im Hyperschall ebenfalls sehr gering und zeigt mit steigender Machzahl betragsmäßig abnehmende Werte.

2.4.1.3 Antrieb

Die Trägerstufe des untersuchten transatmosphärischen Flugsystems wird von fünf kombinierten Turbo-/Staustrahltriebwerken angetrieben. Der Turboteil des Antriebssystems ist

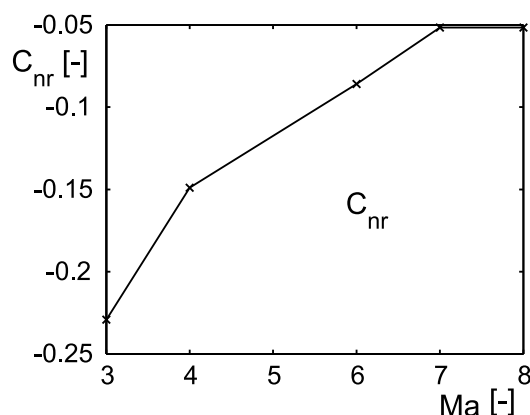


Bild 2.22: Gierdämpfung

dabei für den Betrieb im Unter- und niedrigen Überschallbereich vorgesehen. Im Unterschall wird der Antrieb ausschließlich ohne Nachverbrennung gefahren, im unteren Überschallbereich bis ca. $M = 3.5$ wird der Nachbrenner der Triebwerke zugeschaltet, um das Schubniveau zu erhöhen. Oberhalb dieser Machzahl erfolgt der Antrieb der Unterstufe mittels des Staustrahlantriebs, der zur weiteren Erhöhung des Schubs auch überstöchiometrisch betrieben werden kann.

Da der Schwerpunkt der Untersuchungen auf dem Betrieb bei hoher Machzahl M liegt, soll im Folgenden nur der Staustrahlantrieb des Fluggerätes vorgestellt werden, ohne dass auf den Turboteil des Antriebs näher eingegangen wird.

Die fünf Triebwerke der Unterstufe sind an der Unterseite des Rumpfes angebracht. Der vordere Teil der Rumpfunterseite wird hierbei zur Vorkompression der Luft herangezogen, was durch die Formgebung des Rumpfes in diesem Bereich bewerkstelligt wird. Der Einlauf besitzt einen variablen Querschnitt, um die Lage des sich bildenden Stoßsystems regeln zu können. Dies wird durch ein System aus mehreren beweglichen Rampen erreicht. Der hintere Teil der Rumpfunterseite ist derart geformt, dass er zur weiteren Strömungsexpansion nach der zweidimensionalen Düse genutzt werden kann.

Neben der bekannten Machzahl- und Höhenabhängigkeit hat auch der Anstellwinkel α des Fluggerätes einen großen Einfluss auf den erzeugten Schub. Dies ist in der eingangs erwähnten Integration der Triebwerke in die Rumpfunterseite mit Vorkompression begründet. Daher sind die Schubkennfelder für Schubkräfte und -moment in Abhängigkeit von folgenden Größen modelliert:

$$F_x = F_x(M, h, \alpha, \Phi_L), \quad F_z = F_z(M, h, \alpha, \Phi_L), \quad M_F = M_F(M, h, \alpha, \Phi_L) \quad (2.42)$$

Die Schubkräfte werden in flugzeugfesten Koordinaten angegeben, wobei die Schubkomponenten aus Einlauf und Düse bereits zum Nettoschub zusammengefasst sind. Aus diesen

Komponenten setzt sich der Schubvektor $\vec{F} = [F_x, 0, F_z]^T$ zusammen. Das Schubmoment der Triebwerke, bezogen auf den Schwerpunkt, bestimmt sich nach der Beziehung:

$$M_F = M_y + F_x(z_{SP} - z_{ref}) + F_z(x_{SP} - x_{ref}) \quad (2.43)$$

Die einzelnen Schubkomponenten F_x , F_z und M_F werden durch Auslesen aus den entsprechenden Schubkennfeldern gewonnen, die von Höhe und Machzahl abhängen. Da bei diesem Antriebskonzept eine ausgeprägte Abhängigkeit vom Anstellwinkel besteht, wurden die Kennfelder für die Anstellwinkel $\alpha = 3^\circ$, 6° und 9° modelliert. Die Werte für den aktuellen Anstellwinkel werden durch Interpolation bestimmt. Bild 2.23 zeigt beispielhaft die Kennfelder für die Schubkomponenten F_x und F_z bei $\alpha = 3^\circ$ bei überstöchiometrischer Verbrennung (Vollschub), die restlichen Kennfelder sind im Anhang aufgeführt. Die Schubdaten für die Unterstufe basieren auf [40].

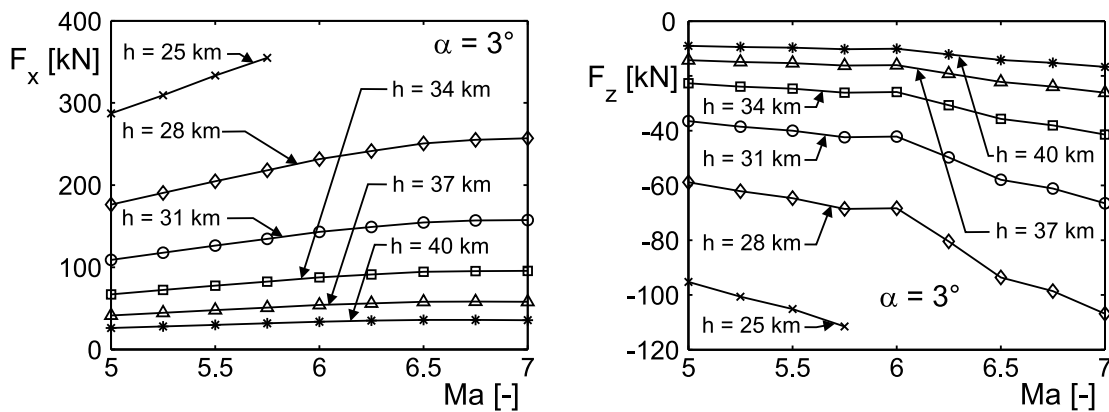
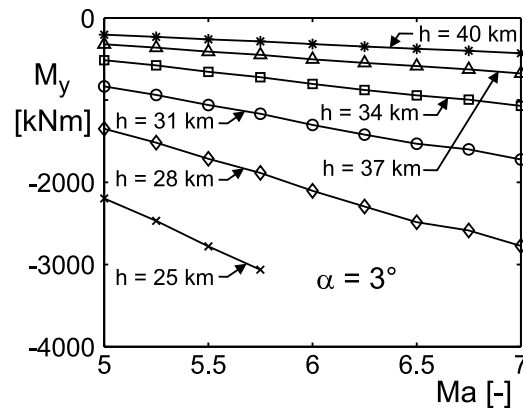


Bild 2.23: Schubkomponenten in longitudinaler und normaler Richtung, $\alpha = 3^\circ$, $\phi = 2.0$

Aus den Kennfeldern ist die deutliche Abhängigkeit des Schubs vom Anstellwinkel α ersichtlich. Dies liegt an der starken Integration des Triebwerks bzw. Einlaufs in die Rumpfunterseite und der damit verbundenen Erhöhung des Luftdurchsatzes bei höherem Anstellwinkel. Insbesondere die Schubkraftkomponente F_z ist hiervon betroffen. Weiterhin sehr deutlich ist die starke Abnahme der Schubkraft in großen Höhen. Dies ist ein für Staustrahltriebwerke typisches Phänomen.

Auch das Schubmoment (Bild 2.24) zeigt eine starke Abhängigkeit von Höhe und Anstellwinkel und kann über dem Flugbereich erheblich variieren. Dies hat insbesondere auf die Flugleistungen und Flugeigenschaften signifikante Auswirkungen, da die auftretenden Momente von den Steuerorganen kompensiert werden müssen. Hierbei können Probleme mit Trimmung und Stabilität des Fluggerätes auftreten.

Bild 2.24: Schubmoment, $\alpha = 3^\circ$, $\phi = 2.0$

Das geänderte Schubmoment geht mit einer Änderung des Schubvektorwinkels σ_F einher, der sich aus den Schubkomponenten errechnet:

$$\sigma_F = \arctan \frac{F_z}{F_x} \quad (2.44)$$

Der Schubvektorwinkel ändert sich zudem mit dem Äquivalenzverhältnis des Triebwerkes. Insbesondere bei gedrosseltem Triebwerk stellen sich erhebliche Schubvektorwinkel bei sehr großen, negativen Nettoschubkomponenten ein.

2.4.2 Oberstufe

Die raketentriebene Oberstufe wird am Separationspunkt von der Trägerstufe getrennt und führt anschließend einen Aufstieg in eine erdnahe Umlaufbahn aus. Dieser wird eingeleitet von der Zündung des Haupttriebwerkes ca. 5s nach Beginn der Separation von der Unterstufe. Es folgt ein mehrminütiges Vollschubsegment, bei dem die Orbitalstufe den größten Teil ihres Brennstoffes verbraucht. Im anschließenden antriebslosen Aufstieg wird ein Teil der kinetischen in potentielle Energie umgesetzt. Bei Erreichen der Orbithöhe erfolgt der Einschuss der Oberstufe in die vorgesehene Umlaufbahn mittels eines kurzen Schubimpulses. Nach Beenden der Orbitalmission kehrt das Fluggerät zum Ausgangsflughafen zurück. Die nachfolgenden Unterkapitel stellen die Unterstufe hinsichtlich Konfiguration, Aerodynamik und Antriebssystem vor.

2.4.2.1 Konfiguration

Die Oberstufe des betrachteten Flugsystems ist in Bild 2.25 schematisch dargestellt, aus dem Abmessungen und Geometrie ersehen werden können. In Tabelle 2.2 sind die wesent-

lichen Konfigurationsdaten und Abmessungen der Oberstufe zusammengefasst. Sämtliche massenabhängigen Daten sind auf die Masse zu Beginn des Separationsmanövers bezogen, welche im Rahmen dieser Arbeit relevant für die Untersuchungen ist. Die Daten basieren auf [40, 56].

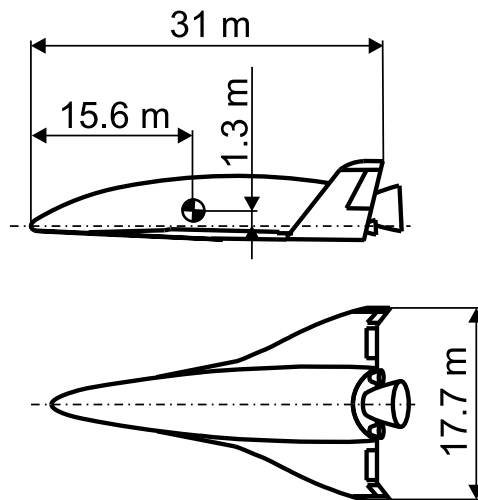


Bild 2.25: Abmessungen der Oberstufe

2.4.2.2 Aerodynamik

Der aerodynamische Datensatz der Orbitalstufe [14, 15, 16] besitzt in weiten Teilen den gleichen Aufbau wie der Trägerstufen-Datensatz. Auch hier sind Auftrieb und Widerstand im experimentellen, die restlichen Kräfte und Momente im körperfesten Koordinatensystem angegeben, die Berechnung erfolgt nach den Gln. (2.24) und (2.25).

Zur Steuerung besitzt auch die Oberstufe zwei Flügelhinterkantenklappen zur kombinierten Höhen- und Querrudersteuerung (Gl. 2.26), sowie Seitenruder an den beiden Seitenflossen. Die Seitenruder sind so konzipiert, dass sie jeweils nur nach aussen ausschlagen.

Zur Erzeugung zusätzlicher Nickmomente besitzt das Fluggerät noch eine Rumpfklappe, welche nur nach unten ausgeschlagen werden kann. Diese ist jedoch für den Betrieb bei Machzahlen von $M < 5$ vorgesehen und wird deshalb nicht modelliert.

Aerodynamische Beiwerte der Längsbewegung

Der Aufbau des Datensatzes für die Längsbewegung der Oberstufe ist weitgehend analog dem der Unterstufe, wobei auf Besonderheiten und Unterschiede gegebenenfalls eingegangen wird.

Bezeichnung	Größe
Bezugsflügelfläche	$S = 260.0 \text{ m}^2$
Bezugslänge, Längsbewegung	$l = 31.0 \text{ m}$
Bezugslänge, Seitenbewegung	$s = 8.0 \text{ m}$
Hebelarm des Höhenleitwerks	$y_h = 4.66 \text{ m}$
bez. Höhenleitwerkshebelarm	$\bar{y}_h = 0.29$
Masse, Separationspunkt	$m = 115\,000 \text{ kg}$
Massenträgheitsmomente, Separationspunkt	$I_x = 0.548 \cdot 10^6 \text{ kgm}^2$ $I_y = 3.740 \cdot 10^6 \text{ kgm}^2$ $I_z = 3.614 \cdot 10^6 \text{ kgm}^2$ $I_{xz} = -0.0459 \cdot 10^6 \text{ kgm}^2$
Bezugspunkt der Aerodynamik und des Triebwerkes	$x_{aero} = 15.60 \text{ m}$ $z_{aero} = 1.30 \text{ m}$
Schwerpunkt	$x_{SP} = 15.60 \text{ m}$ $z_{SP} = 1.30 \text{ m}$
Lage Haupttriebwerk	$x_{HTW} = 28.35 \text{ m}$ $z_{HTW} = 1.37 \text{ m}$
Schubvektorwinkel, HTW	$\sigma_{HTW} = \pm 10^\circ$
Lage OMS-Triebwerke	$x_{OMS} = 30.40 \text{ m}$ $y_{OMS} = \pm 1.80 \text{ m}$ $z_{OMS} = 1.70 \text{ m}$
Schubvektorwinkel, OMS	$\sigma_{OMS} = \pm 5^\circ$

Tabelle 2.2: Geometrie- und Konfigurationsdaten der Oberstufe

Auftrieb

Der Auftriebsbeiwert wird wie bei der Trägerstufe aus Anteilen für ausgeschlagenes, sowie nicht ausgeschlagenes Höhenruder gebildet:

$$C_A(\alpha, M, \eta_r, \eta_l) = C_{A,\eta=0}(\alpha, M) + \frac{\Delta C_A(\alpha, \eta_r) + \Delta C_A(\alpha, \eta_l)}{2} \quad (2.45)$$

Der Auftriebsbeiwert zeigt im betrachteten Machzahlbereich eine nahezu lineare Abhängigkeit vom Anstellwinkel α , die Abhängigkeit von der Machzahl M hat nichtlinearen Charakter (Bild 2.26).

Die Auftriebsinkremente infolge Höhenruderausschlag sind abhängig vom Anstellwinkel modelliert [27], da die Abhängigkeit von der Machzahl im betrachteten hohen Hyperschallbereich nur noch sehr gering ist. Bild 2.27 zeigt die Auftriebsinkremente für verschiedene

Ausschläge η der Hinterkantenklappen. Insbesondere bei betragsmäßig großen negativen Ausschlägen ist ein stark nichtlinearer Zusammenhang von Inkrement und Anstellwinkel zu beobachten.

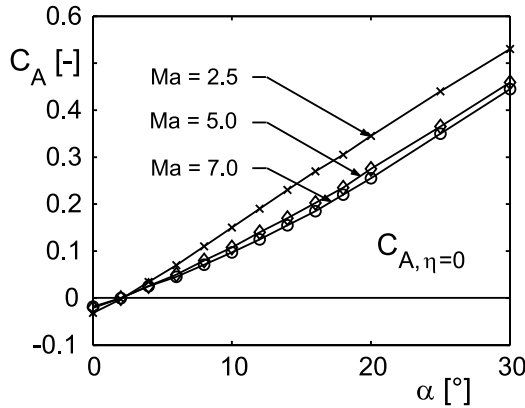
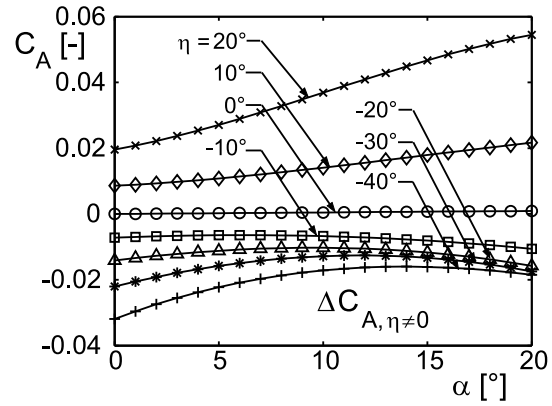
Bild 2.26: Auftriebsbeiwert bei $\eta = 0$ 

Bild 2.27: Auftriebsbeiwert aufgrund ausgeschlagener Hinterkantenklappen

Widerstand

Der Widerstandsbeiwert setzt sich aus folgenden Anteilen zusammen:

$$C_W(\alpha, M, h, \eta_r, \eta_l) = C_{W0,D}(M) + C_{W0,R}(M, h) + C_{W_i, \eta=0}(\alpha, M) + \frac{\Delta C_W(\alpha, M, \eta_r) + \Delta C_W(\alpha, M, \eta_l)}{2} \quad (2.46)$$

In Bild 2.28 sind die Nullwiderstandsanteile infolge Druck und Reibung dargestellt. Der Druckwiderstand nimmt mit steigender Machzahl ab, der Reibungswiderstand zeigt ähnliches Verhalten, weist zusätzlich aber eine nichtlineare Höhenabhängigkeit auf.

Der induzierte Widerstand bei nicht ausgeschlagenen Hinterkantenklappen (Bild 2.29) zeigt, ähnlich der Unterstufe, das im Hyperschall übliche Verhalten der quadratischen Polare über dem Anstellwinkel α .

Die Widerstandsinkremente infolge Klappenausschlages zeigt Bild 2.30. Sie sind nur in Abhängigkeit des Anstellwinkels modelliert und zeigen durchweg ausgeprägte Nichtlinearitäten. Während der Verlauf für positive Klappenwinkel ($\eta > 0$) nahezu quadratisch ist, sind bei negativen Klappenwinkeln fallende Widerstandsanteile mit steigendem Anstellwinkel zu beobachten.

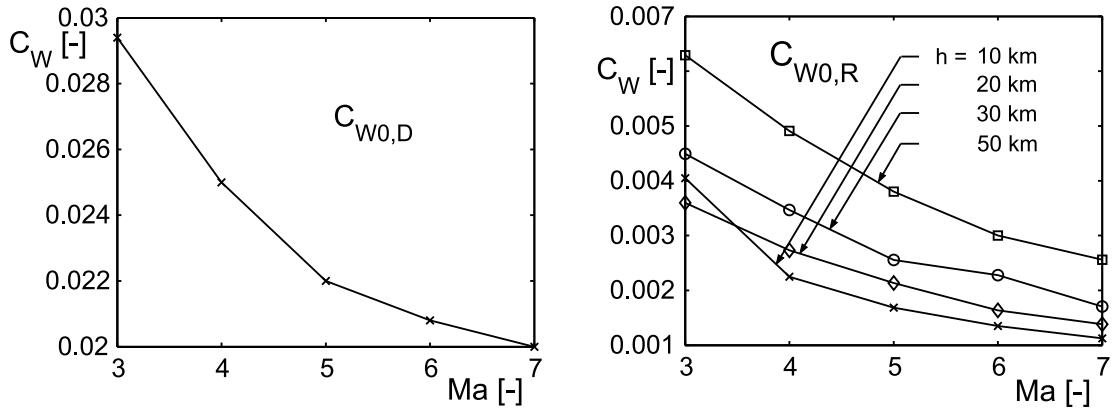
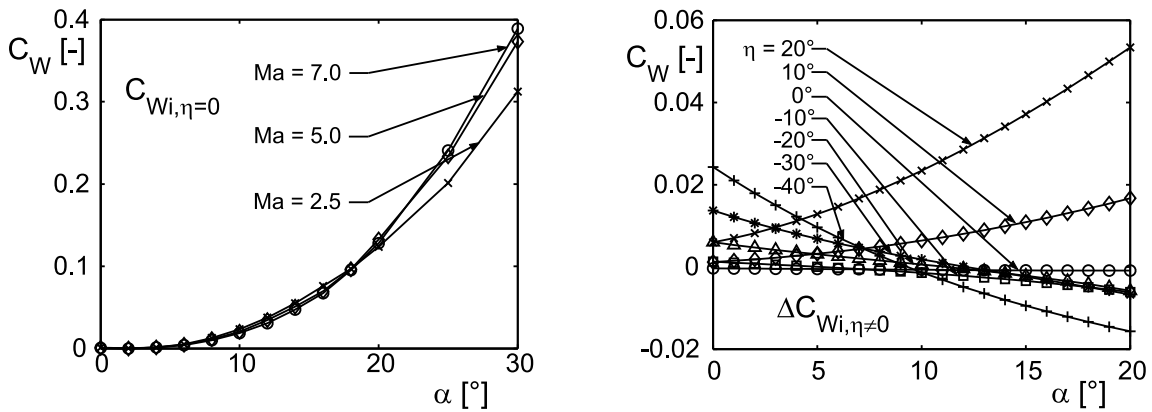


Bild 2.28: Nullwiderstand infolge Druck und Reibung

Bild 2.29: Induzierter Widerstand bei $\eta = 0$ Bild 2.30: Widerstandsbeiwert aufgrund ausgeschlagener Hinterkantenklappen

Nickmoment

Der Nickmomentenbeiwert der Oberstufe setzt sich aus dem statischen Anteil bezüglich dem aerodynamischen Bezugspunkt, einem dynamischen Anteil aufgrund Nickgeschwindigkeit, sowie einem Beitrag der aerodynamischen Kräfte zum Gesamtmoment aufgrund Schwerpunktverschiebung gegenüber dem Bezugspunkt zusammen:

$$C_m = C_{m,stat} + \Delta C_{m,SP} + \Delta C_{m,dyn}$$

Der statische Nickmomentenbeiwert wird aus folgenden Teilen gebildet:

$$C_{m,stat}(\alpha, M, \eta_r, \eta_l) = C_{m,\eta=0}(\alpha, M) + \frac{\Delta C_m(\alpha, M, \eta_r) + \Delta C_m(\alpha, M, \eta_l)}{2} \quad (2.47)$$

Bild 2.31 zeigt den Nickmomentenbeiwert bei nicht ausgeschlagenen Hinterkantenklappen. Hier sind starke Nichtlinearitäten hinsichtlich des Anstellwinkels und insbesondere der Machzahl zu beobachten, speziell für den niedrigen Überschallbereich wechselt der Nickmomentenbeiwert mehrfach das Vorzeichen. Im für diese Untersuchungen relevanten Bereich hoher Machzahlen zeigt sich ein beinahe quadratischer Verlauf mit dem Anstellwinkel α .

Das Nickmomenteninkrement aufgrund ausgeschlagener Hinterkantenklappen weist nicht-lineares Verhalten hinsichtlich des Anstellwinkels auf. Die bei Auftrieb und Widerstand beobachtete Verringerung der Wirksamkeit bei negativen Klappenausschlägen und großen Anstellwinkeln kann auch beim Nickmoment festgestellt werden (s. Bild 2.32).

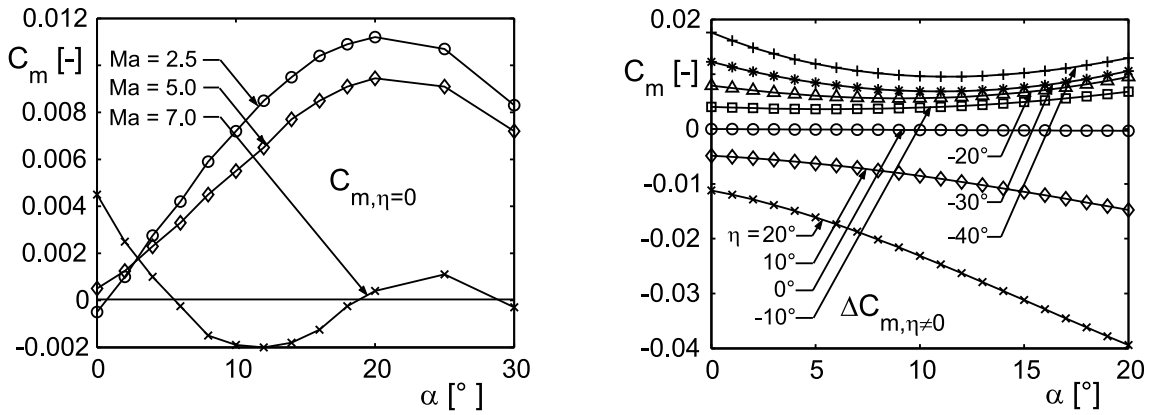


Bild 2.31: Nickmomentenbeiwert bei $\eta = 0$ Bild 2.32: Nickmomentenbeiwert aufgrund ausgeschlagener Hinterkantenklappen

Auch bei der Orbitalstufe sind die Momentenbeiwerte auf den aerodynamischen Referenzpunkt bezogen. Zur Bestimmung des Nickmomentes bezogen auf den Schwerpunkt müssen die Beiträge von Auftrieb und Widerstand berücksichtigt werden:

$$\Delta C_{m,SP} = \frac{\Delta x}{l_{ref}} (C_A \cos \alpha + C_W \sin \alpha) + \frac{\Delta z}{l_{ref}} (C_A \sin \alpha - C_W \cos \alpha)$$

Neben dem statischen Anteil des Nickmomentes wird auch der Einfluss der Nickdämpfung auf das dynamische Verhalten des Fluggerätes berücksichtigt. Analog zum Fall der Trägerstufe ist auch hier das Nickdämpfungsderivativ C_{mq} als Funktion des Anstellwinkels und der Machzahl modelliert. Somit ergibt sich die Nickdämpfung $\Delta C_{m,dyn}$ zu:

$$\Delta C_{m,dyn} = C_{mq} \frac{q l_{ref}}{2V}$$

Bild 2.33 zeigt die Nickdämpfung des Fluggerätes.

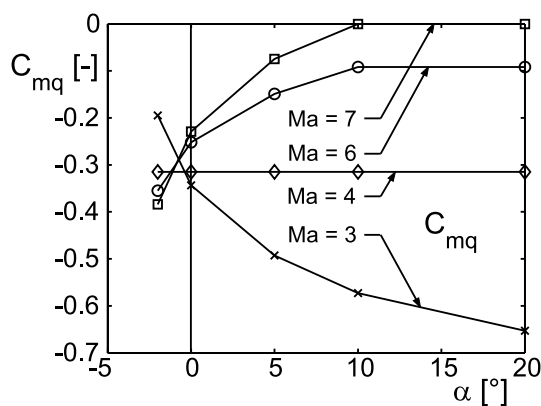


Bild 2.33: Nickdämpfung

Aerodynamische Beiwerte der Seitenbewegung

Die aerodynamischen Beiwerte der Seitenbewegung für die Oberstufe werden im körperfesten Koordinatensystem angegeben. Der Aufbau der entsprechenden Kennfelder erfolgt größtenteils analog zur Unterstufe.

Seitenkraft

Der Seitenkraftbeiwert der Oberstufe wird aus folgenden Anteilen ermittelt:

$$C_Y(\beta, M, \zeta) = C_{Y\beta}(M)\beta + C_{Y\zeta}(M)\zeta \quad (2.48)$$

Die Derivative $C_{Y\beta}$ und $C_{Y\zeta}$ werden nur in Abhängigkeit der Machzahl modelliert und zeigen eine deutliche Nichtlinearität hinsichtlich der Machzahl mit nahezu quadratischen Verläufen (s. Bilder 2.34 und 2.35).

Rollmoment

Der Rollmomentenbeiwert der Oberstufe besteht, analog zur Unterstufe, aus statischen und dynamischen Anteilen sowie dem Beitrag aus der Schwerpunktverschiebung:

$$C_l = C_{l,stat} + \Delta C_{l,SP} + \Delta C_{l,dyn}$$

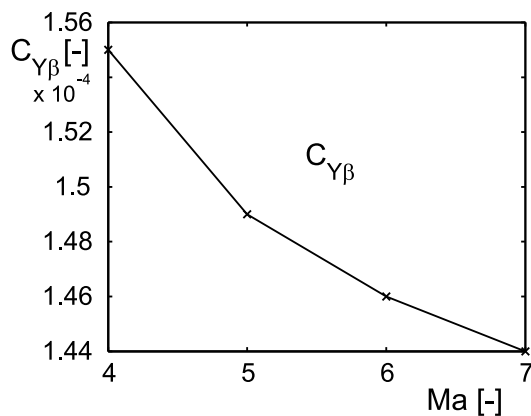


Bild 2.34: Schiebeseitenkraft

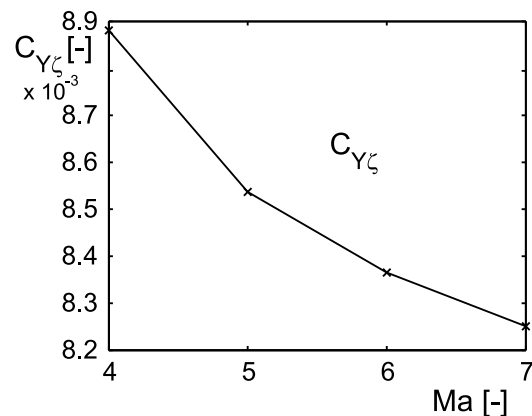


Bild 2.35: Seitenruder-Seitenkraft

Das statische Rollmoment besteht aus den Anteilen:

$$\begin{aligned}
 C_{l,stat} = & C_{l\beta}(\alpha, M)\beta + C_{l\zeta}(M)\zeta \\
 & + \bar{y}_h \cdot [(\Delta C_A(\alpha, M, \eta_l) - \Delta C_A(\alpha, M, \eta_r)) \cos \alpha \\
 & + (\Delta C_W(\alpha, M, \eta_l) - \Delta C_W(\alpha, M, \eta_r)) \sin \alpha]
 \end{aligned} \quad (2.49)$$

Das Schieberollmoment ist in Bild 2.36 aufgeführt. Es zeigt eine lineare Abhängigkeit vom Anstellwinkel α und eine nichtlineare Abhängigkeit in Bezug auf die Machzahl. Es besitzt über den gesamten betrachteten Bereich negative Werte und erfüllt somit die Bedingung für statische Stabilität.

Das Seitenruder-Rollmoment (Bild 2.37) ist in Abhängigkeit der Machzahl angegeben.

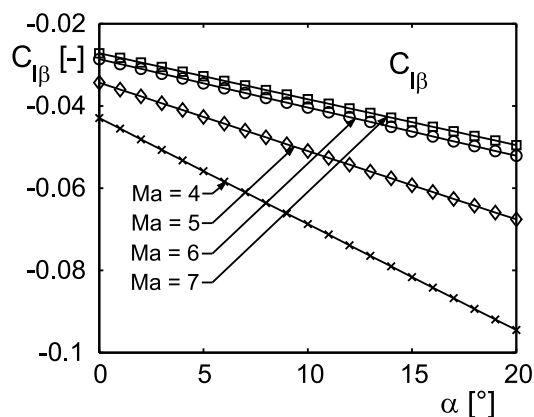


Bild 2.36: Schieberollmoment

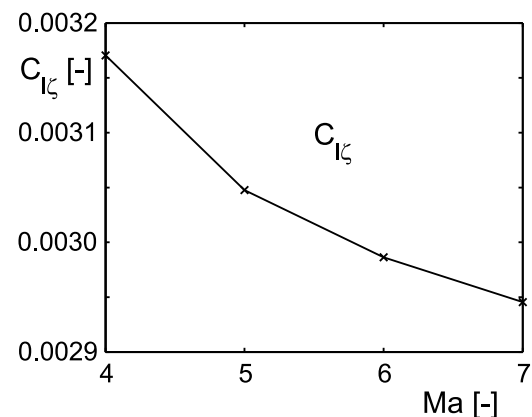


Bild 2.37: Seitenruder-Rollmoment

Der Beitrag aus Schwerpunktverschiebung für das Rollmoment wird von der Seitenkraft C_Y über den Hebelarm Δz eingebracht:

$$\Delta C_{l,SP} = \frac{\Delta z}{s_{ref}} C_Y$$

Die Rolldämpfung der Oberstufe ist in Bild 2.38 dargestellt. Sie hängt von der Machzahl und der Rollgeschwindigkeit p ab und zeigt mit steigender Machzahl betragsmäßig abnehmende Werte. Die Rolldämpfung errechnet sich nach:

$$\Delta C_{l,dyn} = C_{lp} \frac{ps_{ref}}{2V}$$

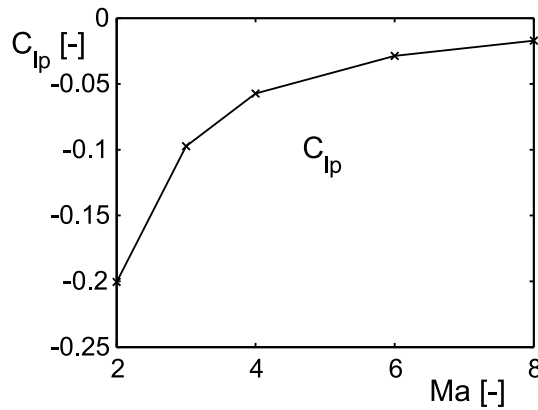


Bild 2.38: Rolldämpfung

Giermoment

Der Giermomentenbeiwert des Fluggerätes mit den statischen und dynamischen Anteilen wird nach Gl. (2.38) berechnet:

$$C_n = C_{n,stat} + \Delta C_{n,SP} + \Delta C_{n,dyn}$$

Der statische Giermomentenbeiwert wird beschrieben durch:

$$\begin{aligned} C_{n,stat}(\alpha, \beta, \zeta, M, \eta_r, \eta_l) = & C_{n\beta}(\alpha, M)\beta + C_{n\zeta}(M)\zeta \\ & + \bar{y}_h \cdot [(\Delta C_A(\alpha, M, \eta_l) - \Delta C_A(\alpha, M, \eta_r)) \sin \alpha \\ & - (\Delta C_W(\alpha, M, \eta_l) - \Delta C_W(\alpha, M, \eta_r)) \cos \alpha] \end{aligned} \quad (2.50)$$

Das Schiebegermoment fällt mit steigender Machzahl im relevanten Bereich nahezu linear ab, eine Abhängigkeit vom Anstellwinkel wurde nicht modelliert. Diese negative Windfahnenstabilität ist wie im Falle der Trägerstufe für die Flugeigenschaften als ungünstig einzustufen und muss durch ein geeignetes Regelungssystem kompensiert werden. Das Derivativ des Schiebegermomentes ist in Bild 2.39 dargestellt.

Bild 2.40 zeigt das Seitenruder-Giermoment, das nur von der Machzahl abhängt.

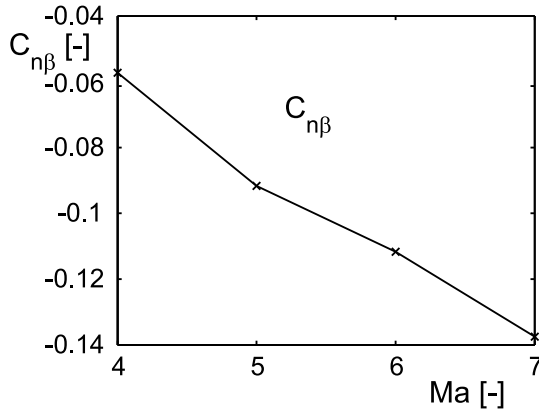


Bild 2.39: Schiebegermoment

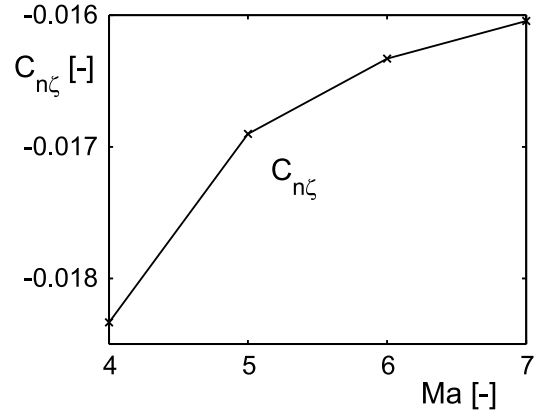


Bild 2.40: Seitenruder-Giermoment

Der Anteil am Giermoment durch Schwerpunktverschiebung wird durch folgende Beziehung beschrieben:

$$\Delta C_{n,SP} = \frac{\Delta x}{s_{ref}} C_Y$$

Der Beitrag der Gierdämpfung $\Delta C_{n,dyn}$ zum Giermomentenbeiwert wird als Funktion der Machzahl M und der Giergeschwindigkeit r modelliert:

$$\Delta C_{n,dyn} = C_{nr} \frac{r s_{ref}}{2V}$$

Die im Hyperschall ohnehin relativ geringe Gierdämpfung nimmt mit steigender Machzahl betragsmäßig stark ab. Der Verlauf des Gierdämpfungs-Derivativs ist in Bild 2.41 dargestellt.

2.4.2.3 Antrieb

Der Antrieb der Oberstufe besteht aus einem Raketentriebwerk mit einem Nettoschub von $F_{max,HTW} = 1500$ kN und zwei Manövriertriebwerken mit jeweils $F_{OMS} = 40$ kN Schub [40].

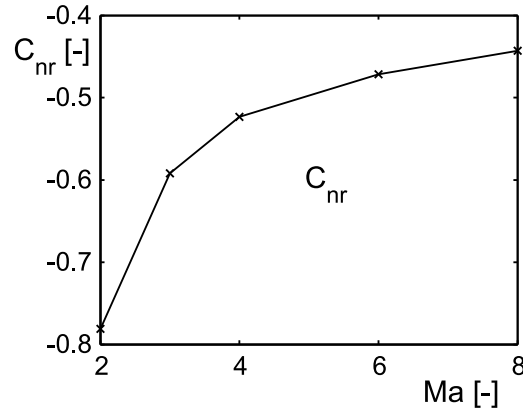


Bild 2.41: Gierdämpfung

Für die Triebwerke dient kryogener, flüssiger Wasserstoff (LH₂) und Sauerstoff (LO₂) als Treibstoff. Der Schub des Triebwerkes berechnet sich nach:

$$F_{HTW} = \delta_{HTW} \cdot F_{max,HTW} \quad (2.51)$$

Dabei kann der Drosselgrad δ die Werte 0 oder 1 annehmen. Der konstante Verbrauch des Haupttriebwerkes beträgt $\dot{m}_T = 310 \text{ kg/s}$, der Verbrauch der Orbital-Maneuvering-System- (OMS) Triebwerke ist vergleichsweise gering und wird hier vernachlässigt. Das Haupttriebwerk kann um seinen Kraftangriffspunkt in der Symmetrieebene der Oberstufe geschwenkt werden, wobei der Schubvektorwinkel $\sigma = \pm 10^\circ$ betragen kann [27]. Die OMS-Triebwerke sind parallel zur xy -Ebene des Fluggrätes mit einem Winkel von jeweils 5° nach außen angebracht. Unter Berücksichtigung der geometrischen Beziehungen ergeben sich die Schubreaktionen zu:

$$\vec{F}_{HTW} = \delta_{HTW} \cdot F_{max,HTW} \begin{bmatrix} \cos \sigma_{HTW} \\ 0 \\ -\sin \sigma_{HTW} \end{bmatrix}, \quad \vec{F}_{OMS} = 2\delta_{OMS} \cdot F_{max,OMS} \begin{bmatrix} \cos \sigma_{OMS} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2.52)$$

Hier wird der Gesamtschub der beiden OMS-Triebwerke angegeben, wobei sich die y -Komponenten der nach außen gerichteten Triebwerke aufheben. Mit den Schubreaktionen lässt sich dann das Gesamtschubmoment bezogen auf den Schwerpunkt berechnen:

$$M_y = -F_{HTW,x}(z_{HTW} - z_{SP}) + F_{HTW,z}(x_{HTW} - x_{SP}) - F_{OMS,x}(z_{OMS} - z_{SP}) \quad (2.53)$$

2.5 Atmosphäre

Die Größen Luftdichte, Temperatur und Schallgeschwindigkeit werden in Anlehnung an die Norm-Atmosphäre DIN 5450 [71] berechnet, die sich an die US-Standardatmosphäre anlehnt.

2.6 Gravitation

In der vorliegenden Arbeit wird ein Modell für sphärische Erde verwendet. Dabei wird auch die Abhängigkeit der Erdbeschleunigung von der Höhe berücksichtigt. Der für die Berechnungen verwendete mittlere Erdradius beträgt:

$$r_E = 6371\text{km}$$

Die Berücksichtigung der Erdkrümmung beinhaltet die Abnahme der Erdbeschleunigung g mit zunehmender Höhe. Sie berechnet sich nach der Beziehung:

$$g(h) = g_0 \left(\frac{r_E}{r_E + h} \right)^2 \quad (2.54)$$

Hierbei wird für die Konstante der übliche Normwert am Äquator der Erde von $g_0 = 9.80665 \text{ m/s}^2$ verwendet.

2.7 Zusammenfassung

Für die Simulation und die Untersuchung der Stabilität des Flugsystems wird ein nichtlineares Bewegungsgleichungssystem hergeleitet, das die Bewegung der Flugzeuge über einer runden Erde beschreibt.

Neben den Bewegungsgleichungen sind Modelle bezüglich der Kräfte und Momente nötig, die an dem Flugsystem angreifen. Die Modelle für die aerodynamischen Kräfte und Momente für beide Fluggeräte gehen aus Windkanalmessungen hervor, die teilweise um numerische Berechnungen erweitert wurden. Diese sind in Form von Kennfeldern abgelegt, die von der Simulation ausgelesen werden.

Das Antriebsmodell der Unterstufe bildet ein Staustrahltriebwerk ab, wie es ab etwa $M = 3.5$ verwendet wird. Hierbei muss besonders auf eine genaue Modellierung geachtet werden, da der Antrieb im Hyperschallflug wegen des stark variierenden Schubvektorwinkels großen Einfluss auf die Trimmbarkeit des Fluggerätes hat. Ähnlich zum Aerodynamikmodell ist das Antriebsmodell der Unterstufe in Form von Kennfeldern vorhanden. Auf eine

instationäre Modellierung des Triebwerks wurde aus Gründen der Einfachheit verzichtet, da der Schwerpunkt der Untersuchungen auf der Stufentrennung liegt, die bei konstantem Triebwerksschub stattfindet. Der Raketenantrieb der Oberstufe ist in Form relativ einfacher Korrelationen für den Schub implementiert.

Für die Atmosphäre und Schwerkraft werden übliche Ansätze verwendet. Dabei entspricht das Atmosphärenmodell der Standardatmosphäre. Für die Gravitation wird ein eindimensionaler Ansatz gewählt.

Kapitel 3

Separationsmanöver

3.1 Einführung

Derzeitige Untersuchungen bezüglich zukünftiger Raumtransportsysteme stehen hauptsächlich unter der Prämisse einer größtmöglichen Senkung der Transportkosten für Nutzlasten in erdnahe Umlaufbahnen. Dabei wäre die Realisierung einstufiger Flugsysteme wünschenswert, welche eine deutliche Kostenersparnis versprechen würde. Es hat sich jedoch gezeigt, dass die Entwicklung solcher Single-Stage-to-Orbit- (SSTO-) Systeme mit überaus großen Problemen verbunden ist, welche an einer Realisierung derartiger Transportsysteme in absehbarer Zukunft zweifeln lassen [11].

Deshalb konzentrieren sich die meisten Forschungsvorhaben auf zweistufige Systeme, welche eine höhere Nutzlastkapazität bei gleichzeitiger besserer Umsetzbarkeit erwarten lassen. Zweistufige (Two-Stage-to-Orbit, TSTO) Transportsysteme bieten den Vorteil, dass das Fluggerät nicht seine gesamte Masse vom Startplatz bis in den Orbit befördern muss, was die benötigte Brennstoffmenge erhöhen bzw. die Nutzlastkapazität verringern würde, sondern nur ein Teil der Gesamtmasse für den Aufstieg benötigt wird.

Dies erfordert jedoch die Trennung der beiden Stufen an geeigneter Stelle, wobei die Orbitalstufe umso kleiner ausgeführt sein kann, je höher ihr Energieniveau zum Zeitpunkt der Separation ist. Des Weiteren werden an die Stufentrennung zahlreiche Anforderungen gestellt, welche Geschwindigkeit und Sicherheit des Manövers betreffen.

Im Falle des vorliegenden Transportsystems wird als Ausgangspunkt der Stufentrennung eine Höhe von 35 km bei einer Trennungsmachzahl von $M = 6.8$, gewählt. Das Separationsmanöver kann in drei Hauptphasen eingeteilt werden. In der ersten Phase beginnt das Flugsystem mit einem Beschleunigungsflug, an dessen Ende ein Hochziehmanöver stattfindet, um die Orbitalstufe in eine für die Trennung günstige Position zu bringen. Während der zweiten Phase wird die Orbitalstufe mittels eines Ausfahrgestelles auf dem Rücken der Trägerstufe in die Trennungsposition ausgefahren. Dadurch wird eine günstige Um-

strömung der Orbitalstufe erreicht, welche in Verbindung mit einer Anstellwinkeldifferenz zwischen Ober- und Unterstufe gewährleistet, dass ein ausreichender Auftrieb vorhanden ist um den Separationsvorgang durchzuführen. Die dritte Phase beginnt mit dem Lösen der Verankerungen am Ausfahrgerüst, wodurch die Orbitalstufe nicht mehr mit der Trägerstufe verbunden ist und mit der Separationsbewegung beginnen kann.

Die Stufentrennung erfolgt in Äquatornähe in östlicher Flugrichtung, um die Erdrotation in vollem Maße für die Beschleunigung des Fluggerätes nutzen zu können. Zudem wird das Trennmanöver während eines Parabelfluges ausgeführt, da so wegen des geringen Lastfaktors die Trennung des Flugsystems begünstigt wird.

Nach dem Lösen der Verankerungen leitet die Orbitalstufe eine Nickbewegung ein, um den Anstellwinkel und damit den Auftriebsbeiwert zu erhöhen. Während der dritten Phase sind die OMS-Triebwerke der Orbitalstufe in Betrieb, um einen Longitudinalversatz zum Heck der Trägerstufe hin zu vermeiden, bzw. möglichst klein zu halten. Nach ca. 5 s, bzw. mit Erreichen eines Schwerpunktsabstandes von ca. 30 m, wird das Haupttriebwerk der Orbitalstufe gezündet, und diese kann mit dem Aufstieg zu ihrer Orbitalmission beginnen. Die Trägerstufe leitet nach Beendigung der Stufentrennung ein Wendemanöver ein und beginnt mit dem Rückflug zum Ausgangsflughafen.

Die wichtigste Forderung für das Trennmanöver ist die nach der unbedingten Vermeidung einer Annäherung der beiden Fluggeräte nach der Trennung. Hier besteht die größte Gefahr einer Kollision und damit des Totalverlustes des gesamten Flugsystems. Diese Forderung impliziert die Notwendigkeit einer möglichst schnellen Vergrößerung des Abstandes der beiden Fluggeräte, da die Kollisionsgefahr zu Beginn der Separation am größten ist und mit steigendem Abstand immer mehr abnimmt.

Zur Beschleunigung der Separationsbewegung muß die Orbitalstufe nach dem Lösen der Verankerungen möglichst schnell einen großen Anstellwinkel aufbauen, um durch den vergrößerten Auftrieb eine große Relativbeschleunigung gegenüber der Trägerstufe zu erfahren. Dies geht mit einer großen Nickgeschwindigkeit der Orbital- gegenüber der Trägerstufe einher. Aus Gründen der Kollisionssicherheit ist aber eine Annäherung des Hecks der Oberstufe an die Unterstufe unbedingt zu verhindern, weswegen dem Aufbau großer Nickbeschleunigungen der Oberstufe sehr enge Grenzen gesetzt sind. Diesbezüglich wurden in früheren Arbeiten bereits Optimalwerte erarbeitet, die im Folgenden noch vorgestellt werden [87]. Weiterhin muss zur Kollisionsvermeidung ein zu großer Versatz der Oberstufe sowohl in longitudinaler als auch in lateraler Richtung unterbunden werden. Hier wäre eine Kollisionsgefahr der Orbitalstufe mit den Seitenleitwerken der Trägerstufe vorhanden. Es ist daher unerlässlich, dass die vorgegebene Trajektorie für den Oberstufenaufstieg möglichst genau eingehalten wird. Dies ist insbesondere deswegen wichtig, da die Stufentrennung im vorliegenden Falle bei sehr hoher Geschwindigkeit und in großer Höhe erfolgt. Dadurch können schon kleine Abweichungen in den Ausgangsbedingungen entscheidende Auswirkungen auf die Flugbahnen der sich trennenden Fluggeräte haben.

Die hohe Fluggeschwindigkeit des Flugsystems bei der Stufentrennung ruft zudem ausgeprägte aerothermodynamische Wechselwirkungen zwischen Ober- und Unterstufe hervor. Durch Reflexionen zwischen den Bugstößen von Ober- und Unterstufe entstehen starke Interferenzen, die die Aerodynamik der beiden Fluggeräte beeinflussen. Dadurch entstehen Veränderungen der angreifenden Kräfte und Momente, welche sowohl von der relativen Lage der Stufen zueinander, als auch vom Stufenabstand abhängen. Diese Interferenzerscheinungen, welche sich auf Kräfte und Momente nicht nur der Längs- sondern auch der Seitenbewegung auswirken und somit die Flugeigenschaften der Fluggeräte grundlegend verändern, stellen eine substanzielle Gefahr für das Flugsystem dar und bedürfen deshalb genauer Untersuchung.

Im Folgenden sollen nun die Interferenzeffekte der Längs- und Seitenbewegung näher betrachtet werden. Hierbei werden grundsätzlich sowohl Unter- als auch Oberstufe in ihren aerodynamischen Eigenschaften beeinflusst. Im Falle der Seitenbewegung ist jedoch eine substantielle Veränderung der Aerodynamik der Trägerstufe nicht erkennbar [48]. Dies ist in erster Linie durch den Größen- und Massenunterschied der Fluggeräte zu erklären. Dadurch wird die Orbitalstufe von der Trägerstufe außerordentlich stark beeinflusst, wohingegen die Orbitalstufe auf die Trägerstufe keinen merklichen Einfluss ausübt. Aus diesem Grunde wird in den nachfolgenden Untersuchungen nur die Seitenbewegung der Orbitalstufe auf ihre Veränderungen durch die Interferenz hin untersucht.

Des Weiteren werden Gefährdungspotenziale identifiziert, die hinsichtlich einer kollisionsfreien Separationsbewegung berücksichtigt und mittels eines geeigneten Regelungskonzeptes verringert werden müssen.

3.2 Referenzbahn

Die Separationsbewegung zeichnet sich durch in hohem Maße instationäre Flugzustände aus, wobei große Änderungen des Anstellwinkels α und der Nickgeschwindigkeit q auftreten. Im Normalfall soll die Stufentrennung eines zweistufigen Raumtransportsystems unter Einhaltung eines symmetrischen Flugzustandes ausgeführt werden. Hierbei durchfliegen die sich trennenden Fluggeräte eine Flugbahn, die aus Optimierungsbetrachtungen, hinsichtlich der zuvor erwähnten Vorgaben und Beschränkungen, hervorgegangen ist. Die für das betrachtete Flugsystem verwendete Flugbahn basiert auf [87].

Ausgangspunkt ist der Beginn der Trennung der beiden Stufen. Tabelle 3.1 zeigt die wichtigsten Zustandsgrößen des Flugsystems zum Zeitpunkt des Lösen der Verankerungen. Diese Werte sollen fortan zur Beschreibung des Referenzflugzustandes dienen, welcher als Grundlage für die folgenden Untersuchungen dient.

Ausgehend von diesem Flugzustand beginnt die Oberstufe die Stufentrennung mit dem Einleiten einer Nickbewegung, um den Anstellwinkel zu erhöhen. Aufgrund des geringen Abstandes zur Oberseite der Trägerstufe besteht durch diese Rotation die Gefahr einer

Größe	Wert
Fluggeschwindigkeit	$V_{1,2} = 2140 \text{ m/s}$
Flugmachzahl	$M = 6.83$
Flughöhe	$h = 35.0 \text{ km}$
Bahnwinkel	$\gamma_{1,2} = 4.0^\circ$
Lastfaktor	$n_z = 0$
Anstellwinkel US	$\alpha_1 = 2.4^\circ$
Anstellwinkeldifferenz OS-US	$\Delta\alpha = 1.0^\circ$

Tabelle 3.1: *Referenz-Flugzustand zu Beginn der Stufentrennung*

übermäßig großen Annäherung des Hecks der Oberstufe an die Rumpfoberseite der Trägerstufe. Diese Bewegung kann im ungünstigsten Falle eine Berührung und damit Beschädigung der beiden Fluggeräte zur Folge haben. Daraus wird ersichtlich, dass eine alleinige Betrachtung des Schwerpunktsabstandes zwischen Orbital- und Trägerstufe noch keine Aussage über die Kollisionssicherheit der betrachteten Trajektorie ermöglicht. Dies ist darin begründet, dass die Flugbahn, welche den schnellsten Aufbau eines großen Abstandes ermöglicht, gleichzeitig mit einer ausgeprägten Rotation der Orbitalstufe verbunden ist. Diese ist aber aus den o.g. Gründen zu vermeiden.

Ziel ist deswegen eine Flugbahn, die unter Berücksichtigung der angesprochenen Forderungen die größtmögliche Relativbeschleunigung zwischen den Fluggeräten, bei gleichzeitiger Vermeidung einer Annäherung des Oberstufenhecks an die Unterstufe, gewährleistet. Die in Bild 3.1 gezeigte Flugbahn zeichnet sich dadurch aus, dass durch die Einhaltung eines festen Verhältnisses der Vertikalbeschleunigungen von Heck und Schwerpunkt der Oberstufe eine Annäherung der Fluggeräte in der beschriebenen Weise verhindert wird. Durch Vorgabe des Verhältnisses der Beschleunigungen wird, je nach dessen Größe, der Drehpunkt der Oberstufe für die Rotation in Richtung Heck verschoben. Damit kann eine unakzeptable Annäherung der Ober- an die Unterstufe vermieden werden. Diese im Hinblick auf Kollisionssicherheit und Separationsgeschwindigkeit optimierte Bahn soll im Folgenden als Referenz für die Separationsbewegung dienen.

Diese Referenzbahn zeichnet sich durch einen relativ langsamen Aufbau des Anstellwinkels der Oberstufe aus. Dabei wird bei konstanter Nickbeschleunigung die Nickgeschwindigkeit der Orbitalstufe stetig erhöht. Kurz vor Erreichen des maximal zulässigen Anstellwinkels erfolgt die Derotation, danach wird der maximale Anstellwinkel beibehalten. Während des gesamten Trennmanövers fliegt die Trägerstufe mit konstantem Anstellwinkel mit minimalem Auftrieb, was die schnelle Trennung der Fluggeräte begünstigt.

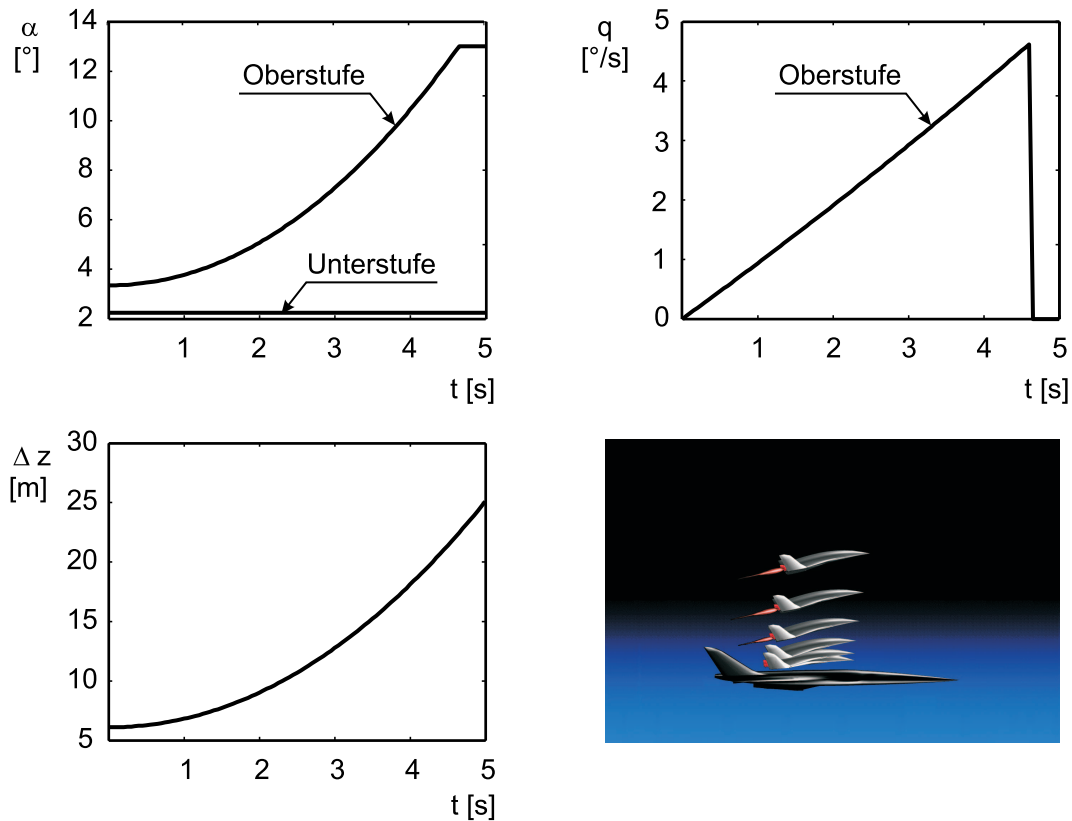


Bild 3.1: Referenzbahn für die Stufentrennung

3.3 Aerodynamische Interferenz der Längsbewegung

Die Separationsbewegung wird durch die auftretenden aerothermodynamischen Interferenzeffekte ganz entscheidend beeinflusst. Hiervon sind sowohl die Flugleistungen, als auch die Flugeigenschaften beider Fluggeräte betroffen. Die gegenseitige Beeinflussung der Träger- und Orbitalstufe rührt dabei von der Wechselwirkung der Fluggeräte mit dem, von der jeweils anderen Stufe induzierten, Verdichtungsstoß her. So wird zum einen die Trägerstufe vom Bugstoß der Orbitalstufe beeinflusst, welcher je nach relativer Lage und Anstellwinkel auf dem Rücken der Unterstufe auftritt. Dies hat erhebliche Auswirkungen sowohl auf Auftrieb und Widerstand, als auch auf das Nickmoment des Fluggerätes. Die ebenfalls erheblichen Auswirkungen der Interferenz auf die Aerodynamik der Orbitalstufe sind auf das Auftreffen des Bugstosses der Trägerstufe im Nasenbereich der Orbitalstufe und auf die Beschaffenheit des Strömungsfeldes der Trägerstufe zurückzuführen.

Das hier verwendete Modell für die interferenzbedingten aerodynamischen Inkremente der Längsbewegung basiert auf dem in [87, 2] Erarbeiteten. Da im Rahmen dieser Arbeit dynamische Untersuchungen auch für die von der Interferenz unbeeinflussten Fluggeräte durchgeführt wurden, wurde für die Darstellung der Interferenzeffekte die Form des Inkrements gewählt, d.h. der Beitrag zur Aerodynamik aus der gegenseitigen Beeinflussung von

Ober- und Unterstufe wird in Form eines Inkrementes ΔC_i zum jeweiligen aerodynamischen Beiwert addiert:

$$C_{i,ges} = C_i + \Delta C_i \quad (3.1)$$

Die im Folgenden vorgestellten Beiwerte für die Längsbewegung zeigen durchweg starke Abhängigkeiten von der relativen Lage der Fluggeräte zueinander, sowie vom Anstellwinkel und insbesondere vom Abstand, den die Oberstufe vom Rückenbereich der Unterstufe hat. Bild 3.2 verdeutlicht die geometrischen Zusammenhänge bei der Betrachtung der Interferenzeffekte.

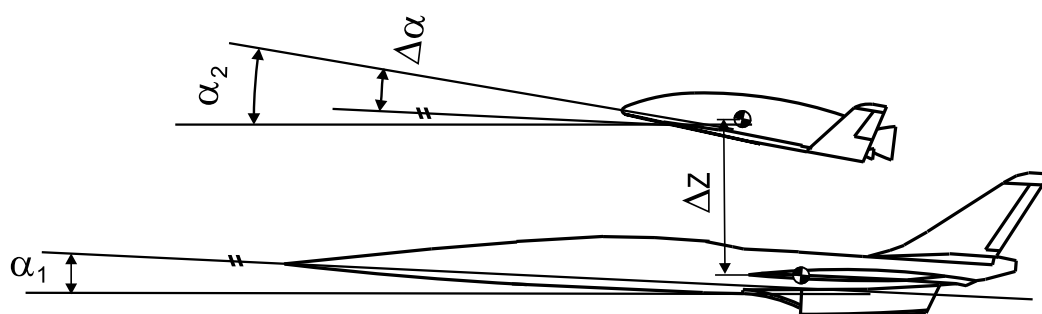


Bild 3.2: Schematische Darstellung des Flugsystems bei der Stufentrennung

3.3.1 Unterstufe

Auftrieb

Für die Unterstufe des betrachteten Flugsystems bewirkt die Beeinflussung durch die Oberstufe in der Längsbewegung in erster Linie eine Verringerung des Auftriebs gegenüber der natürlichen Aerodynamik des Fluggerätes. Die auffallendste Verknüpfung besteht mit dem Stufenabstand. Hier zeigt sich, dass der Auftrieb um so stärker gemindert wird, je geringer der Abstand zwischen beiden Stufen ist. Umgekehrt nimmt die Beeinflussung mit zunehmendem Stufenabstand ab, bis sie nach Verlassen des Einflussbereiches ganz abgeklungen ist. Ein weiterer Einfluss auf die Stärke der Interferenz lässt sich im relativen Anstellwinkel $\Delta\alpha$ erkennen. Hier verringert sich der Auftrieb der Unterstufe bei einer Erhöhung des relativen Anstellwinkels. Die Verläufe des Auftriebsinkrementes in Abhängigkeit der einzelnen Einflussparameter sind in Bild 3.3 dargestellt.

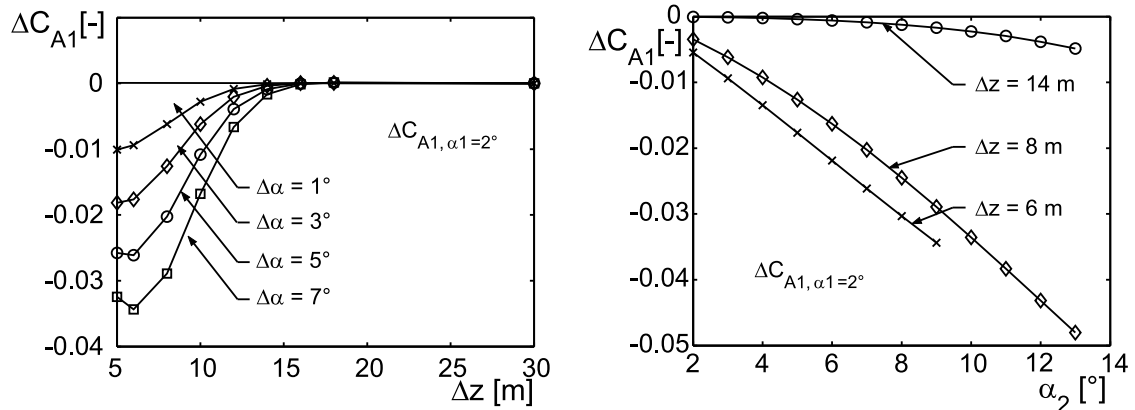


Bild 3.3: Auftriebsinkrement der Unterstufe infolge Interferenz

Widerstand

Der Widerstandsbeiwert der Trägerstufe wird, durch die Interferenz der beiden Stufen bei kleinen Abständen, erhöht. Hierbei hat der relative Anstellwinkel nur recht geringen Einfluss auf die Größe des Inkrementes. Mit zunehmendem Abstand der Fluggeräte nimmt der Widerstand der Unterstufe ab bis auf den Wert, der dem des unbeeinflussten Fluggerätes entspricht. Bild 3.4 zeigt den Verlauf des Widerstandsinkrements für die Trägerstufe.

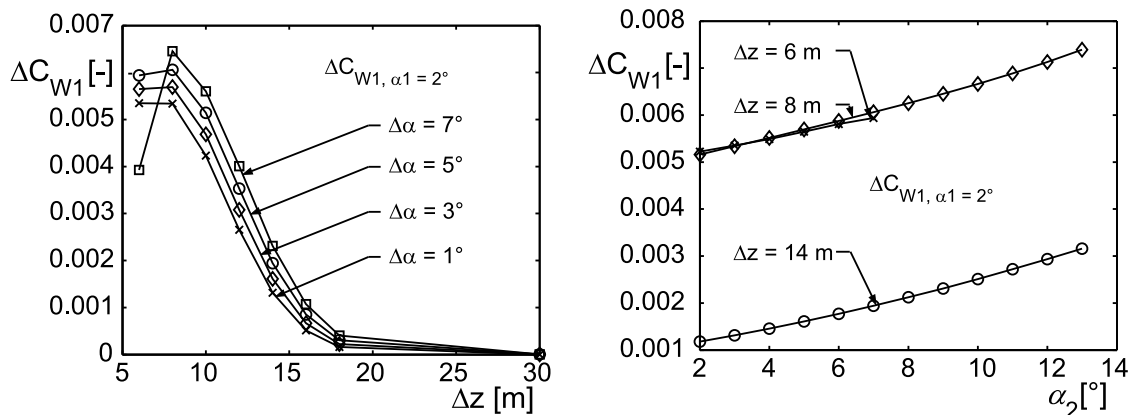


Bild 3.4: Widerstandsinkrement der Unterstufe infolge Interferenz

Nickmoment

Der Verlauf des Nickmomenteninkrements aufgrund Interferenz für die Trägerstufe zeigt eine ausgeprägte Abhängigkeit vom Abstand. Hierbei jedoch steigt der Wert des Nickmomentes zunächst an, um mit weiter steigendem Abstand schließlich wieder abzufallen. Ab einer Entfernung von ca. 20 m ist keine Interferenz mehr spürbar. Auch der relative

Anstellwinkel wirkt sich auf die Größe des Nickmomentes aus, wobei eine Erhöhung ein Anwachsen des Nickmomenteninkrements bewirkt (Bild 3.5).

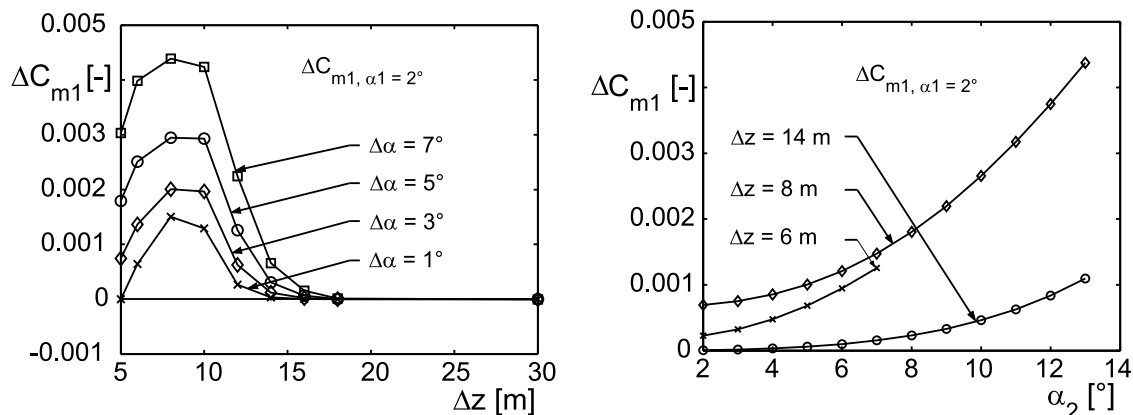


Bild 3.5: Nickmomenteninkrement der Unterstufe infolge Interferenz

3.3.2 Oberstufe

Auftrieb

Im Gegensatz zur Trägerstufe wird bei der Orbitalstufe der Auftrieb im Nahbereich gegenüber dem unbeeinflussten Wert gesteigert, was die Stufentrennung unterstützt. Speziell für kleine Anstellwinkel ist dieser, einer schnellen Separationsbewegung förderliche, Effekt festzustellen. Bei kleinen Abständen ist hierbei jedoch ein geringerer Anstieg des Auftriebs mit dem Anstellwinkel zu beobachten. Dieser Effekt hat bei sehr kleinen Abständen zur Folge, dass der Auftrieb mit steigendem Anstellwinkel abnimmt (Bild 3.6). Dieser Effekt läßt auf eine Abschattung der Orbitalstufe durch die Trägerstufe schließen.

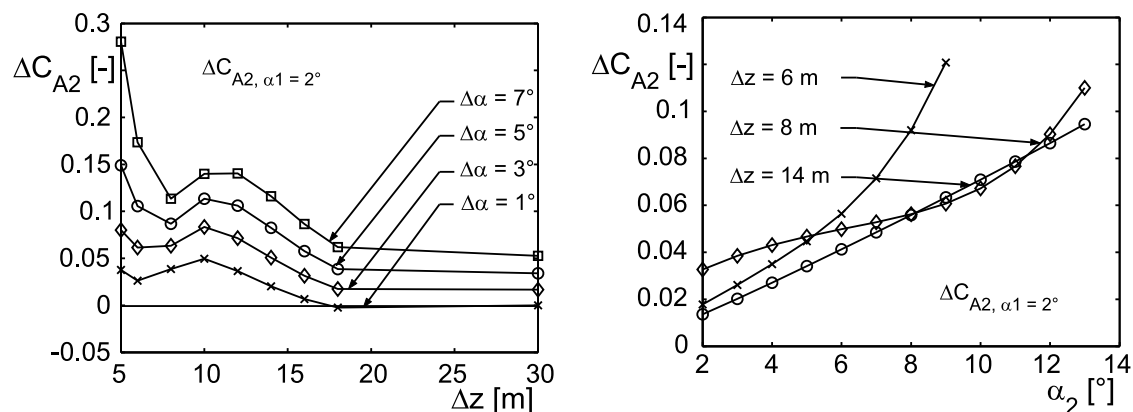


Bild 3.6: Auftriebsinkrement der Oberstufe infolge Interferenz

Widerstand

Bei großem Abstand zur Trägerstufe nimmt der Widerstand der Orbitalstufe quadratisch mit dem Anstellwinkel zu. Dieser Effekt wird im Nahbereich bei kleinem Abstand abgeschwächt, bis der Widerstand mit steigendem Anstellwinkel der Gesamtkonfiguration sogar absinkt. Dies ist auf die Abschattung der Orbital- durch die Trägerstufe zurückzuführen. (Bild 3.7).

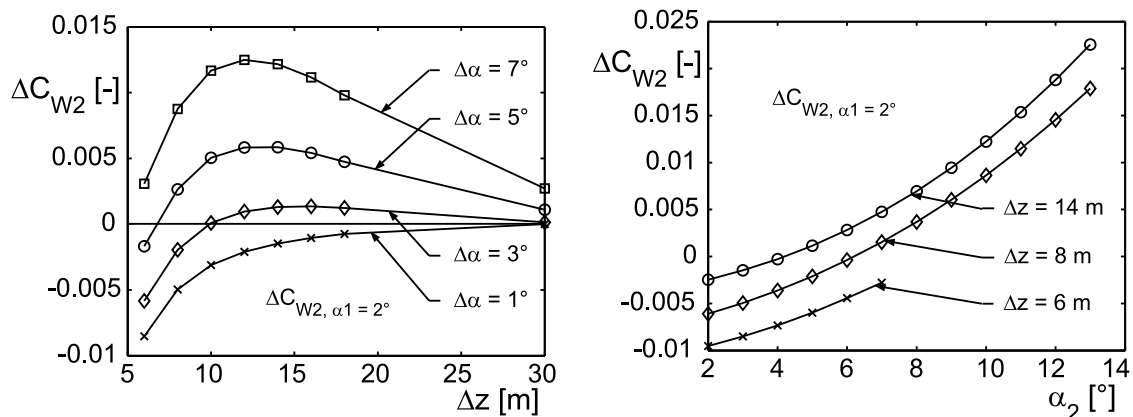


Bild 3.7: Widerstandsinkrement der Oberstufe infolge Interferenz

Nickmoment

Der Verlauf des Nickmomenteninkrements aufgrund Interferenz zeigt über den betrachteten Bereich zahlreiche Werte- und Gradientenänderungen, wie Bild 3.8 zeigt. Vor allem der Stufenabstand hat großen Einfluss auf den Wertebereich des Nickmoments. Gerade im Bereich sehr kleiner Abstände sind starke Änderungen des Nickmoments zu beobachten. Dieser für die Beherrschung des Separationsmanövers sehr ungünstige Effekt wird noch durch die deutliche Abhängigkeit des Nickmomentes vom relativen Anstellwinkel verstärkt. Hier führt eine Vergrößerung des relativen Anstellwinkels zu einer signifikanten Erhöhung des Nickmomenteninkrements. Allerdings klingt dieser Effekt mit wachsendem Abstand recht schnell ab.

3.4 Aerodynamische Interferenz der Seitenbewegung

Während der Stufentrennung ist auch für die Seitenbewegung eine Veränderung der aerodynamischen Eigenschaften des Flugsystems aufgrund Interferenz zu beobachten. Diese Veränderung betrifft sowohl die Momente der Seitenbewegung, als auch die Seitenkraft und ist wegen der, insbesondere für kleine Abstände, großen Kollisionsgefahr als kritisch für die Missionssicherheit einzustufen.

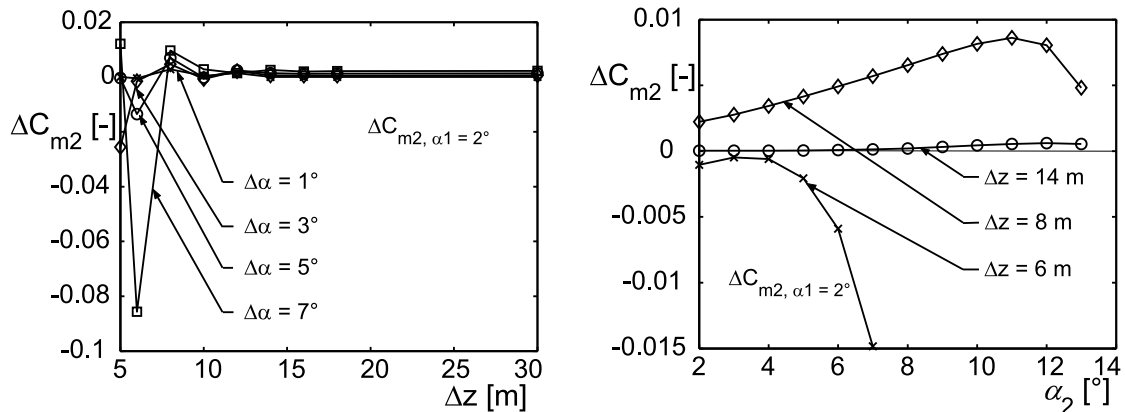


Bild 3.8: Nickmomenteninkrement der Oberstufe infolge Interferenz

Im Falle der Längsbewegung treten Änderungen der Aerodynamik durch die Interferenz während der Separation als Phänomen der Nominalflugbahn auf, da das sich trennende Flugsystem verschiedenste Kombinationen der Einflussgrößen Anstellwinkel, Abstand und relativer Anstellwinkel durchfliegt. Hier wird z. T. die Forderung nach einer schnellen Trennung durch die Interferenz sogar begünstigt, da die Trägerstufe zu Beginn des Manövers eine Erniedrigung, und die Orbitalstufe eine Erhöhung des Auftriebs erfährt.

Eine Trennung des Flugsystems unter Nominalbedingungen sieht die Einhaltung eines symmetrischen Flugzustandes ohne Anteile von Größen der Seitenbewegung vor. Aus diesem Grund treten diese nur infolge von Störungen auf, die auf die Anfangsbedingungen einwirken und somit eine laterale Komponente in die Flugbahnen der Fluggeräte einbringen. Verschiedene Störungen, die für die Stufentrennung von Bedeutung sind, werden im Rahmen der Gefährdungspotenziale aufgegriffen und genauer erläutert.

Aus Windkanalversuchen bezüglich der Separationsbewegung (vgl. [48]) geht hervor, dass die Trägerstufe, im Hinblick auf die Seitenbewegung, von der Strömung um die Orbitalstufe nur sehr wenig beeinflusst wird. Dies liegt an den im Vergleich zur Oberstufe größeren Abmessungen. Dabei kann das von der Oberstufe erzeugte Stossystem nur einen Teil der Unterstufe beeinflussen, ein messbarer Effekt stellt sich nur für die Größen der Längsbewegung ein. Auch ändert sich das Einflussgebiet der Ober- auf die Unterstufe für die in den Messungen betrachteten Anstellwinkel und Entfernungen kaum, weswegen keine deutlichen Änderungen in der Seitenbewegung der Unterstufe festgestellt werden können.

Somit treten deutliche Interferenzerscheinungen im Bereich der Seitenbewegung nur für die Orbitalstufe des Flugsystems auf. Aus diesem Grunde soll im Folgenden nur die geänderte Separations-Aerodynamik der Orbitalstufe betrachtet und für die Untersuchungen hinsichtlich der Seitenbewegungsdynamik herangezogen werden, während die Trägerstufe nur in der Längsbewegung von der Interferenz beeinflusst sei.

Die aerodynamischen Datensätze sind aus Messungen hervorgegangen, die am Institut für Theoretische und Angewandte Mechanik der Russischen Akademie der Wissenschaften

durchgeführt wurden. Für diese Messungen wurde die Konfiguration ELAC/EOS verwendet, die dem hier untersuchten Flugsystem ähnlich ist. Um die Daten für die in dieser Arbeit durchgeführten Untersuchungen heranziehen zu können, wurden sowohl konfigurationsbedingte Transformationen vorgenommen, als auch der Geltungsbereich der Datensätze auf den für die Nominaltrajektorie benötigten Anstellwinkel- und Abstandsbereich erweitert [76]. Eine derartige Anpassung der bestehenden Daten erfordert an mehreren Stellen Extrapolationen, die die Verlässlichkeit der so erhaltenen Daten verringern und somit unerwünschte Unsicherheiten in die Berechnungsmodelle einbringen. So sind vor allem an den Randbereichen der Datensätze Aussagen über deren Gültigkeit nur noch bedingt möglich, da im Rahmen der Erweiterung durch die Extrapolation nur die jeweiligen Trends fortgeführt werden können. Dies gilt insbesondere für den Anstellwinkel der Orbitalstufe. Da der tatsächliche Anstellwinkel des Fluggerätes während der Stufentrennung den, durch Messungen abgedeckten, Bereich bis 6° überschreitet, muss der fehlende Bereich bis zum maximalen Anstellwinkel während der Separation mit durch Extrapolation gewonnenen Daten ausgefüllt werden. Allerdings werden solche Flugzustände, die dem Bereich größerer Unsicherheit bezüglich der Daten angehören, im Verlauf der Stufentrennung erst relativ spät erreicht. Hier ist der Abstand zwischen den beiden Fluggeräten schon recht groß und somit die Auswirkungen der Interferenz auf die inhärente Aerodynamik dementsprechend gering. Dennoch sind weitere Untersuchungen auf diesem Gebiet zur Erlangung weiterer Erfahrungen bezüglich der Stufentrennung von großer Wichtigkeit.

Die verwendeten Interferenzdaten werden, in Analogie zur Längsbewegung, als Inkremente zusätzlich zu den Beiwerten der unbeeinflussten Aerodynamik der Orbitalstufe addiert. Allerdings werden die Inkremente der Seitenbewegung in Form von Derivativen nach dem relativen Schiebe- bzw. Hängewinkel dargestellt.

Seitenkraft

Das Derivativ des Schiebeseitenkraftinkrementes infolge der Interferenz zeigt ein nichtlineares Verhalten bezüglich des Anstellwinkels. Die Steigung des Derivativs (Bild 3.9) flacht sich im mittleren Anstellwinkelbereich ab, nimmt danach jedoch wieder zu. Dabei ist im mittleren Anstellwinkelbereich ein Vorzeichenwechsel der Steigung des Derivatives zu beobachten. Damit wird das übliche Verhalten der Seitenkraft für kleine Anstellwinkel verstärkt, wohingegen für größere Werte von α eine Abschwächung der unbeeinflussten Seitenkraft auftritt. Eine zweite Abhängigkeit besteht in der betragsmäßigen Verkleinerung des Inkrementes mit steigendem Stufenabstand. Dieser beeinflusst auch die Lage des Vorzeichenwechsels des Derivativs, welcher für kleine Abstände zu beobachten ist. Aufgrund der Annahme, dass der Interferenzeinfluss in der Seitenbewegung ab einer Entfernung $h/l_{OS} = 0.45$ nicht mehr vorhanden ist, geht der Absolutwert des Inkrementes bei einer Entfernung von ca. 15 m auf Null zurück [48].

Neben dem Schiebewinkel, der auch im Falle der unbeeinflussten Aerodynamik eine Seitenkraft induziert, hat im Interferenzbereich auch ein vorhandener Hängewinkel eine Seiten-

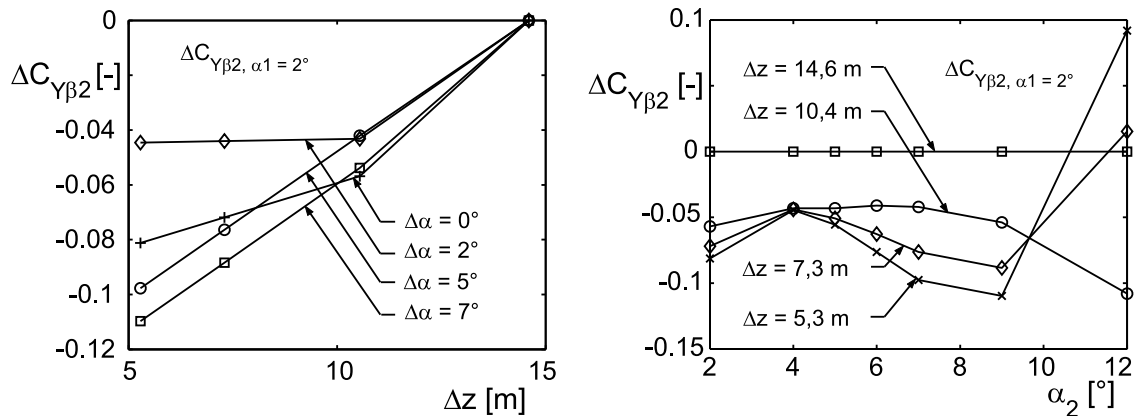


Bild 3.9: Derivativ des Schiebeseitenkraftinkrements der Oberstufe infolge Interferenz

kraft zur Folge. Ein derartiger Einfluss zeigt sich für gewöhnlich nicht in der Aerodynamik von Fluggeräten und kann im vorliegenden Fall nur über die Einwirkung der Unterstufe bzw. deren Verdichtungsstoss am Bug erklärt werden. Auch das Hänge-Seitenkraftderivativ infolge der Interferenz zeigt Abhängigkeiten vom Anstellwinkel, diese sind aber deutlich geringer als dies bei der Seitenkraft infolge Schiebewinkel der Fall ist. So ist der Verlauf des Derivativs nahezu über den gesamten betrachteten Anstellwinkelbereich annähernd linear fallend mit steigendem Anstellwinkel. Deutlicher ist die Verknüpfung mit dem Stufenabstand ausgeprägt. Jedoch ist auch diese erst für größere Anstellwinkel beobachtbar. Analog zur Schiebeseitenkraft verschwindet der Interferenzeinfluss für Abstände über 15 m. Das Hänge-Seitenkraftderivativ infolge Interferenz ist in Bild 3.10 dargestellt.

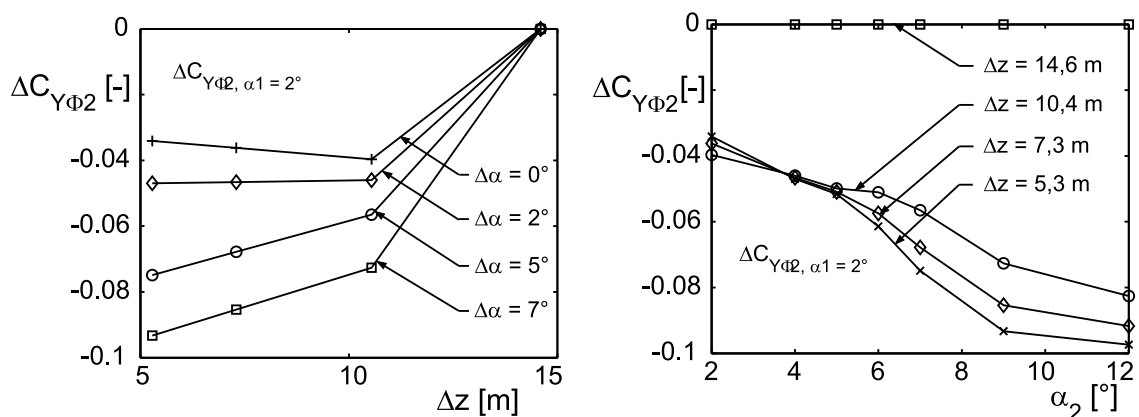


Bild 3.10: Derivativ des Hänge-Seitenkraftinkrements der Oberstufe infolge Interferenz

Rollmoment

Das Inkrement des Schieberollmomentenderivativs wächst mit steigendem Anstellwinkel der Oberstufe an, wobei im unteren bis mittleren Anstellwinkelbereich ein nahezu horizontaler Verlauf zu beobachten ist. Dieses Verhalten, das dem natürlichen Verhalten der Oberstufe ohne Interferenz teilweise entgegengerichtet ist, zeigt sich umso stärker ausgeprägt, je geringer der Abstand zwischen den beiden Fluggeräten ist. Damit wird im Fall des Schieberollmomentes das unbeeinflusste Verhalten des Fluggerätes durch die Interferenz abgeschwächt. Da ein negatives Schieberollmoment im Hinblick auf die Stabilität der Roll-Gier-Schwingung eines Fluggerätes erforderlich ist, wirkt sich dieser Effekt ungünstig auf das Flugverhalten während der Stufentrennung aus. Besonders die Tatsache, dass der Effekt für kleine Abstände am deutlichsten auftritt, und dass das Derivativen einen Vorzeichenwechsel in Abhängigkeit des Stufenabstandes aufweist, ist vor dem Hintergrund der Kollisionsgefahr besonders hervorzuheben. Bild 3.11 zeigt den Verlauf des Derivativs.

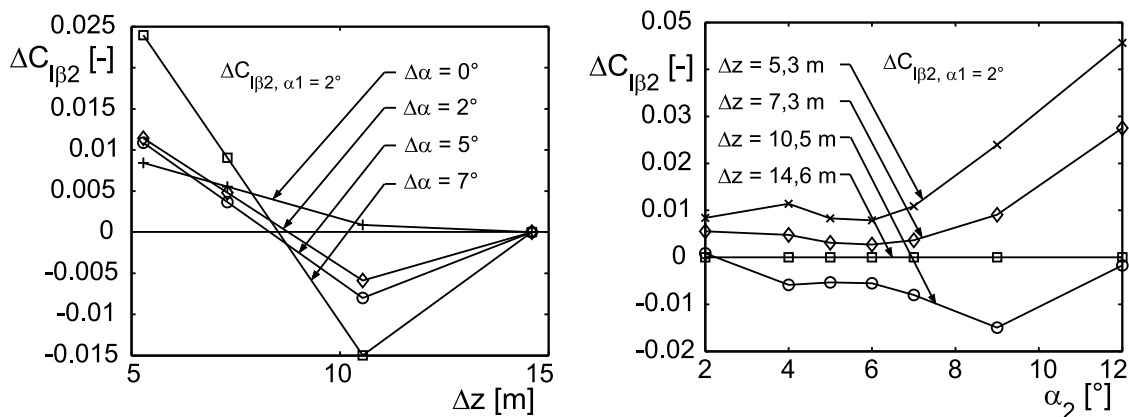


Bild 3.11: Derivativen des Schieberollmomenteninkrements der Oberstufe infolge Interferenz

Das Rollmoment wird auch durch den relativen Hängewinkel der Fluggeräte beeinflusst. Ähnlich zur Seitenkraft ist ein solcher Einfluss bei Flugzeugen im Allgemeinen nicht zu beobachten und ist ebenfalls auf die Lage der Orbitalstufe im Stoßkegel der Trägerstufe zurück zu führen. Das Derivativen des Rollmomentes infolge Hängen zeigt nichtlineare Abhängigkeiten vom Anstellwinkel, wobei der Verlauf für kleine und mittlere Anstellwinkel nahezu horizontal ist. Die Werte des Derivatives ändern sich bei kleinen Stufenabständen nur schwach und fallen mit steigendem Abstand schließlich wieder auf Null ab, wenn die Orbitalstufe den Einflussbereich der Trägerstufe verlässt. In Bild 3.12 ist der Verlauf des Rollmomentenderivativs infolge Hängen dargestellt.

Giermoment

Für das Giermomenteninkrement werden ebenfalls Abhängigkeiten von der relativen Position und Lage der Oberstufe zur Unterstufe beobachtet. Das Inkrement wird dabei vor allem

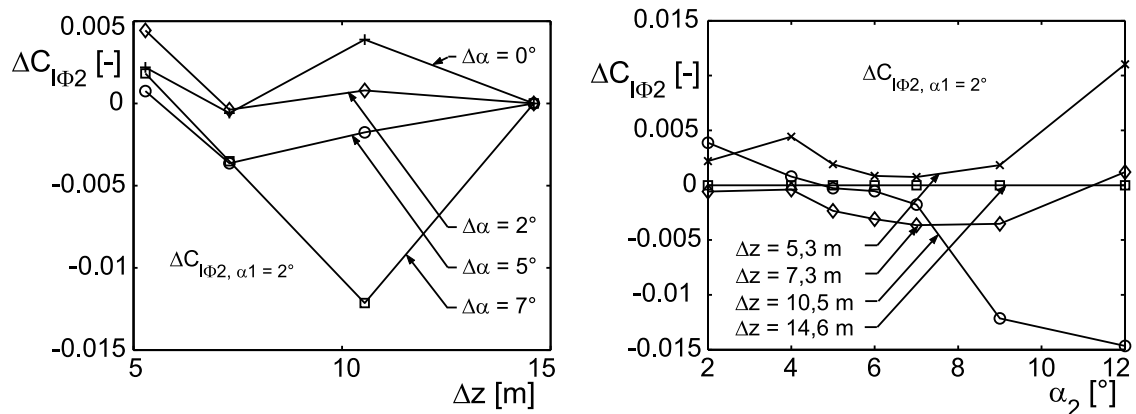


Bild 3.12: Derivativ des Hänge-Rollmomenteninkrements der Oberstufe infolge Interferenz

bei vorhandenem Schiebewinkel beeinflusst, während die Abhängigkeit vom Hängewinkel im Falle des Inkrements des Giermomentes unbedeutend ist. Das Derivativ des Schiebegiermomentes infolge Interferenz zeigt über weite Teile des betrachteten Anstellwinkelbereiches eine nahezu lineare Abhängigkeit vom Anstellwinkel der Oberstufe. Hierbei ist der Verlauf für kleine und mittlere Anstellwinkel zunächst nahezu horizontal. Dieser Effekt beruht auf der, mit zunehmendem Anstellwinkel immer stärkeren, Abschattung der Seitenleitwerke. Damit geht ein immer stärkerer Einfluss der destabilisierenden Wirkung des Rumpfes einher, was letztendlich zu der beobachteten Verringerung der Gierstabilität des Fluggerätes führt. In Bezug auf den Stufenabstand sind nur im unteren Anstellwinkelbereich Unterschiede erkennbar. Hier fällt das Giermoment mit Vergrößerung der Entfernung ab. Für größere Anstellwinkel ist eine eindeutige Abhängigkeit vom Stufenabstand nicht erkennbar, solange sich die Oberstufe sich im Einfluss der Trägerstufe befindet. Danach fällt das Derivativ wieder auf Null ab (Bild 3.13).

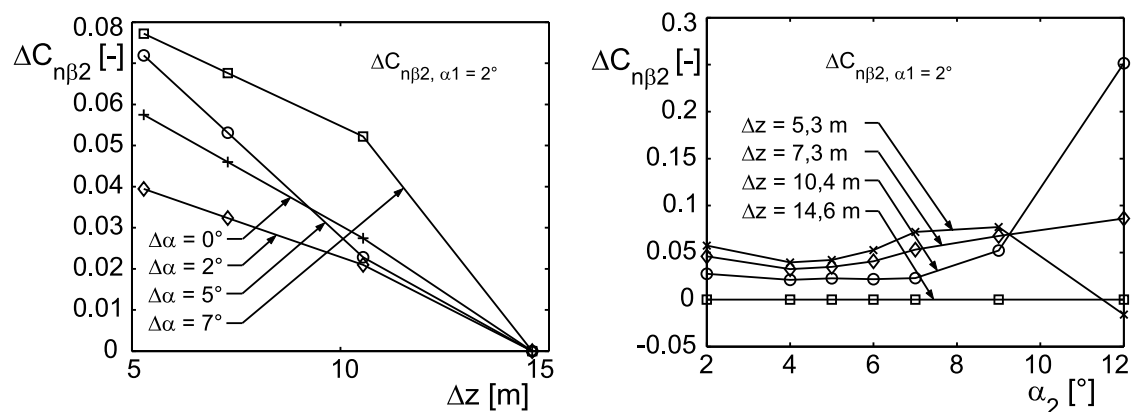


Bild 3.13: Derivativ des Schiebegiermomenteninkrements der Oberstufe infolge Interferenz

3.5 Gefährdungspotenziale

Die Stufentrennung des betrachteten zweistufigen Flugsystems stellt auf Grund der zahlreichen Unsicherheiten ein äußerst anspruchsvolles Manöver dar, zu dessen vollständiger Beherrschung intensive Untersuchungen vorgenommen werden müssen.

Schon das Ausführen der Separation unter Einhaltung der Nominalflugbahn (Längsbewegung) birgt durch die starke Änderung des Auftriebs und insbesondere des Nickmoments beider Fluggeräte zahlreiche Schwierigkeiten, die ohne ein leistungsfähiges Regelungssystem kaum kontrollierbar sind. So hat zwar das Vorhandensein der Interferenz günstige Auswirkungen auf den Auftrieb des Flugsystems, indem dieser für die Trägerstufe verringert und gleichzeitig für die Orbitalstufe erhöht wird. Gleichzeitig jedoch haben die Wechselwirkungen zwischen den beiden Stufen großen Einfluss auf das Nickmoment der Fluggeräte. Hiervon ist besonders stark die Oberstufe betroffen, da während des Durchfliegens der Separationstrajektorie sehr unterschiedliche Gradienten des Nickmoments auftreten. Dadurch wechselt dieses während der Stufentrennung mehrfach das Vorzeichen, bis das Fluggerät das Einflussgebiet der Trägerstufe verlässt. Eine Beschleunigung der Separationsbewegung wäre durch die Vergrößerung des relativen Anstellwinkels möglich, da somit die Auftriebsdifferenz zwischen beiden Fluggeräten erhöht würde, jedoch würde sich dies in ähnlichem Maße auch auf die Nickmomente auswirken, was wiederum die Steuerbarkeit der beiden Fluggeräte gefährdet.

Für die Trennung von Ober- und Unterstufe ist die Verwendung eines Ausfahrgestelles vorgesehen, welches die Oberstufe in geeigneter Weise relativ zur Unterstufe positioniert [40]. Dieses Gestell besteht aus drei Drehrahmen, die hydraulisch betätigt werden und die Orbitalstufe an drei Punkten fesseln. Während des Ausfahrvorganges wird diese mittels hydraulischer Schwenkmotoren aus der aerodynamisch günstigen Reiseflugposition angehoben, so dass zwischen den beiden Fluggeräten ein Spalt entsteht und gleichzeitig ein relativer Anstellwinkel der Oberstufe eingestellt wird. Anschließend erfolgt die Freisetzung der Oberstufe durch je einen pyrotechnischen Scherbolzen in jedem Drehrahmengestell. Nach dem damit erfolgten Lösen der mechanischen Verbindung beginnt die Oberstufe mit der Separationsbewegung, um in möglichst kurzer Zeit einen ausreichenden Sicherheitsabstand von der Trägerstufe zu erreichen und das Haupttriebwerk zünden zu können.

Großes Potenzial für die Gefährdung des Flugsystems geht bei symmetrischen Flugzuständen von der Annäherung des Oberstufenhecks an die Trägerstufe aus. Eine Berührung bzw. Kollision von Orbital- und Trägerstufe würde mit großer Wahrscheinlichkeit den Totalverlust beider Fluggeräte zur Folge haben, insbesondere für den Fall, dass zusätzlich die Seitenleitwerke der Trägerstufe in Mitleidenschaft gezogen werden. Dies erfordert die Wahl der Referenztrajektorie dergestalt, dass eine Annäherung des Heckes der Orbitalstufe an den Rumpfrücken bzw. die Seitenflossen der Trägerstufe vermieden wird. Des Weiteren ist für die Einhaltung dieser Trajektorie die Verwendung eines Regelungssystems unabdingbar, das Störungen der Flugbahn in geeigneter Weise entgegenwirkt.

Eine weitere Gefahrenquelle für das Flugsystem während der Stufentrennung besteht in der Annäherung der Flügelspitzen der Oberstufe an Rumpfrücken bzw. Seitenleitwerke der Unterstufe. Nach der Trennung der Oberstufe vom Ausfahrgerüst ist das Flugsystem, auf Grund des äußerst geringen Abstandes zwischen den beiden Fluggeräten, besonders empfindlich gegenüber der Absenkung der Flügelspitzen durch einen relativen Hängewinkel der Oberstufe. Bedingt durch die Halbspannweite der Oberstufe von ca. 8 m führt eine nur geringe Abweichung aus der symmetrischen Fluglage zu einer deutlichen Annäherung der Fluggeräte. So zieht bereits das Auftreten eines relativen Hängewinkels von 5° eine Absenkung der Flügelspitze der Oberstufe um ca. 0.7 m nach sich. Ein Hängewinkel von 10° hat eine Annäherung um 1.4 m zur Folge. Dieser Effekt wird noch verstärkt, wenn die Absenkung der Flügelspitze zusammen mit einer Heckannäherung durch Aufnicken der Oberstufe auftritt. Das Entstehen relativer Hängewinkel kann bereits durch kleine Störungen begünstigt werden, da die Eigenbewegungsformen der Orbitalstufe durch die Einwirkung der Interferenz verändert werden.

Eine Ursache für die Störung der Separationsbewegung stellen mögliche Turbulenzen in der Luftbewegung relativ zum Fluggerät dar. Relevant wäre hier ein Seitenwindanteil, der das Flugsystem mit einem Schiebewinkelanteil beaufschlagt und so eine Eigenbewegungsform anfaucht. Derlei Störungen sind jedoch hauptsächlich dann von besonderer Relevanz für die Bewegung des Fluggerätes, wenn sie über längere Zeit auf dieses einwirken. Im speziellen Fall der Stufentrennung ist diese längerfristige Einwirkung nicht gegeben, da aufgrund der Forderung nach dem schnellen Erreichen eines großen Abstandes der kritische Einflussbereich schon nach wenigen Sekunden verlassen wird. Des Weiteren wird die Stufentrennung des Flugsystems mit ca. 35 km in großer Höhe durchgeführt, weswegen das Auftreten von deutlichen Turbulenzerscheinungen nicht mehr zu erwarten ist. Jedoch stellt das Auftreten von gestörten Anfangsbedingungen eine Gefahr dar, die sich in Form von Abweichungen aus dem symmetrischen Referenzzustand beobachten lassen. Diese Abweichungen betreffen in der Hauptsache den Schiebewinkel der Orbitalstufe relativ zur Trägerstufe und können durch die instabile Konfiguration innerhalb kurzer Zeit zu großen Störungen führen, die mit einem starken seitlichen Versatz und somit der Gefahr von Kollisionen verbunden sind.

3.6 Zusammenfassung

Aufgrund schwerwiegender technologischer Probleme bei der Entwicklung einstufiger Raumtransportsysteme wird weltweit der Ansatz zweistufiger aerodynamisch getragener Konfigurationen verfolgt. Deren Missionsprofil erfordert die Separation beider Fluggeräte bei Hyperschallgeschwindigkeit.

Die Stufentrennung des zweistufigen Hyperschall-Flugsystems erfolgt bei hoher Flugmachzahl in großer Höhe. In diesem Flugbereich treten zwischen beiden Fluggeräten starke aerothermodynamische Interaktionen auf. Es zeigt sich, dass diese durch die Stossituation im Bereich zwischen den Fluggeräten hervorgerufenen Änderungen der aerodynamischen

Kräfte und Momente sowohl die Längsbewegung, als auch die Seitenbewegung beeinflussen. Von Änderungen der Kraft- und Momentenbeiwerte der Seitenbewegung ist insbesondere die Oberstufe betroffen, während die Auswirkungen auf die Unterstufe vernachlässigt werden können.

Durch die geringe Entfernung der Fluggeräte zu Beginn der Stufentrennung besteht hier die größte Gefahr für das Flugsystem. Durch Annäherung des Oberstufenhecks an die Rumpfoberseite oder die Seitenleitwerke der Trägerstufe ist eine Kollision der Fluggeräte und ein Verlust des Flugsystems möglich. Dies kann auch bei einer Annäherung der Flügelspitzen der Oberstufe an die Unterstufe geschehen, weswegen solche Ereignisse während der Separation unbedingt zu vermeiden sind. Des Weiteren ist eine Kollisionsgefahr des Oberstufenhecks mit den Seitenleitwerken der Trägerstufe gegeben.

Kapitel 4

Inhärente Stabilität der Fluggeräte

4.1 Einführung

Das Flugverhalten eines Hyperschall-Flugsystems muss notwendigerweise einen sicheren Missionsablauf ohne Störungen unter Bereitstellung ausreichender Flugleistungen erlauben. Deshalb müssen an die Flugeigenschaften des Fluggeräts Forderungen gestellt werden, die den sicheren Betrieb im gesamten Flugbereich gewährleisten. Dies stellt allerdings, aufgrund der zahlreichen Stabilitätsdefizite im Hyperschallflug, eine große technologische Herausforderung dar und kann nur durch den Einsatz sehr effizienter Regelungssysteme bewerkstelligt werden [12, 63, 65]. Untersuchungen hinsichtlich der Stabilität und Steuerung im Hyperschallflug wurden in der Vergangenheit größtenteils für die Längsbewegung durchgeführt [81, 86, 41]. Für den Fall der Seitenbewegung, der durch die stärkere Verkopplung der Eigenbewegungsformen des Fluggerätes untereinander völlig neue Probleme aufwirft, wurden bislang nur vergleichsweise wenige Untersuchungen angestellt. Auch die horizontale Stufentrennung zweistufiger Flugsysteme ist bisher hauptsächlich für den weniger komplexen Fall reiner Längsbewegung untersucht worden [88, 46, 83], wohingegen Betrachtungen der Seitenbewegung nur in Ansätzen erfolgt sind [78, 79]. Folglich besteht auf diesem Gebiet, gerade vor dem Hintergrund des missionskritischen Charakters der Stufentrennung, noch erheblicher Forschungsbedarf.

Im Folgenden soll nun auf die dynamischen Eigenschaften der Unter- und insbesondere der Oberstufe des Flugsystems eingegangen werden, wobei sowohl die Dynamik der unbeeinflussten, als auch der aerodynamisch gekoppelten Fluggeräte untersucht wird. Der Schwerpunkt hierbei liegt auf der Seitenbewegung, während die Längsdynamik nur kurz angesprochen werden soll. Ausführlichere, die Längsbewegung betreffende Arbeiten werden in [87] vorgestellt. Nachdem in den vorhergehenden Kapiteln schon erste Aussagen über die statische Stabilität, Dämpfungen und Ruderwirksamkeiten der beiden Fluggeräte gemacht werden konnten, soll nun das dynamische Verhalten insbesondere der Orbitalstufe während des Separationsmanövers im Zentrum der Betrachtungen liegen. Neben hochgradig insta-

bilen Bewegungsformen, die in verschiedenen Flugzuständen sowohl der unbeeinflussten Fluggeräte, als auch längs der Referenztrajektorie auftreten, zeigen sich auch weitere spezifische Stabilitätsprobleme, wie eine durch die schlanken Konfigurationen bedingte hohe Roll-Gier-Kopplung, sowie eine durch die Interferenz induzierte Rollschwingung mit geringem Schiebewinkelanteil.

Neben der Stabilität stellt auch die Analyse der Steuerbarkeit ein wichtiges Werkzeug zur Beurteilung des dynamischen Verhaltens des Flugsystems dar. Dies wird mittels Sprungantworten des Systems einer eingehenden Betrachtung unterzogen. Die aus den Untersuchungen gewonnenen Ergebnisse fließen sodann in die Anforderungen an ein zu erstellendes Regelungssystem ein, das die sichere Durchführung des Separationsmanövers ermöglicht. Neben der Definition von Flugeigenschaftsforderungen für die Fluggeräte im Hyperschallflug ist zunächst die Erstellung eines linearen Bewegungsgleichungssystems erforderlich, das für die Stabilitätsuntersuchungen und lineare Simulationen herangezogen wird.

4.2 Linearisierte Bewegungsgleichungen

In Kapitel 2 wurde ein nichtlineares Gleichungssystem hergeleitet. Dieses ist in seiner komplexen Form jedoch hauptsächlich für die numerische Simulation geeignet. Zur Untersuchung der Stabilität und Steuerbarkeit, welche für die Bestimmung der Flugeigenschaften bzw. für die Reglerauslegung unabdingbar ist, bedarf es daher einer vereinfachten Darstellung der Zustände eines Fluggerätes. Dies ist zulässig, wenn der aktuelle Zustand nur kleine Abweichungen von einem definierten Referenzzustand aufweist. Das Gleichungssystem kann dann um diesen Referenzzustand linearisiert werden. Setzt man ein symmetrisches Fluggerät voraus, so zerfällt das Gleichungssystem im Allgemeinen in zwei voneinander unabhängige Teilsysteme, von denen eines die Längsbewegung und eines die Seitenbewegung beschreibt.

Die Linearisierung der Bewegungsgleichungen erfolgt um die Zustände der Referenztrajektorie, welche im Folgenden noch näher beschrieben werden. Aufgrund der zeitlichen Veränderlichkeit der Zustandsgrößen der Referenztrajektorie liefert die Linearisierung zeitvariante Systeme, deren Bearbeitung mit Werkzeugen der Stabilitätsanalyse direkt nicht möglich ist. Betrachtet man jedoch die Zustände der Referenzbahn, so wird deutlich, dass sich die Zustandsgrößen im sicherheitskritischen Bereich zu Beginn der Stufentrennung nur relativ wenig ändern. Die Wahl einer ausreichend großen Anzahl von Referenzzuständen für die Linearisierung lässt somit auch für diesen instationären Bewegungsablauf die Betrachtung quasistationärer Zustände zu, da die Änderung der Zustandsgrößen zwischen den einzelnen Betriebspunkten dann nur sehr gering ist. Eine Validierung der, mit dem linearisierten Gleichungssystem erzielten, Ergebnisse und Aussagen erfolgt dann mit Hilfe nichtlinearer Simulationen unter Annahme realistischer Beschränkungen. Im Folgenden werden nun die für die Linearisierung verwendeten Referenzzustände der Separationsbahn eingeführt.

4.2.1 Referenzzustände

Die in Kapitel 3 vorgestellte und in Bild 3.2 gezeigte Referenzbahn zeichnet sich durch einen relativ langsamen Aufbau eines Anstellwinkels der Oberstufe zur Auftriebserhöhung aus. Der gesamte Bewegungsablauf ist mit 5 s von relativ kurzer Dauer, weswegen für die Linearisierung die Referenzbahn von 51 quasistationären Zuständen bei konstanten Zeitschritten von 0.1 s repräsentiert wird. Da die Referenzbahn keine Seitenbewegungsanteile aufweist, wird das Bewegungsgleichungssystem um diese symmetrischen, quasistationären Zustände linearisiert und bildet so die zeitinvarianten Streckenmodelle, die für die weiteren Untersuchungen benötigt werden. Die Flugbahn für die Oberstufe mit einigen Referenzpunkten ist in Bild 4.1 dargestellt.

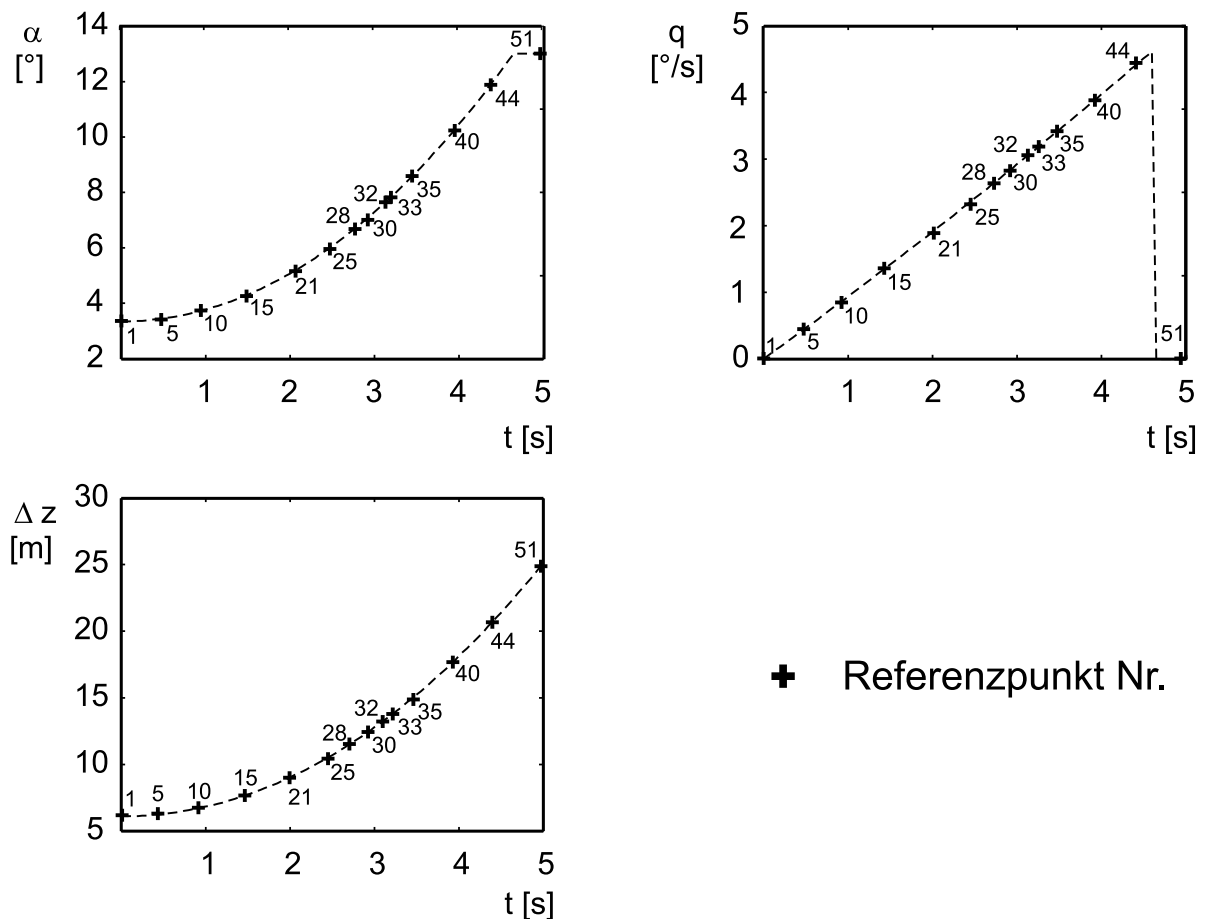


Bild 4.1: Linearisierte Referenzzustände der Separationsbewegung

Zur Ermittlung der Betriebszustände an den einzelnen Referenzpunkten sind zunächst die Fluggeräte für jeden Punkt unter Einhaltung der Vorgaben aus der Referenzbahn zu trimmen. Wegen der recht kurzen Dauer des Separationsmanövers wird die Änderung der

Geschwindigkeiten der Fluggeräte vernachlässigt, und diese als konstant angenommen. Genauso wird mit der Flughöhe (Dichteänderung) und dem Bahnwinkel verfahren.

Als Vorgabegrößen dienen deshalb die Anstellwinkel, der relative Stufenabstand und die Nickgeschwindigkeiten, wobei die Nickgeschwindigkeit der Trägerstufe während des gesamten Trennvorgangs gering ist. Wegen der Forderung nach einer symmetrischen Stufentrennung werden alle Referenzgrößen der Seitenbewegung zu Null gesetzt. Somit lassen sich die für die Linearisierung benötigten Referenzzustände festlegen.

4.2.2 Linearisierung der Bewegungsgleichungen

Allgemein kann man das Verhalten eines Systems unter der Annahme kleiner Abweichungen vom Referenzzustand als die Überlagerung eines Referenzzustandsvektors und eines Störgrößenvektors betrachten. Dieses gilt demnach auch für Hyperschallfluggeräte. Die Überlagerung von Soll- und Störbewegung lässt sich folgendermaßen beschreiben:

$$\mathbf{x}(t) = \mathbf{x}_0(t) + \delta\mathbf{x}(t) \quad (4.1)$$

Hierbei werden als Referenzzustände die zuvor bestimmten, quasistationären Trimmzustände herangezogen. Mittels einer Taylor-Entwicklung im jeweiligen Referenzzustand kann man die Abweichungen vom Referenzzustand in dessen Umgebung als lineare Gradienten darstellen. Hierbei wird die Taylor-Entwicklung nach dem linearen Glied abgebrochen:

$$\begin{aligned} \mathbf{f}(\dot{\mathbf{x}}, \mathbf{x}, \mathbf{u}) &\approx \mathbf{f}(\dot{\mathbf{x}}_0, \mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) \\ &+ \left. \frac{\partial \mathbf{f}(\dot{\mathbf{x}}, \mathbf{x}, \mathbf{u})}{\partial \dot{x}_i} \right|_0 \cdot (\dot{x}_i - \dot{x}_{i,0}) + \left. \frac{\partial \mathbf{f}(\dot{\mathbf{x}}, \mathbf{x}, \mathbf{u})}{\partial x_i} \right|_0 \cdot (x_i - x_{i,0}) \\ &+ \left. \frac{\partial \mathbf{f}(\dot{\mathbf{x}}, \mathbf{x}, \mathbf{u})}{\partial u_j} \right|_0 \cdot (u_j - u_{j,0}) \end{aligned} \quad (4.2)$$

Diese Beziehung enthält sowohl die Terme für die Referenzbedingungen, als auch für die Abweichungen vom Referenzzustand, welche sich durch die Differentiation nach den Systemelementen im Referenzpunkt ergeben. Für den stationären Bezugszustand gilt jedoch, dass dieser den Funktionswert Null hat. Deswegen kann man in Gl. (4.2) die Beziehungen für den Referenzzustand kürzen und erhält somit ein Gleichungssystem, das als Systemzustände lediglich die Abweichungen aus dem Referenzzustand enthält:

$$\mathbf{f}(\dot{\mathbf{x}}, \mathbf{x}, \mathbf{u}) \approx \left. \frac{\partial \mathbf{f}(\dot{\mathbf{x}}, \mathbf{x}, \mathbf{u})}{\partial \dot{x}_i} \right|_0 \cdot \delta\dot{x}_i + \left. \frac{\partial \mathbf{f}(\dot{\mathbf{x}}, \mathbf{x}, \mathbf{u})}{\partial x_i} \right|_0 \cdot \delta x_i + \left. \frac{\partial \mathbf{f}(\dot{\mathbf{x}}, \mathbf{x}, \mathbf{u})}{\partial u_j} \right|_0 \cdot \delta u_j \quad (4.3)$$

Somit ist ein lineares Gleichungssystem entstanden, das die Dynamik des Fluggerätes nur durch die Abweichungen aus dem jeweiligen Betriebspunkt beschreibt. Mit Hilfe dieser Vorgehensweise werden im Folgenden die linearisierten Bewegungsgleichungen für das Flugsystem formuliert.

Wie allgemein üblich, werden die aerodynamischen Kräfte und Momente, sowie die sich aus dem Antrieb ergebenden Reaktionen zu Ersatzgrößen zusammengefasst, um die Übersichtlichkeit dieser häufig verwendeten Gleichungen zu erhalten. Somit ergibt sich z. B. die Reaktion in x -Richtung zu:

$$X = \frac{1}{m}(-W \cos \alpha + A \sin \alpha + F_x)$$

Nach Einführung der Ersatzgrößen lauten die Impulsgleichungen (2.18) in linearisierter Form:

$$\begin{aligned} \delta \dot{u}_k &= \delta X - \sin \Theta_0 \delta g - g_0 \cos \Theta_0 \delta \Theta - \omega_{y0} \delta w_k - V_0 \sin \alpha_0 \delta \omega_y \\ \delta \dot{v}_k &= \delta Y + g_0 \cos \Theta_0 \delta \Phi - V_0 \cos \alpha_0 \delta \omega_z + V_0 \sin \alpha_0 \delta \omega_x \\ \delta \dot{w}_k &= \delta Z - \cos \Theta_0 \delta g - g_0 \sin \Theta_0 \delta \Theta + \omega_{y0} \delta u_k - V_0 \cos \alpha_0 \delta \omega_y \end{aligned} \quad (4.4)$$

In dieser Darstellungsform ist die Referenzbewegung nicht mehr enthalten und wird nicht mehr explizit betrachtet. Analog wird mit den Drallgleichungen verfahren. Das linearisierte, aus den Gln. (2.19) hervorgegangene Gleichungssystem für den Drehimpuls ergibt sich zu:

$$\begin{aligned} \delta \dot{\omega}_x &= \frac{I_z \delta L + I_{xz} \delta N}{I_x I_z - I_{xz}^2} - \omega_{y0} \frac{I_z (I_z - I_y) + I_{xz}^2}{I_x I_z - I_{xz}^2} \delta \omega_z - \omega_{y0} \frac{I_{xz} (I_y - I_x - I_z)}{I_x I_z - I_{xz}^2} \delta \omega_x \\ \delta \dot{\omega}_y &= \frac{\delta M + \delta M_F}{I_y} \\ \delta \dot{\omega}_z &= \frac{I_{xz} \delta L + I_x \delta N}{I_x I_z - I_{xz}^2} - \omega_{y0} \frac{I_x (I_y - I_x) - I_{xz}^2}{I_x I_z - I_{xz}^2} \delta \omega_x - \omega_{y0} \frac{I_{xz} (I_z - I_y + I_x)}{I_x I_z - I_{xz}^2} \delta \omega_z \end{aligned} \quad (4.5)$$

Aus den Gleichungen für die Eulerwinkel (2.20) ergibt sich der linearisierte Ausdruck für die Drehgeschwindigkeiten:

$$\begin{aligned} \delta \dot{\Phi} &= \delta p + \tan \Theta_0 \delta r \\ \delta \dot{\Theta} &= \delta q \\ \delta \dot{\psi} &= \frac{1}{\cos \Theta_0} \delta r \end{aligned} \quad (4.6)$$

Um die Verknüpfung der absoluten Winkelgeschwindigkeiten mit den flugzeugfesten Drehgeschwindigkeiten zu erhalten, ist die Linearisierung der kinematischen Beziehungen Gl. (2.22) durchzuführen. Des Weiteren sind die Beziehungen für die Bahnwinkel γ und χ sowie für die Flughöhe zu linearisieren. Diese ergeben sich zu:

$$\delta \dot{h} = \sin \gamma_0 \delta V_K + \cos \gamma_0 V_0 \delta \gamma; \quad \delta \chi = \frac{1}{\cos \gamma_0 V_0} \delta v_{Kg} \quad (4.7)$$

Die Überführung der linearisierten Bewegungsgleichungen vom flugzeugfesten in das Stabilitätsachsensystem birgt eine Reihe von Vorteilen, unter anderem ergibt sich dadurch eine Reihe von Vereinfachungen, betreffend die Gleichungen vor allem der Längsbewegung. Dies liegt an der Tatsache, dass durch die Drehung um den Referenzanstellwinkel α_0 die Translationsgeschwindigkeit $(u_K)_0$ mit der Geschwindigkeit V_{K0} zusammenfällt und darüber hinaus die Translationsgeschwindigkeit $(w_K)_0$ verschwindet.

Dies hat jedoch zur Folge, dass sämtliche im flugzeugfesten Koordinatensystem angegebenen Größen in das Stabilitätsachsensystem transformiert werden müssen. Dies gilt sowohl für die aerodynamischen und antriebsbezogenen Größen, als auch für den Trägheitstensor. Diese Transformation wirkt sich zwar nicht unmittelbar in positivem Sinne auf die Größen der Seitenbewegung aus, dennoch ist es auch in diesem Falle von Vorteil, diese in das Stabilitätsachsensystem zu drehen, da sich für die Reglerauslegung hier einige Vorteile ergeben. Insbesondere für die Regelung um die Rollachse ist die Darstellung günstig, da hier die wichtige Flugeigenschaftsforderung des Rollens um den Geschwindigkeitsvektor sehr einfach erfüllt werden kann. Durch die Vorgabe der Rollgeschwindigkeit p_s ist hier eine direkte Umsetzung möglich. Allerdings muss für die Darstellung im Stabilitätsachsensystem die Beziehung zwischen den Drehgeschwindigkeiten und den Eulerwinkel-Ableitungen transformiert werden:

$$\begin{aligned} \delta \dot{\Phi} &= \frac{\cos \gamma_0}{\cos \Theta_0} \delta p_s + \frac{\sin \gamma_0}{\cos \Theta_0} \delta r_s \\ \delta \dot{\psi} &= \frac{\sin \alpha_0}{\cos \Theta_0} \delta p_s + \frac{\cos \alpha_0}{\cos \Theta_0} \delta r_s \end{aligned} \quad (4.8)$$

Das so entstandene, lineare Gleichungssystem zerfällt nun in zwei getrennte Subsysteme, sofern zwischen den zugehörigen Gleichungen keine aerodynamischen Kopplungen bestehen. Die Subsysteme, von denen eines die Längsbewegung und das andere die Seitenbewegung beschreibt, sind jedoch nur dynamisch entkoppelt. Eine statische Kopplung bleibt natürlich insofern bestehen, als eine Änderung von Größen der Längsbewegung (z. B. α) auch einen Einfluss auf einige Derivative der Seitenbewegung haben.

Bei Übergang auf Matrixschreibweise, und unter Einbeziehen der Zustandsgrößen sowohl der Unter-, als auch der Oberstufe, lautet das lineare Bewegungsgleichungssystem

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{x}} &= \mathbf{A} \mathbf{x} + \mathbf{B} \mathbf{u} \\ \mathbf{y}_0 &= \mathbf{C}_0 \mathbf{x} + \mathbf{D}_0 \mathbf{u}, \quad \mathbf{y} = \mathbf{C} \mathbf{x} + \mathbf{D} \mathbf{u} \end{aligned} \quad (4.9)$$

mit den System- und Steuermatrizen

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} L_{p1} & L_{r1} & L_{\beta1} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ N_{p1} & N_{r1} & N_{\beta1} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ Y_{p1} & Y_{r1} - 1 & Y_{\beta1} & \frac{g_0}{V_{01}} \cos \Theta_{01} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{\cos \gamma_{01}}{\cos \Theta_{01}} & \frac{\sin \gamma_{01}}{\cos \Theta_{01}} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{\sin \alpha_{01}}{\cos \Theta_{01}} & \frac{\cos \alpha_{01}}{\cos \Theta_{01}} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & L_{\Delta\beta} & -L_{\Phi2} & 0 & L_{p2} & L_{r2} & L_{\beta2} & L_{\Phi2} & 0 \\ 0 & 0 & N_{\Delta\beta} & 0 & 0 & N_{p2} & N_{r2} & N_{\beta2} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & Y_{\Delta\beta} & -Y_{\Phi2} & 0 & Y_{p2} & Y_{r2} - 1 & Y_{\beta2} & \frac{g_0}{V_{02}} \cos \Theta_{02} + Y_{\Phi2} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{\cos \gamma_{02}}{\cos \Theta_{02}} & \frac{\sin \gamma_{02}}{\cos \Theta_{02}} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{\sin \alpha_{02}}{\cos \Theta_{02}} & \frac{\cos \alpha_{02}}{\cos \Theta_{02}} & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} L_{\xi1} & L_{\beta1} & 0 & 0 \\ N_{\xi1} & N_{\beta1} & 0 & 0 \\ Y_{\xi1} & Y_{\beta1} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & L_{\xi1} & L_{\beta1} \\ 0 & 0 & N_{\xi1} & N_{\beta1} \\ 0 & 0 & Y_{\xi1} & Y_{\beta1} \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

und den Zustands-, Steuer-, Ausgangs- und Messgrößen

$$\mathbf{x} = [p_1, r_1, \beta_1, \Phi_1, \Psi_1, p_2, r_2, \beta_2, \Phi_2, \Psi_2]^T, \quad \mathbf{u} = [\xi_1, \zeta_1, \xi_2, \zeta_2]^T,$$

$$\mathbf{y}_0 = [p_1, r_1, \beta_1, \Phi_1, \Psi_1, \chi_1, p_2, r_2, \beta_2, \Phi_2, \Psi_2, \chi_2]^T, \quad \mathbf{y} = [p_1, r_1, \beta_1, \Phi_1, p_2, r_2, \beta_2, \Phi_2]^T$$

Dieses Bewegungsgleichungssystem dient fortan zur Durchführung der Stabilitätsuntersuchungen und für die Entwicklung des Regelungssystems.

Eigenbewegungsform	Forderung		
Roll-Gier-Schwingung	$1.0 \text{ s}^{-1} \leq (\omega_{0RG}) \leq 6.0 \text{ s}^{-1}$	$(\frac{\Phi}{\beta})_{RG} \leq 5.0$	$0.4 \leq (\zeta_{RG}) \leq 1.0$
Rollbewegung	$15^{-1} \text{ s} \leq (T_R) \leq 1.4 \text{ s}$		
Spiralbewegung	$T_{DS} \leq 20 \text{ s}$		

Tabelle 4.1: Flugeigenschaftsforderungen für Hyperschallfluggeräte

4.3 Flugeigenschaftsforderungen für Hyperschallfluggeräte

Die inhärenten Eigenschaften eines Fluggerätes können mittels einer Analyse der linearisierten Bewegungsgleichungssysteme bestimmt werden. Zunächst müssen jedoch Kriterien geschaffen werden, welche eine Beurteilung der ermittelten Flugeigenschaften zulassen. Für zahlreiche verschiedene Unterschallkonfigurationen existieren diesbezüglich bereits eine Reihe von Vorschriften, die Flugeigenschaftskriterien für Unterschallflugzeuge bereitstellen [74, 21].

Für Hyperschallfluggeräte, die sich im Vergleich zu konventionelleren Hochgeschwindigkeits- und Hochleistungsflugzeugen durch zahlreiche Stabilitäts- und Steuerungsdefizite auszeichnen, sind detailliertere Untersuchungen bisher hauptsächlich für die Eigenschaften der Längsbewegung durchgeführt worden. Diese befassen sich sowohl mit der Langzeit- [90, 91, 13], als auch mit der Kurzzeitdynamik [27, 63, 87].

Für die Seitenbewegung im Hyperschallflug finden sich vergleichsweise wenige Untersuchungen, von denen sich die meisten auf qualitative Aussagen beschränken [37, 38, 66]. In [42] werden die Kriterien im Hinblick auf die spezifischen Stabilitätsprobleme im Hyperschallregime erweitert. Die so gefundenen Grenzwerte für die verschiedenen Eigenbewegungsformen der Seitenbewegung werden zur Beurteilung der inhärenten Eigenschaften der Fluggeräte verwendet und dienen als Grundlage für den Reglerentwurf. Als Hauptaspekt ist hierbei die Verbesserung der Eigenschaften, die Kurzzeitdynamik betreffend, anzusehen, da diese im Falle der Stufentrennung als in erster Linie relevant zu gelten haben. Dies liegt in der Natur des Stufentrennungsmanövers begründet, welches in seiner instationären Form die Aspekte der Langzeitdynamik nicht widerspiegelt.

Die Tabelle 4.1 zeigt Vorgaben für die Eigenwerte der Seitenbewegung, wie sie in [42] vorgeschlagen werden. Diese beruhen im Wesentlichen auf [74] und wurden um missions- und stabilitätsrelevante Aussagen des Hyperschallfluges erweitert. Flugeigenschaftsforderungen, die sich auf die Dynamik der Längsbewegung beziehen, werden im speziellen nicht behandelt. Sofern es erforderlich ist, werden Einzelheiten an geeigneter Stelle angesprochen.

Die hier eingeführten Stabilitätskriterien, die die Grundlage für die Flugeigenschaftsanalyse bzw. den Reglerentwurf bilden, stellen somit eine Vorgabe für die Lage der Eigenwerte der Fluggeräte dar. In Bild 4.2 sind die Forderungen graphisch dargestellt.

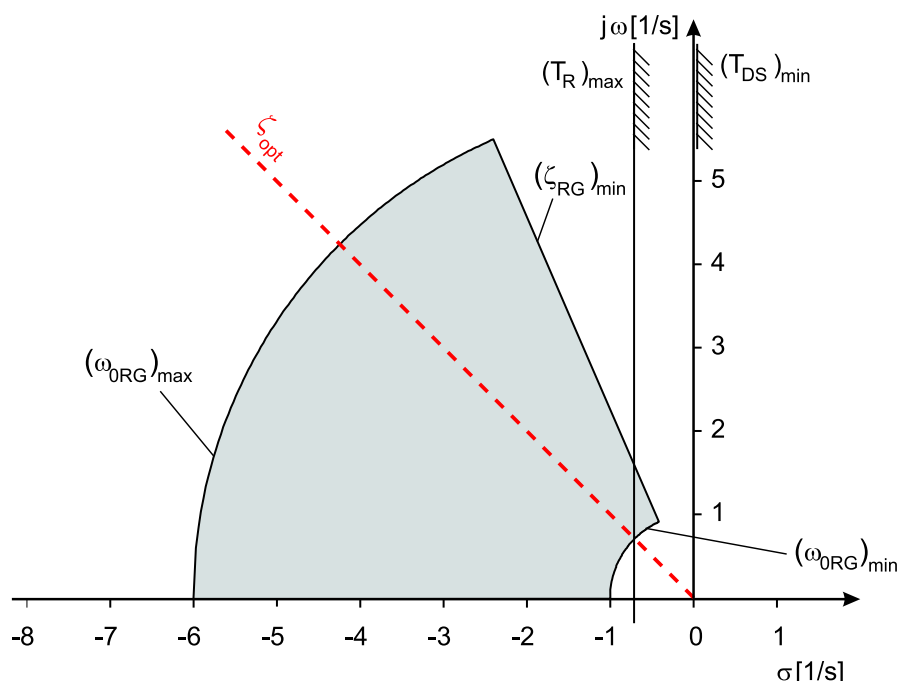


Bild 4.2: Schematische Darstellung des Stabilitätsgebietes für die Seitenbewegung

4.4 Lösung der Zustandsgleichungen

Das lineare Differentialgleichungssystem der Form

$$\begin{aligned}\dot{\mathbf{x}}(t) &= \mathbf{A} \mathbf{x}(t) + \mathbf{B} \mathbf{u}(t) \\ \mathbf{y}(t) &= \mathbf{C} \mathbf{x}(t) + \mathbf{D} \mathbf{u}(t), \quad \mathbf{x}(0) = \mathbf{x}_0\end{aligned}\quad (4.10)$$

wurde in Abschnitt 4.2 bereits eingeführt. Bei Betrachtung kleiner Zeitintervalle können die Systemmatrizen \mathbf{A} , \mathbf{B} , \mathbf{C} und \mathbf{D} als konstant angesehen werden. Somit erhält man ein zeitinvariantes System, das man mit relativ einfachen Methoden lösen kann. Nach Bildung der homogenen und der partikulären Lösung des Systems erhält man die allgemeine Lösung der Zustandsgleichung:

$$\mathbf{x}(t) = \Phi(t) \mathbf{x}_0 + \int_0^t \Phi(t - \tau) \mathbf{B} \mathbf{u}(\tau) d\tau, \quad \text{mit } \Phi = e^{\mathbf{A}t} \quad (4.11)$$

Die in Gl. (4.11) vorkommende Matrix Φ wird Übergangs- oder Fundamentalmatrix genannt.

Da hier die Wahl der Zustandsgrößen nicht eindeutig ist, kann durch eine entsprechende Transformation des Zustandsvektors $\mathbf{x}(t)$ die Darstellungsform des Systems so gewählt

werden, dass sich die Bewegungen der neu eingeführten Zustände nicht mehr gegenseitig beeinflussen. Dies geschieht mittels der regulären Transformationsmatrix \mathbf{V} :

$$\dot{\tilde{\mathbf{x}}}(t) = \mathbf{V}^{-1}\mathbf{A}\mathbf{V}\tilde{\mathbf{x}}(t) + \mathbf{V}^{-1}\mathbf{B}\mathbf{u}(t) \quad (4.12)$$

Hierbei ist \mathbf{V} die sog. Modalmatrix zu \mathbf{A} . Ihre Spalten werden von den Eigenvektoren \mathbf{v}_i der Matrix \mathbf{A} gebildet:

$$\mathbf{A}\mathbf{V} = \mathbf{A}[\mathbf{v}_1 \dots \mathbf{v}_n], \quad \mathbf{A}\mathbf{v}_i = \lambda_i \mathbf{v}_i \quad (4.13)$$

Die Eigenwerte λ_i der Matrix werden durch Lösung des Charakteristischen Polynoms des Systems bzw. der Matrix \mathbf{A} gefunden:

$$\det(\lambda\mathbf{I} - \mathbf{A}) = \lambda^n + a_{n-1}\lambda^{n-1} + \dots + a_1\lambda + a_0 = 0 \quad (4.14)$$

Die so bestimmten Eigenwerte λ_i werden in der Eigenwertmatrix $\mathbf{\Lambda}$ zusammengefasst, bei der nur die Diagonale besetzt ist:

$$\mathbf{\Lambda} = \text{diag}[\lambda_i] = \begin{bmatrix} \lambda_1 & & 0 \\ & \ddots & \\ 0 & & \lambda_n \end{bmatrix} \quad (4.15)$$

Mit $\mathbf{\Lambda} = \mathbf{V}^{-1}\mathbf{A}\mathbf{V}$ folgt durch Einsetzen in Gl. (4.12):

$$\dot{\tilde{\mathbf{x}}}(t) = \mathbf{\Lambda}\tilde{\mathbf{x}}(t) + \mathbf{V}^{-1}\mathbf{B}\mathbf{u}(t) \quad (4.16)$$

Somit besteht das Gleichungssystem nun aus n voneinander linear unabhängigen Gleichungen, die dann isoliert gelöst werden können. Unter Verwendung der transformierten Koordinaten und der Modalmatrix $\mathbf{\Lambda}$ kann nunmehr Gl. (4.11) für $t_0 = 0$ folgendermaßen formuliert werden:

$$\tilde{\mathbf{x}}(t) = e^{\mathbf{\Lambda}t} \tilde{\mathbf{x}}_0 + \int_0^t e^{\mathbf{\Lambda}(t-\tau)} \mathbf{V}^{-1}\mathbf{B}\mathbf{u}(\tau) d\tau, \quad \text{mit } e^{\mathbf{\Lambda}t} = \text{diag}[e^{\lambda_i t}] = \begin{bmatrix} e^{\lambda_1 t} & & 0 \\ & \ddots & \\ 0 & & e^{\lambda_n t} \end{bmatrix} \quad (4.17)$$

Schließlich erhält man durch erneute Transformation wieder den ursprünglichen Zustandsvektor \mathbf{x} . Mit $\mathbf{x} = \mathbf{V}\tilde{\mathbf{x}}$ und $\tilde{\mathbf{x}}_0 = \mathbf{V}^{-1}\mathbf{x}_0$ ergibt sich die allgemeine Lösung zu:

$$\begin{aligned}\mathbf{x}(t) &= \mathbf{V}e^{\Lambda t}\mathbf{V}^{-1}\mathbf{x}_0 + \mathbf{V}\int_0^t e^{\Lambda(t-\tau)}\mathbf{V}^{-1}\mathbf{B}\mathbf{u}(\tau)d\tau \\ \mathbf{y}(t) &= \mathbf{C}\mathbf{x}(t) + \mathbf{D}\mathbf{u}(t)\end{aligned}\tag{4.18}$$

Die Gleichung (4.18) besteht aus zwei Summanden. Der erste stellt die homogene Lösung der Gleichung dar, die die freie Bewegung des Systems, d.h. den Einfluss der Anfangsbedingungen der Zustandsvariablen beschreibt. Da die freie Bewegung nur von der Anfangsauslenkung des Systems abhängt und daher dessen natürliches Verhalten abbildet, spricht man hier vom Eigenverhalten. Der zweite Summand, bestehend aus der Partikulärlösung von Gl. (4.18) beschreibt den Einfluss der Eingangssignale auf das System und wird deshalb erzwungene Bewegung genannt.

Hieraus lässt sich ableiten, dass Aussagen über die Stabilität und das Abklingen, bzw. die Vergrößerung von Störungen ausschließlich über die Größe der Eigenwerte gemacht werden können. Stabilität einer Eigenbewegungsform ist nur dann gegeben, wenn der Realteil des zugehörigen Eigenwertes $\operatorname{Re}(\lambda_i) < 0$ ist. Gleichzeitig ist ein System nur dann als stabil zu bezeichnen, wenn die Realteile sämtlicher Eigenwerte λ_i negativ sind (vgl. Gesetz von Ljapunov [58]). Nur dann ist die Forderung von Ljapunov erfüllt, dass alle Zustände $\mathbf{x}(t)$ kleiner sind als die Anfangsstörung.

Während die Eigenwerte eine grundsätzliche Aussage über die Stabilität eines Systems erlauben, können durch die Untersuchung der Eigenvektoren \mathbf{v}_i die Amplituden- und Phasenverhältnisse der zugehörigen Eigenbewegungsformen anschaulich gemacht werden. Die Analyse der Eigenbewegungsformen mittels der Eigenvektoren lässt somit einen tieferen Einblick in ihre Beschaffenheit, d.h. in die Anteile der einzelnen Zustände an der Bewegung zu. Des Weiteren kann bei oszillatorischen Eigenbewegungen der zeitliche Verlauf der einzelnen Größen bestimmt werden, wodurch sich Rückschlüsse auf die Phasenlage der Bewegungsanteile zueinander ziehen lassen.

4.5 Dynamische Stabilität und Eigenbewegungsformen der Seitenbewegung im Hyperschallflug

In diesem Abschnitt werden grundsätzliche Besonderheiten des Hyperschallfluges im Vergleich zum Flug bei Unterschall- oder niedriger Überschallgeschwindigkeit angesprochen und insbesondere Widersprüche zu den bereits vorgestellten Flugeigenschaftenforderungen

aufzeigt, die später korrigierende Maßnahmen regelungstechnischer oder konfigurativer Art erfordern.

Im Allgemeinen ist für die Seitenbewegung eine erhebliche Verkoppelung der Eigenbewegungsformen untereinander festzustellen, da die entsprechenden Eigenwerte hier oft deutlich näher beieinander liegen, als dies bei der Längsbewegung normalerweise der Fall ist. So ist eine direkte Zuordnung der Eigenwerte zu den einzelnen Bewegungsformen oftmals nicht möglich. Vielmehr muss anhand von detaillierten Untersuchungen der Eigenvektoren der Einfluss einzelner Freiheitsgrade auf die Bewegung analysiert werden. Dadurch lässt sich aufgrund des Anteils eines Freiheitsgrades an dem interessierenden Eigenvektor der Anteil an der zugeordneten Eigenbewegung ermitteln.

Normalerweise lassen sich auch im Hyperschallflug, der bei den meisten Fluggeräten im Allgemeinen eine deutliche Verschlechterung der Stabilität im Vergleich zum Unterschall- oder auch niedrigen Überschallregime bedeutet, die drei grundsätzlichen Eigenbewegungen der Seitenbewegung, Roll-Gier-Schwingung, Roll- und Spiralbewegung identifizieren. Diese können in ihrem Aussehen jedoch erheblich von den aus dem Unterschallflug bekannten Eigenbewegungen abweichen. Dies resultiert aus einer Reihe von Besonderheiten, die zum Einen aerothermodynamischer Natur sind, zum Anderen durch die Konfiguration der Hyperschallfluggeräte bedingt werden. Des Weiteren sind im Hyperschall in bestimmten Konfigurationen auch neuartige Eigenbewegungsformen möglich. So kann für den Fall hoher Rolldämpfung bei gleichzeitiger Schwerpunktsrücklage eine schwach gedämpfte und bisweilen instabile Bahnschwingung auftreten, welche durch die Vereinigung von Roll- und Spiralbewegungseigenwert zu einem konjugiert komplexen Eigenwertpaar entsteht. Diese sogenannte Phygoide der Seitenbewegung bewirkt wegen ihrer schweren Beherrschbarkeit eine deutliche Verschlechterung der Flugeigenschaften und ist in allen Flugbereichen unbedingt zu vermeiden. Aus diesem Grunde ist für die Lage der Roll- bzw. Spiralbewegungseigenwerte eine deutliche Trennung hinsichtlich ihrer Dämpfungen zu fordern.

Der Flug bei Geschwindigkeiten im hohen Machzahlbereich zeichnet sich durch eine signifikante Verringerung der Dämpfungen aus. Dies wirkt sich beispielsweise bei der Längsbewegung durch verringerte Nickdämpfung auf die Stabilität der Anstellwinkelschwingung aus [89]. Im Hinblick auf die Seitenbewegung ist die Rollbewegung stark betroffen. Hier ist zusätzlich zur geringen Dämpfung die im Allgemeinen sehr schlanke Konfiguration der Fluggeräte zu erwähnen. Daraus resultiert letztlich ein im Vergleich deutlich geringeres Massenträgheitsmoment um die Längsachse, als es für Flugzeuge in konventioneller Konfiguration auftritt. Als Folge davon ergibt sich für viele Hyperschallfluggeräte eine sehr starke Rollneigung, welche durch eine geeignete Regelung kompensiert werden muss. Diese ausgeprägte Eigenschaft im Hyperschall läuft auch der Forderung nach einer für gute Flugeigenschaften wünschenswerten niedrigen Roll-Gier-Kopplung zuwider. Als Maß für die Roll-Gier-Kopplung dient das Verhältnis der Amplituden von Hänge- und Schiebewinkel in der Roll-Gier-Schwingung $|\frac{\Phi}{\beta}|$. Dies kann aus dem Absolutwert des entsprechenden Eigenvektors bestimmt werden. Durch die aus Erfordernissen der aerodynamischen Güte (Widerstand) hervorgehenden äusserst schlanken, langgezogenen Rumpfe in Verbindung

mit vergleichsweise kleinen Flügeln, entsteht ein ungünstiges Verhältnis der Trägheitsmomente I_z und I_x , was eine bevorzugte Rollbewegung im Vergleich zu einer eher gering ausgeprägten Gierbewegung zur Folge hat.

4.6 Inhärente Stabilität der Unterstufe

In diesem Abschnitt soll das Stabilitätsverhalten der Unterstufe anhand einer Analyse des in Abschnitt 4.2.2 hergeleiteten linearen Bewegungsgleichungssystems untersucht werden. Dabei liegt der Schwerpunkt auf der Betrachtung der Seitenbewegung, während auf die Längsbewegung nicht eingegangen wird. Eine ausführliche Untersuchung Dynamik der Längsbewegung kann [87] entnommen werden.

Die Unterstufe des zweistufigen Flugsystems zeigt in der Seitenbewegung signifikante Stabilitätsdefizite. Diese rühren zum Einen von der äusserst schlanken Konfiguration des Rumpfes her, was durch die niedrige Rolldämpfung C_{lp} zum Ausdruck kommt. Zum Anderen ergeben sich dadurch sehr ungünstige Werte für das Schiebegermoment $C_{n\beta}$ (vgl. Abschnitt 2.4.1.2). Dies hat negativen Einfluss auf das Verhalten der Roll-Gier-Schwingung. Des Weiteren beeinträchtigen die relativ kleinen Seitenruder die Steuerautorität um die Hochachse des Fluggerätes.

4.6.1 Flugzustände

Zur Bestimmung der inhärenten Eigenschaften der Unterstufe werden zunächst drei verschiedene Referenzflugzustände definiert, mit deren Hilfe die Auswirkungen des Fluges während der Separation auf die Stabilitätseigenschaften der Unterstufe untersucht werden sollen. Dabei sollen zugleich schrittweise die Veränderungen in den dynamischen Eigenschaften gegenüber dem einfacheren Fall des Horizontalfluges erläutert werden. Weiterhin wird auch der Einfluss der aerodynamischen Interferenz auf die Flugeigenschaften untersucht.

Der zunächst betrachtete Flugzustand ist ein Horizontalflug, der in einer Höhe von 35 km bei einer Flugmachzahl von $M = 6.8$ stattfindet. Das Fluggerät fliegt bei einem Lastfaktor von $n_z = 1$, wobei der Antrieb vollen Schub liefert. Die Unterstufe befindet sich dabei nicht unter dem aerodynamischen Einfluss der Oberstufe.

Als zweiter Flugzustand wird ein Parabelflug betrachtet. Das Fluggerät durchfliegt hierbei einen Parabelbogen, der zugehörige Lastfaktor ist $n_z = 0$. Die restlichen Bahnparameter und der Schub entsprechen dabei dem Horizontalflug. Auch hier besteht noch keine Interferenzeinwirkung auf die Unterstufe.

Schließlich wird die Unterstufe beim Durchfliegen der Referenztrajektorie für die Stufenentrennung untersucht. Hierbei werden die in Abschnitt 4.2.1 definierten Referenzflug-

zustände verwendet, um den Einfluss der Interferenzeffekte auf die dynamischen Eigenschaften des Fluggerätes aufzuzeigen. Jedoch wirkt sich die Kopplungs aerodynamik auf die Unterstufe nur im Bereich der Längsbewegung aus (vgl. Abschnitt 3.4) weswegen bezüglich der Seitenbewegung nur geringe Abweichungen gegenüber dem Parabelflug zu erwarten sind, zumal die Wahl der Referenzzustände für die Separationsbewegung im Wesentlichen einen Parabelflug darstellt. Im Folgenden sollen nun die Stabilitätseigenschaften der Unterstufe anhand der definierten Referenzzustände untersucht werden.

4.6.2 Horizontalflug

Im zuerst untersuchten Horizontalflug fliegt die Unterstufe horizontal bei einem Lastfaktor von $n_z = 1.0$. Dieser Flugzustand dient als Referenz für die später untersuchten Flugzustände der Unterstufe.

Im Horizontalflug bei Lastfaktor $n_z = 1$ besitzt die Roll-Gier-Schwingung der Unterstufe ein negatives Dämpfungsmaß nahe Null, d.h. die Eigenbewegungsform ist eine schwach instabile Schwingung mit einer natürlichen Frequenz von ca. 0.4 s^{-1} . Hierbei fällt die hohe Roll-Gier-Kopplung $|\frac{\Phi}{\beta}|$ auf, die im betrachteten Flugzustand einen Wert von ca. 22 aufweist. Eine Rückverlagerung des Schwerpunktes erhöht die Instabilität der Roll-Gier-Schwingung, bis sie ab einer Schwerpunktsrücklage von ca. $3.5\% l_{ref}$ in eine aperiodische Bewegungsform übergeht. Dieses Verhalten ist auf eine Verringerung des Hebelarmes der Seitenleitwerke und damit des Schiebegermomentes $C_{n\beta}$ zurückzuführen, welches über die Momentenwirkung der Schiebeseitenkraft $C_{Y\beta}$ an die Lage des Schwerpunktes gekoppelt ist.

Die Rollbewegung zeigt sich im Horizontalflug sehr schwach gedämpft, für die Referenzschwerpunktslage ergibt sich hierbei eine Rollzeitkonstante von $T_R = 11.4 \text{ s}$. Dies ist für Hyperschallfluggeräte typisch und durch die schlanke Konfiguration und das damit verbundene Verhältnis der Massenträgheitsmomente um die x - und um die z -Achse bedingt. Die kleine Spannweite bzw. das kleine Trägheitsmoment I_x führen zu sehr kleinen Rolldämpfungen. Auch die Rollbewegung ist sehr stark von der Schwerpunktslage abhängig; hier führt eine Verlagerung nach hinten zu einer Erhöhung der Dämpfung, wohingegen eine Vorverlagerung die Rolldämpfung weiter verringert.

Die Spiralbewegung ist im Allgemeinen eine recht langsame, schwach gedämpfte Eigenbewegungsform, die auch bei leichter Instabilität vom Piloten noch gut zu beherrschen ist. Daher lassen Flugeigenschaftsforderungen eine leichte Instabilität der Spiralbewegung zu, zumal sich eine allzu stabile Spiralbewegung negativ auf die Roll-Gier-Schwingung auswirken würde. Im Horizontalflug ist die Spiralbewegung der Unterstufe leicht instabil, eine Schwerpunktsverschiebung hat dabei auf die Lage des Eigenwertes praktisch keinen Einfluss und zeigt im trimmbaren Bereich keine nennenswerten Auswirkungen. Die Lage der Eigenwerte für die Unterstufe ist in Bild 4.3 dargestellt.

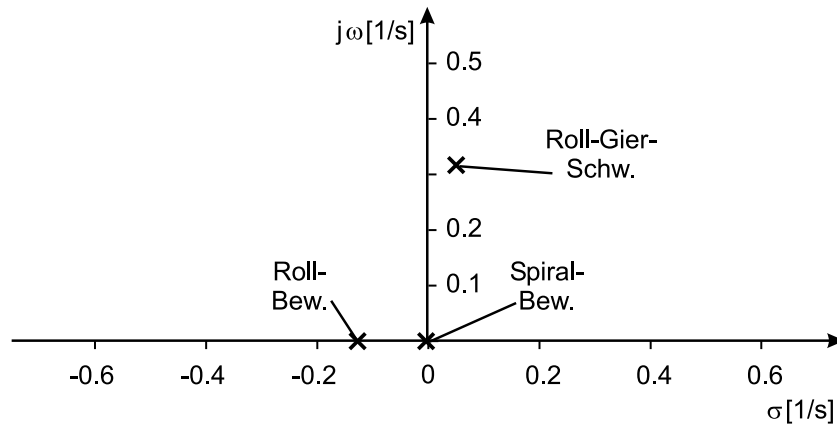


Bild 4.3: Eigenwerte der inhärenten Dynamik der Unterstufe im Horizontalflug

4.6.3 Parabelflug

Die Unterstufe soll nun zum Vergleich in einem parabolischen Flugzustand mit Lastfaktor $n_z = 0$ betrachtet und die sich dabei ergebenden dynamischen Eigenschaften untersucht werden. Ein Vergleich mit dem zuvor untersuchten Horizontalflug soll den Einfluss des Flugzustandes auf die Stabilität des Fluggerätes darstellen.

Die Roll-Gier-Schwingung zeigt sich im Parabelflug durchweg als aperiodisch instabile Eigenbewegungsform, wobei ein Eigenwert im stabilen, der andere im instabilen Bereich liegt. Die starke Instabilität erklärt sich in erster Linie aus der auf geringen Widerstand hin optimierten Form des Rumpfes, gepaart mit den relativ kleinen Seitenleitwerken. Diese haben zusätzlich dazu durch die Lage des Schwerpunktes einen recht kleinen Hebelarm, was die stabilisierende Wirkung begrenzt. Dadurch ergibt sich ein ungünstiges Zusammenwirken des Schiebegermoments $C_{n\beta}$ und des Schieberollmomentes $C_{l\beta}$, was in einem stark instabilen Verhalten resultiert (s. Bild 4.4). Dies äußert sich in einem negativen Wert für das Weismann-Kriterium, welches für Hochleistungsflugzeuge entwickelt wurde und auch für Hyperschallfluggeräte mit ihren schlanken Konfigurationen eine wichtige Größe darstellt [69]. In Folge der hohen Staudrücke im Hyperschallbereich treten hier ähnliche Effekte auf wie im ursprünglichen Geltungsbereich des Weismann-Kriteriums, dem hohen Anstellwinkelbereich. Das Weismann-Kriterium folgt der Beziehung:

$$(C_{n\beta})_{dyn} = C_{n\beta} \cos \alpha - \frac{I_z}{I_x} C_{l\beta} \sin \alpha \quad (4.19)$$

Bedingt durch die sehr schlanke Konfiguration der Unterstufe, die sich in einem großen Verhältnis der Massenträgheitsmomente $\frac{I_z}{I_x} \approx 12$ äußert, gewinnt der Anteil des Schieberollmomentes auch bei kleinen Anstellwinkeln sehr schnell an Bedeutung gegenüber dem Schiebegermoment, weswegen auch schon betragsmäßig recht kleine Werte des Schieberollmomentes einen merklichen Beitrag zur Destabilisierung insbesondere der Roll-Gier-Schwingung liefern können.

Ähnlich wie bei der Windfahnenstabilität ($C_{n\beta}$) gilt für das Weismann-Kriterium die Forderung $(C_{n\beta})_{dyn} > 0$ für stabiles Verhalten des Fluggerätes. Durch die Lage der Eigenwerte bei einer Dämpfung von $\sigma \approx \pm 0.6 \text{ s}^{-1}$ ergibt sich für die instabile Eigenbewegungsform eine Verdopplungszeit von $T_{D,RG} = 2.08 \text{ s}$. Eine Verschiebung des Schwerpunktes nach hinten führt ähnlich wie im Fall des Horizontalfluges zu einer weiteren Destabilisierung der Roll-Gier-Schwingung, analog wird bei Verschiebung nach vorne die Eigenbewegung stabilisiert. Ab einer Verschiebung von ca. $6\% l_{ref}$ nach vorne geht die Roll-Gier-Schwingung wieder in oszillatorische Form über, was jedoch recht große Ausschläge der Hinterkantenklappen erfordert.

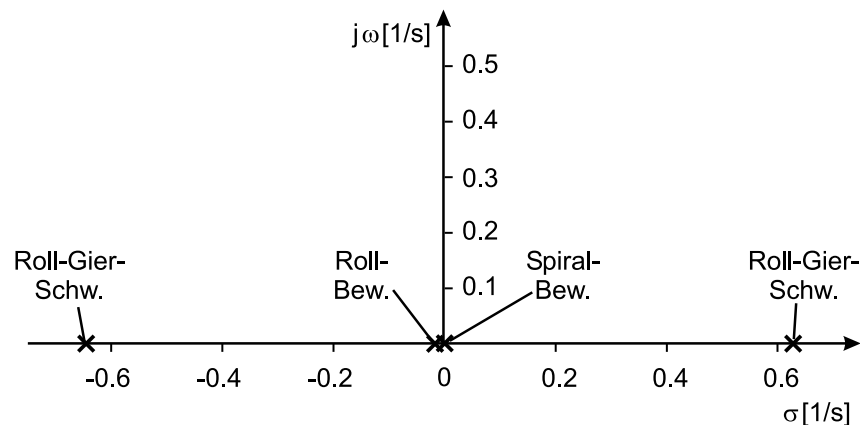


Bild 4.4: Eigenwerte der inhärenten Dynamik der Unterstufe im Parabelflug

Auch die Rollbewegung unterliegt im Parabelflug einer Destabilisierung gegenüber dem Horizontalflug. Dies erklärt sich aus einer leicht abnehmenden Rolldämpfung aufgrund des kleineren Anstellwinkels, welcher sich beim Parabelflug mit $n_z = 0$ ergibt. Auf Veränderungen der Schwerpunktslage reagiert die Stabilität der Rollbewegung kaum, wobei es sich als unerheblich herausstellt, ob der Schwerpunkt nach vorne oder hinten verschoben wird.

Die Spiralbewegung ist im Parabelflug, ähnlich wie im Horizontalflug, nahezu grenzstabil wie Bild 4.4 zeigt (vgl. auch Bild 4.3). Auch die Spiralbewegung wird kaum von Änderungen der Schwerpunktslage beeinflusst.

Der Übergang vom Horizontal- auf den Parabelflug bewirkt für die Unterstufe im Wesentlichen eine Verringerung der Stabilität, die hauptsächlich aus der Änderung des Flugzustandes und damit des Anstellwinkels resultiert. Der Anstellwinkel hat großen Einfluss auf Kraft und Momente der Seitenbewegung, und wirkt sich damit auf die Stabilität der Unterstufe aus.

4.6.4 Separationsbewegung

In diesem Abschnitt wird das Fluggerät während des Durchfliegens der Referenztrajektorie betrachtet. Die Unterstufe befinde sich dabei unter dem aerodynamischen Einfluss der Oberstufe mit den damit verbundenen Interferenzerscheinungen.

Die Roll-Gier-Schwingung erfährt im Vergleich zum Parabelflug eine weitere leichte Destabilisierung. Diese äußert sich in einer Verringerung der minimalen Verdopplungszeit auf $T_{D,RG} = 2.06$ s, wobei sich während der gesamten Dauer der Stufentrennung nur sehr geringe Änderungen in der Lage der Eigenwerte beobachten lassen, wie Bild 4.5 zeigt. Dies ist darauf zurückzuführen, dass die Unterstufe während des Separationsvorganges im Wesentlichen einen Parabelflug ausführt, der dem im vorhergehenden Abschnitt betrachteten Flugzustand sehr ähnlich ist. Die leichten Abweichungen gegenüber dem Parabelflug ohne Interferenzeinfluss ergeben sich durch einen leicht abweichenden Anstellwinkel in Folge der aerodynamischen Kopplung. Die Reaktion des Fluggerätes auf Schwerpunktsverschiebungen ist demnach auch der beim Parabelflug sehr ähnlich.

Auch die Rollbewegung zeigt sich gegenüber dem Parabelflug nur leicht verändert. Hier lässt sich nur eine marginale Erhöhung der Rolldämpfung feststellen, welche in Folge der unterschiedlichen Flugzustände auftritt. Die Schwerpunktslage hat auf die Eigenschaften der Rollbewegung nur sehr geringen Einfluss.

Die Spiralbewegung der Unterstufe bleibt im Vergleich zum Parabelflug nahezu unverändert (s. Bild 4.5). Weiterhin ist die Spiralbewegung im grenzstabilen Bereich, wobei Änderungen der Schwerpunktslage kaum Einfluss auf die Stabilität haben.

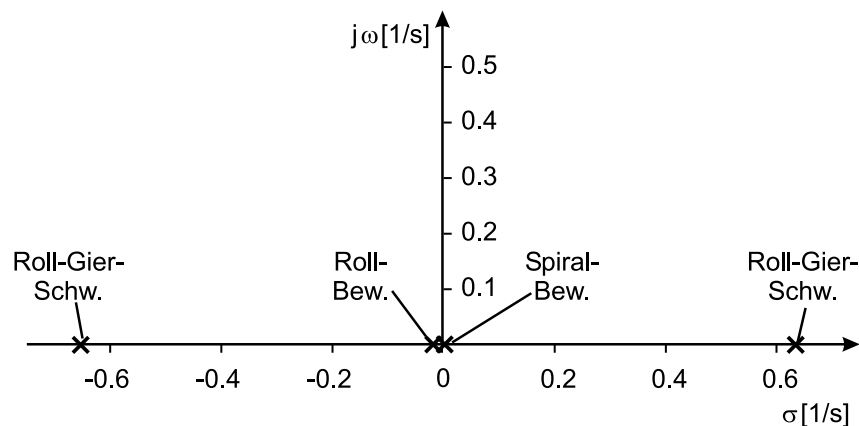


Bild 4.5: Eigenwerte der inhärenten Dynamik der Unterstufe bei der Stufentrennung

Da die aerodynamische Interferenz zwischen beiden Fluggeräten im Falle der Unterstufe nur die Längsbewegung beeinflusst, ergeben sich hier keine, speziell durch die Seitenbewegung hervorgerufenen, Veränderungen der Stabilität. Die Unterschiede in der Stabilität der Eigenbewegungsformen zwischen dem Parabelflug und der Separationsbewegung ergeben sich durch die leicht unterschiedlichen Flugzustände, die durch den Einfluss der Interferenzwirkung in der Längsbewegung bedingt sind.

Somit hat die aerodynamische Interferenz in der Seitenbewegung praktisch keinen Einfluss auf die dynamischen Eigenschaften der Unterstufe.

4.7 Inhärente Stabilität der Oberstufe

Im Folgenden Abschnitt sollen die dynamischen Eigenschaften und die Stabilität der Oberstufe ermittelt werden. Dies geschieht mit Hilfe des bekannten linearen Differentialgleichungssystems und beschränkt sich im Wesentlichen auf die Untersuchung der Seitenbewegung. Eine Untersuchung der Dynamik der Längsbewegung findet sich in [87].

Auch die Oberstufe weist gravierende Stabilitätsdefizite in der Seitenbewegung auf, die sich ähnlich zur Unterstufe in einer sehr instabilen Roll-Gier-Schwingung äussern. Es bestehen ebenfalls Probleme mit der Windfahnenstabilität durch die wenig wirksamen Seitenleitwerke.

4.7.1 Flugzustände

Die für die Untersuchungen verwendeten Flugzustände ähneln in den ersten beiden Fällen jenen, welche für die Unterstufe verwendet wurden, der dritte ergibt sich durch die Referenztrajektorie der Stufentrennung und weicht deshalb vom Fall der Unterstufe ab. Auch hier dient die Auswahl der Flugzustände der Beleuchtung und Unterscheidung der verschiedenen Einflüsse von Flugzustand und aerodynamischer Interferenz.

Der erste Flugzustand bezeichnet einen Horizontalflug der Oberstufe in einer Höhe von 35 km bei einer Flugmachzahl von $M = 6.8$. Der Lastfaktor sei $n_z = 1$ und das Fluggerät fliege horizontal geradeaus. Das Haupttriebwerk ist hierbei ausgeschaltet, die beiden OMS-Triebwerke sind jedoch in Betrieb, da dies der Antriebskonfiguration während der Stufentrennung entspricht. Im ersten Flugzustand fliege die Oberstufe von der Unterstufe mechanisch entkoppelt, ohne den Einfluss aerodynamischer Interferenz.

Im zweiten Flugzustand befinde sich die Oberstufe in einem Parabelflug, bei gleicher Flughöhe und -geschwindigkeit, mit dem Lastfaktor $n_z = 0$. Auch hier seien nur die beiden OMS-Triebwerke in Betrieb und es bestehe kein Interferenzeinfluss.

Der dritte Flugzustand schließlich wird von den Zuständen der Referenztrajektorie gebildet, wie sie in Abschnitt 4.2.1 definiert wurden. Dabei befindet sich die Oberstufe unter dem Einfluss aerodynamischer Interferenzeffekte sowohl der Längs-, als auch der Seitenbewegung. Hinsichtlich der Stabilität des Fluggerätes sind hier, anders als bei der Unterstufe, signifikante Änderungen zu erwarten, da zusätzlich zum aerodynamischen Einfluss der Interferenz noch ein hochdynamisches Manöver vorliegt, bei dem sich v.a. die Nickgeschwindigkeit des Fluggerätes stark ändert.

Die folgenden Abschnitte befassen sich mit der Untersuchung der dynamischen Stabilität der Oberstufe in den soeben vorgestellten Flugzuständen.

4.7.2 Horizontalflug

Die Oberstufe weist im Horizontalflug eine aperiodisch instabile Roll-Gier-Schwingung auf, wobei der Grad der Instabilität hier deutlich höher ist als bei der Unterstufe im vergleichbaren Flugzustand. Die Eigenbewegungsform besitzt im Horizontalflug eine Verdopplungszeit von $T_{D,RG} = 1.39$ s. Die beiden zugehörigen Eigenwerte liegen bei $\sigma \approx \pm 0.95 \text{ s}^{-1}$, was die starke Instabilität der Roll-Gier-Schwingung zeigt und wie bei der Unterstufe durch eine negative Windfahnenstabilität $C_{n\beta}$ hervorgerufen wird. Die instabile Ausprägung ist jedoch im vorliegenden Fall deutlich stärker als bei der Trägerstufe. Die Auswertung des Weismann-Kriteriums $(C_{n\beta})_{dyn}$ ergibt auch für die Oberstufe eine negative Richtungsstabilität. Die Verschiebung der Schwerpunktslage nach vorne bewirkt für die Roll-Gier-Schwingung erwartungsgemäß eine Verkleinerung der Instabilität, bis hin zum Auftreten eines konjugiert komplexen Eigenwertpaares ab einer Vorlage von ca. $7\%l_{ref}$. Der dafür benötigte Ausschlag der Hinterkantenklappen ist allerdings recht groß. Analog bedeutet eine Verschiebung des Schwerpunktes nach hinten eine Vergrößerung der Instabilität.

Die Rollbewegung der Oberstufe ist nur schwach gedämpft, wobei sich eine sehr hohe Rollzeitkonstante von $T_R = 328$ s ergibt. Eine Abhängigkeit der Rollbewegung von der Schwerpunktslage ist auch bei der Oberstufe erkennbar, wobei sich eine Verringerung der Rolldämpfung bei Schwerpunktsvorlage ergibt. Die Spiralbewegung ist schwach instabil, es liegt jedoch mit $T_{DS} = 67$ s eine recht hohe Verdopplungszeit vor. Eine Schwerpunktsänderung wirkt sich auf die Spiralbewegung praktisch nicht aus.

Die Zuordnung der Eigenbewegungsformen ist speziell im Falle der Roll- bzw. Spiralbewegung nur schwer möglich, da die Eigenwerte recht nah aneinander liegen (vgl. Bild 4.6). Zur Bestimmung des zur jeweiligen Eigenbewegungsform zugehörigen Eigenwertes ist deshalb eine Betrachtung der Eigenvektoren notwendig, die eine genauere Untersuchung der Bewegungsformen erlaubt.

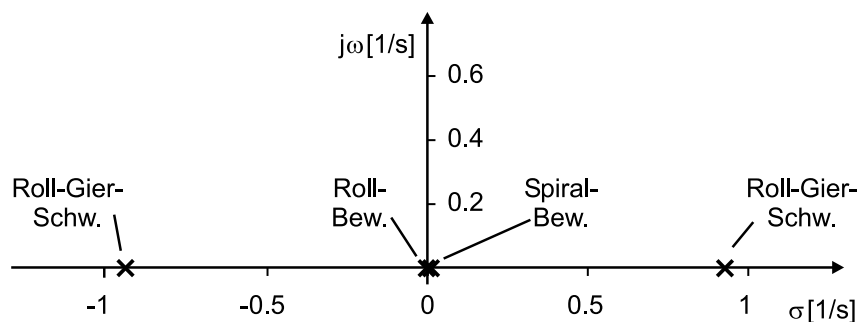


Bild 4.6: Eigenwerte der inhärenten Dynamik der Oberstufe im Horizontalflug

4.7.3 Parabelflug

Im Parabelflug ergibt sich für die Oberstufe eine weitere Destabilisierung der Roll-Gier-Schwingung im Vergleich zum Horizontalflug, wie Bild 4.7 zeigt. Die Roll-Gier-Schwingung behält eine aperiodische Instabilität über den gesamten trimmbaren Schwerpunktsbereich bei. Hierfür ist die, im Vergleich zum Horizontalflug verringerte, Richtungsstabilität $(C_{n\beta})_{dyn}$ verantwortlich, die deutlich negativ ist. Ähnlich wie bei der Trägerstufe ist auch hier die Formgebung des Rumpfes, in Verbindung mit den kleinen Seitenleitwerken und der stabilitätsmäßig ungünstigen Schwerpunktslage verantwortlich für die Stabilitätsdefizite und damit für die aperiodische Form der Roll-Gier-Schwingung. Wie bei der Trägerstufe ist im Parabelflug das Schieberollmoment $C_{l\beta}$ die bestimmende Größe für die Richtungsstabilität und bei einem Lastfaktor von $n_z = 0$ im gesamten trimmbaren Schwerpunktsbereich negativ. Durch das Verhältnis der Massenträgheitsmomente ergibt sich auch bei der Oberstufe ein spürbarer Beitrag des Schieberollmomentes zur Richtungsstabilität auch bei relativ kleinen Anstellwinkeln. Die Verdopplungszeit der Eigenbewegungsform verringert sich leicht, bei einer Schwerpunktverschiebung ergeben sich die erwarteten Auswirkungen.

Die Rolldämpfung wird im untersuchten Flugzustand im Vergleich zum Horizontalflug leicht erhöht, was zu einer Veränderung der Rollzeitkonstante führt. Diese ist mit $T_R = 172$ s deutlich geringer als im Falle des Horizontalfluges, was sich an der Lage des Eigenwertes jedoch kaum zeigt. Eine Variation der Schwerpunktslage führt zu ähnlichen Ergebnissen wie im Horizontalflug, d.h. eine Vorverlegung des Schwerpunkts liefert eine höhere Rolldämpfung. Bei der Spiralbewegung ist eine leichte Verringerung der Instabilität zu beobachten, die wieder kaum mit der Schwerpunktslage des Fluggerätes korrespondiert.

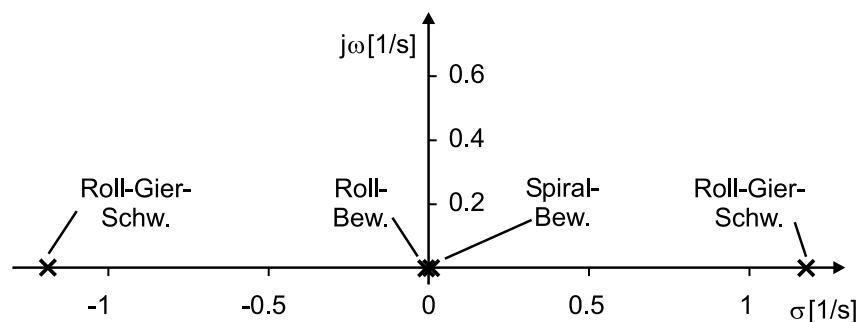


Bild 4.7: Eigenwerte der inhärenten Dynamik der Oberstufe im Parabelflug

Die Stabilität der Oberstufe verändert sich durch den niedrigen Lastfaktor im Vergleich zum zuvor betrachteten Horizontalflug im Wesentlichen zu einer höheren Instabilität hin. Dies ergibt sich hauptsächlich aus den geänderten Referenzbedingungen und den damit verbundenen Änderungen der aerodynamischen Kräfte und Momente des Fluggerätes, insbesondere des Schieberollmomentes. Besonders die, bereits im Horizontalflug instabile, Roll-

Gier-Schwingung ist von dieser Destabilisierung betroffen, während die Auswirkungen auf die Roll- und Spiralbewegung nur von geringer Bedeutung sind.

4.7.4 Separationsbewegung

Bei der Betrachtung der Stabilität der Oberstufe ist zunächst zu beachten, dass der untersuchte Fall aus mehreren Flugzuständen besteht (vgl. Abschnitt 4.2.1), die für die Oberstufe eine sich stark ändernde Trajektorie beschreiben. Diese Änderungen betreffen hauptsächlich die Nickgeschwindigkeit und den Abstand zur Trägerstufe, was starke Änderungen der Aerodynamik des Fluggerätes zur Folge hat.

Die Roll-Gier-Schwingung der Oberstufe zeigt sich während der Stufentrennung, wie in den zuvor betrachteten Zuständen stark instabil, wobei sich die Lage der zugehörigen Eigenwerte für die verschiedenen Punkte der Referenzbahn spürbar verändert. Zu Beginn der Stufentrennung (*Punkt 1*, vgl. Bild 4.1) beträgt die Verdopplungszeit der Roll-Gier-Schwingung $T_{D,RG} = 1.26$ s, mit dem weiteren Verlauf der Stufentrennung wird die Eigenbewegungsform immer weiter destabilisiert. Am Ende der Separation (*Punkt 51*) hat sich die Verdopplungszeit auf $T_{D,RG} = 1.19$ s verkürzt. Eine Verschiebung des Schwerpunktes der Oberstufe liefert qualitativ die gleichen Ergebnisse, wobei eine Verschiebung nach vorne die Eigenbewegungsform stabiler macht, und eine Verschiebung nach hinten die Instabilität erhöht. Hierbei lässt sich auch bei großen Verschiebungen des Schwerpunktes kein Auftreten einer Schwingungsform erreichen.

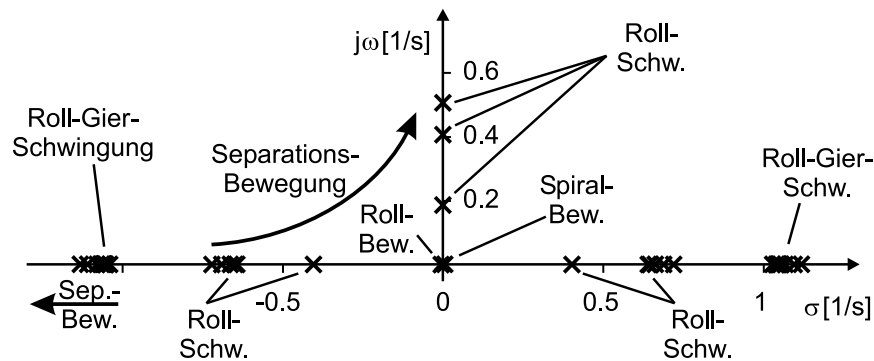


Bild 4.8: Eigenwerte der inhärenten Dynamik der Oberstufe bei der Stufentrennung

Der Grund für das Auftreten dieser stark instabilen Roll-Gier-Schwingung ist wiederum die bei der Oberstufe sehr niedrige Windfahnenstabilität $C_{n\beta}$, in Verbindung mit dem Schieberollmoment $C_{l\beta}$. Die negative Windfahnenstabilität wird im Verlauf der Stufentrennung durch das Auftreten eines Inkrementes durch Interferenz $\Delta C_{n\beta}$ abgeschwächt, wobei dieser Einfluss mit steigendem Abstand immer mehr abnimmt. Auch das Schieberollmoment wird zu Beginn der Stufentrennung noch deutlich abgeschwächt, was zu einer leicht niedrigeren Instabilität der Eigenbewegungsform führt als im Parabelflug. Das Zusammenwirken

der Derivative bewirkt zunächst eine leichte Stabilisierung der Roll-Gier-Schwingung im Vergleich zum Parabelflug, wobei der Interferenzeinfluss mit steigendem Stufenabstand zurückgeht und somit die Eigenbewegungsform zum Ende des Separationsvorganges deutlich instabiler ist als zu Beginn. Insgesamt zeigt Bild 4.8 die begrenzten Auswirkungen der Stufentrennung auf die Roll-Gier-Schwingung. Es ist erkennbar, dass die Eigenwerte der einzelnen Referenzzustände recht dicht beieinander liegen. Zu beachten ist jedoch die allgemein sehr ausgeprägte Instabilität der Roll-Gier-Schwingung während der Stufentrennung. Die Roll-Gier-Schwingung wird somit zwar von der aerodynamischen Kopplung beeinflusst, wird jedoch durch die Interferenzeffekte nicht grundlegend verändert, wie ein Vergleich mit Bild 4.7 zeigt.

Im Falle der Roll- und Spiralbewegung lässt sich während der Separation ein substantieller Unterschied der beiden Eigenbewegungsformen gegenüber den zuvor untersuchten Flugzuständen feststellen. Hier wird durch das Vorhandensein eines Rollmomentes, abhängig vom Hängewinkel $\Delta C_{l\Phi}$, das Auftreten einer neuartigen Eigenbewegungsform begünstigt. Üblicherweise ist die Aerodynamik eines Fluggerätes abhängig vom Anstellwinkel α , der Flugmachzahl, dem Schiebewinkel β sowie den körperfesten Drehgeschwindigkeiten p , q und r , während vom Hängewinkel Φ keine Abhängigkeit besteht. Aus diesem Grund finden sich Einflüsse des Hängewinkels normalerweise nur in kinematischen Beziehungen im Zusammenhang mit Gravitationseinflüssen wieder, nicht jedoch im aerodynamischen Modell des Fluggerätes (vgl. Gl. 2.18).

Bei der Stufentrennung des untersuchten Flugsystems ist dieser Zusammenhang um eine Abhängigkeit vom relativen Hängewinkel zwischen Ober- und Unterstufe zu erweitern. Durch diesen Zusammenhang entsteht ein normalerweise nicht vorhandenes Rollmoment in Abhängigkeit des Hängewinkels L_Φ , das die Dynamik der Orbitalstufe entscheidend beeinflusst.

Während die Roll-Gier-Schwingung nur mehr oder weniger stark in ihrem Aussehen verändert wird, findet bei der Roll- und Spiralbewegung ein fundamentaler Eingriff in die Dynamik statt, wie Bild 4.8 zeigt. Hieraus geht hervor, dass die Eigenwerte der beiden Bewegungsformen zu einem teilweise konjugiert komplexen Eigenwertpaar vereinigt werden und somit eine neue Eigenbewegungsform bilden. Diese hat einen hohen Rollgeschwindigkeits- und Hängewinkelanteil und soll deswegen fortan als interferenzinduzierte Rollschwingung bezeichnet werden.

Über den Verlauf der Stufentrennung betrachtet, ist die Rollschwingung zunächst aperiodisch, wobei ähnlich zur Roll-Gier-Schwingung der Oberstufe sowohl ein Eigenwert mit positivem, als auch mit negativem Realteil auftritt. Daher liegt hier zunächst auch eine deutlich instabile Bewegungsform vor, wie auch die Lage der Eigenwerte bei $\sigma \approx \pm 0.64 \text{ s}^{-1}$ bestätigt. Hierbei bestätigen die Eigenvektoren, mit ihren beinahe identischen Komponenten, die Zugehörigkeit zu einer Eigenbewegungsform, die zunächst eine Verdopplungszeit von $T_{D,RS} = 2.05 \text{ s}$ aufweist. Bei Fortsetzung der Stufentrennung tritt zunächst eine Destabilisierung der Eigenbewegungsform ein, die die Verdopplungszeit auf $T_{D,RS} = 1.83 \text{ s}$ verkürzt (*Punkt 21*, nach 2.0 s). Danach verringert sich die Instabilität, wobei die Eigenwer-

te in Richtung des Ursprunges wandern, bis sie sich in *Punkt 28* zu einem konjugiert komplexen Eigenwertpaar vereinigen. Dies führt zum Auftreten einer sehr schwach gedämpften Schwingung mit einer natürlichen Frequenz von $\omega_{0,RS} = 0.12 \text{ s}^{-1}$. Die Frequenz der Schwingung erhöht sich im weiteren Verlauf der Separation weiter und erreicht im *Punkt 32* der Referenztrajektorie ein Maximum von $\omega_{0,RS} = 0.53 \text{ s}^{-1}$. Nach Erreichen dieses Maximalwertes fällt die natürliche Frequenz der Rollschwingung wieder recht schnell ab und ab *Punkt 44* der Referenzbahn ist kein Auftreten der Rollschwingung mehr erkennbar. Vielmehr treten wieder die Eigenwerte der beiden Eigenbewegungen Roll- und Spiralbewegung auf, die ein Verhalten ähnlich dem beim Parabelflug zeigen.

Schwerpunktsänderungen liefern die erwarteten Ergebnisse, hier haben Verschiebungen nach hinten eine destabilisierende Wirkung. Bei einer Schwerpunktsrücklage von $1\% l_{ref}$ neigt die Rollschwingung zu ihrer aperiodischen Form und erreicht die oszillatorische Form erst bei *Punkt 30*. Das Maximum der natürlichen Frequenz ist hier mit $\omega_{0,RS} = 0.41 \text{ s}^{-1}$ deutlich niedriger als in der Referenzschwerpunktslage. Im Gegensatz dazu wird die Rollschwingung bei Vorverlagerung des Schwerpunktes um $1\% l_{ref}$ deutlich früher oszillatorisch, und mit $\omega_{0,RS} = 0.72 \text{ s}^{-1}$ wird ein deutlich höherer Maximalwert für die natürliche Frequenz erreicht.

Die Analyse der Rollschwingung muss neben der Betrachtung der Eigenwerte auch durch die Untersuchung der Eigenvektoren erfolgen. Aus Bild 4.9 geht die Zusammensetzung der Rollschwingung hervor. Wie die Abbildung zeigt, zeichnet sich diese Eigenbewegungsform durch einen sehr hohen Anteil des Hängewinkels Φ an der gesamten Bewegung aus. Auch der Beitrag der Rollgeschwindigkeit p ist im Vergleich zu den beiden anderen Bewegungsanteilen r und β überragend. Diese Tatsache zeigt den Ursprung der Rollschwingung, der im Auftreten des normalerweise nicht existenten Hänge-Rollmoments L_Φ liegt.

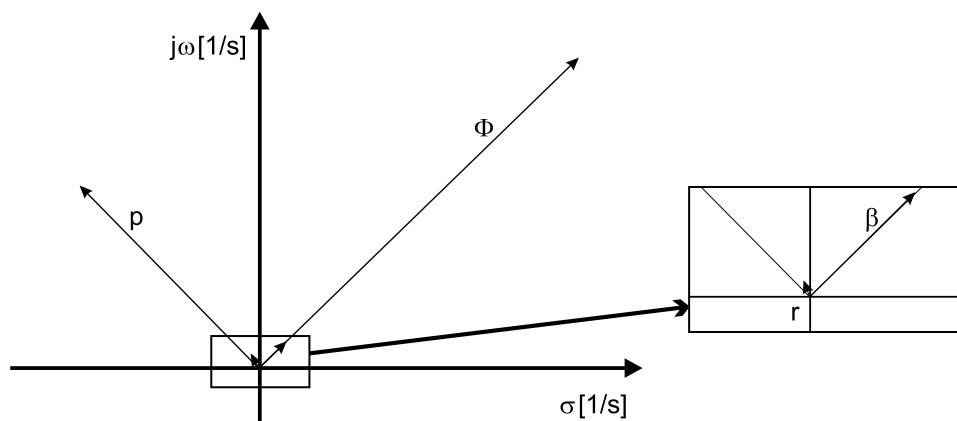


Bild 4.9: Eigenvektoren der interferenzinduzierten Rollschwingung während der Stufentrennung, *Punkt 33*

Im Gegensatz zur Phygoide der Seitenbewegung, deren Auftreten ebenfalls auf eine Vereinigung der Roll- und Spiralbewegungseigenwerte zurückzuführen ist, ist die vorliegende Rollschwingung jedoch keine Bahnschwingung. Da die Phygoide der Seitenbewegung übli-

cherweise mit Schwingungsdauern von $T_P > 100$ s eine relativ langsame Bewegungsform ist, kann durch den Austausch zwischen dem Hängewinkel Φ und dem Gierwinkel Ψ auch eine Änderung des Kurswinkels χ hervorgerufen werden. Dadurch beschreibt das Fluggerät in einer Phygoide der Seitenbewegung eine laterale Schwingung um den Referenzbahnwinkel. Die Rollschwingung weist im Vergleich dazu mit $T_{RS} \approx 7 \dots 13$ s eine deutlich geringere Schwingungsdauer auf und verursacht daher auch keine merklichen Änderungen im Kurswinkel χ des Fluggerätes. Bild 4.10 zeigt eine lineare Simulation der Oberstufe in *Punkt 33* der Referenztrajektorie. Hierbei wurde zur Isolierung der interferenzinduzierten Rollschwingung ein Vielfaches der Eigenvektorrealteile als Anfangsbedingung gewählt. Hierbei sind gut die dominanten Anteile der Rollgeschwindigkeit sowie des Hängewinkels an der Bewegung zu erkennen, während die restlichen Anteile von geringer Bedeutung sind. Des Weiteren ist sehr gut die praktisch nicht vorhandene Neigung zu Bahnschwingungen erkennbar, was die Rollschwingung wesentlich von der Phygoide der Seitenbewegung unterscheidet. Sowohl die Rollschwingung, als auch die Phygoide der Seitenbewegung sind nur sehr schwach gedämpft und können dadurch erhebliche Stabilitäts- und Steuerungsprobleme verursachen. Insbesondere das Auftreten in einer instabilen Form stellt eine substantielle Verschlechterung der Flugeigenschaften dar und ist daher unbedingt zu vermeiden.

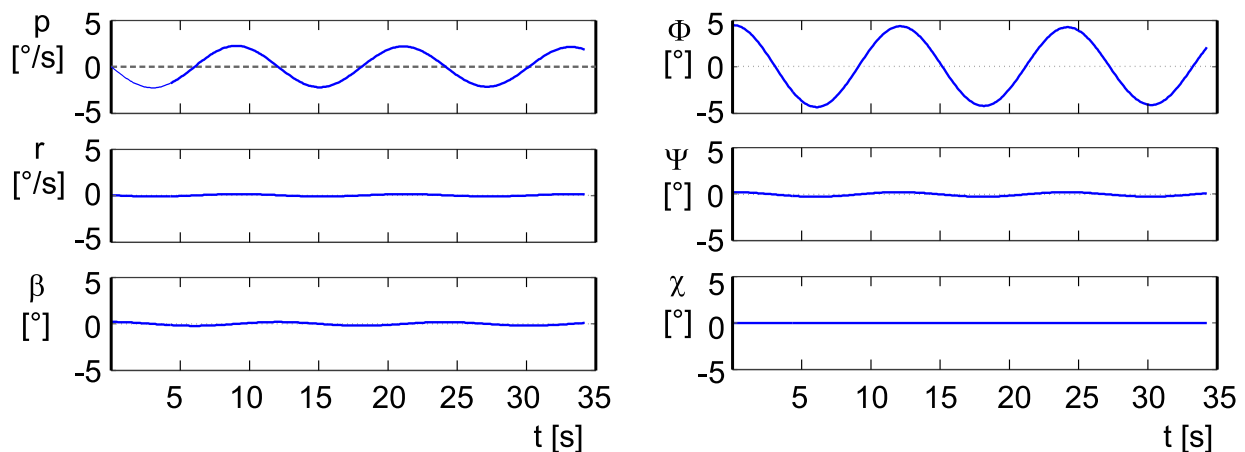


Bild 4.10: *Lineare Simulation der interferenzinduzierten Rollschwingung, Punkt 33*

Das Auftreten der interferenzinduzierten Rollschwingung ist im Wesentlichen eine Folge der Existenz des Hänge-Rollmomentes L_Φ , welches bei der Stufentrennung durch einen relativen Hängewinkel zwischen Ober- und Unterstufe hervorgerufen wird (vgl. Abschnitt 3.4). Durch die stabilisierende Wirkung dieses Rollmomentes entsteht die oszillatorische Form der Eigenbewegung, die allerdings erst ca. 2 s nach Beginn der Stufentrennung zum Tragen kommt. Bis zu diesem Zeitpunkt hat die Rollschwingung eine aperiodisch instabile Form.

4.8 Anpassung der Konfiguration

Die im Rahmen der dynamischen Analyse des zweistufigen Flugsystems ermittelten Eigenschaften zeigen bei beiden Fluggeräten vor allem für die Roll-Gier-Schwingung in allen untersuchten Flugzuständen eine unzulässige Instabilität. Hiervon ist neben der Rollbewegung insbesondere die Roll-Gier-Schwingung betroffen, welche hinsichtlich guter Flugeigenschaften, im Sinne der Forderungen für Hyperschallfluggeräte, große Defizite aufweist (vgl. Abschnitt 4.3).

Wie später gezeigt wird, kann die unbefriedigende Rolldämpfung beider Fluggeräte mit Hilfe eines geeigneten Regelungssystems in ausreichender Weise erhöht werden, um die Flugeigenschaftsforderungen zu erfüllen. Durch die gute Wirksamkeit der Flügelhinterkantenklappen ist hier bei Unter- und Oberstufe eine zufriedenstellende Stabilisierung erreichbar.

Die Roll-Gier-Schwingung hingegen zeigt sich, sowohl für die Unter- als auch die Oberstufe, als stark instabil. Dies ist in erster Linie auf die mangelhafte Richtungsstabilität beider Fluggeräte zurückzuführen, für die das negative Schiebegermoment $C_{n\beta}$ verantwortlich ist. Verglichen mit anderen Hyperschallfluggeräten (z.B. Hyper-X, X-38 [30, 44]) ist dieses Schiebegermoment sehr stark negativ. Im Hinblick auf die Missionssicherheit muss dieses Verhalten als kritisch angesehen werden, da im Hyperschallflug und insbesondere während der Stufentrennung eine präzise Flugbahnführung unabdingbar ist.

Das Problem der unzureichenden Stabilität um die Gierachse wird dadurch noch verstärkt, dass die Wirksamkeit der Seitenruder beider Fluggeräte recht gering ist, was aus den aerodynamischen Eigenschaften ersichtlich ist (vgl. Abschnitte 2.4.1.2 und 2.4.2.2). Dadurch wird es schwierig, ein durch Störungen entstehendes Giermoment durch einen entsprechenden Ausschlag der Seitenruder zu kompensieren, da die verfügbare Steuerautorität um die Hochachse nur relativ bescheiden ist. Daher reicht die verfügbare Richtungsstabilität der Konfiguration zur sicheren Durchführung der Stufentrennung nicht aus.

Aufgrund der soeben angesprochenen Probleme mit der Stabilität der Fluggeräte werden im Folgenden konfigurative Maßnahmen zur Erhöhung der Richtungsstabilität vorgeschlagen, die eine sichere Beherrschbarkeit während der Stufentrennung gewährleisten. Als besonders wirkungsvolle Möglichkeit zur günstigen Beeinflussung der Roll-Gier-Schwingung bietet sich hier eine Erhöhung der Windfahnenstabilität $C_{n\beta}$ durch Skalierung der Seitenleitwerke der Fluggeräte an. Diese Skalierung bewirkt eine Vergrößerung der Seitenleitwerksfläche und damit der Windfahnenstabilität der Fluggeräte. Des Weiteren soll in diese Skalierung auch die Fläche der Seitenruder einbezogen werden, was zu einer Erhöhung der Ruderwirksamkeit führt und somit die Steuerbarkeit der beiden Fluggeräte verbessert. Zu diesem Zweck wird ein Skalierungsfaktor \tilde{V} eingeführt, der das Verhältnis der neuen zur

ursprünglichen Leitwerks- bzw. Ruderfläche angibt:

$$\tilde{V} = \frac{S_{SLW,neu}}{S_{SLW}} \quad (4.20)$$

Das Giermoment des Seitenleitwerkes entsteht durch die Seitenkraft der Seitenleitwerke, in Verbindung mit dem zugehörigen Hebelarm. Deshalb muss zunächst die Kraft bestimmt werden, die durch die Seitenleitwerke erzeugt wird. Da vom aerodynamischen Modell nur die Seitenkraft des gesamten Fluggerätes zur Verfügung gestellt wird, wird die benötigte Kraft mit Hilfe der bei Hyperschall-Flugbedingungen anwendbaren Impulstheorie bestimmt. Diese besagt, dass die Kraft im Wesentlichen aus dem Impuls der am Seitenleitwerk auftreffenden Luft hervorgeht. Damit kann die Seitenkraft des gesamten Seitenleitwerkes über die bekannte Seitenkraft des Seitenruders berechnet werden:

$$C_{y\beta,SLW} = C_{y\zeta} \frac{S_{SLW}}{S_{Ruder}} \quad (4.21)$$

Daraus errechnet sich die neue Seitenkraft für das gesamte Fluggerät aus der ursprünglichen Seitenkraft und dem zusätzlichen Anteil der Leitwerksvergrößerung:

$$\tilde{C}_{y\beta} = C_{y\beta} + \left(C_{y\zeta} \frac{S_{SLW}}{S_{Ruder}} (\tilde{V} - 1) \right) \quad (4.22)$$

Für die Seitenruderkraft bzw. deren Moment müssen die ursprünglichen Derivative skaliert werden:

$$\tilde{C}_{y\zeta} = C_{y\zeta} \tilde{V}, \quad \tilde{C}_{n\zeta} = C_{n\zeta} \tilde{V} \quad (4.23)$$

Schließlich bestimmt sich das skalierte Schiebegermoment analog Gl. (4.22) zu:

$$\tilde{C}_{n\beta} = C_{n\beta} + \left(C_{n\zeta} \frac{S_{SLW}}{S_{Ruder}} (\tilde{V} - 1) \right) \quad (4.24)$$

Die Vergrößerung der Seitenleitwerke würde im Realfall ein Anwachsen der Masse im Heckbereich und damit auch eine Verschiebung des Schwerpunktes nach hinten bewirken. Da jedoch die Massenzunahme relativ gering ist, kann sie im Vergleich zur Gesamtmasse vernachlässigt werden. Somit soll durch die Leitwerksskalierung die Schwerpunktslage nicht beeinflusst werden. Die im Folgenden vorgestellten geänderten Konfigurationen sollen fortan als Referenz für die nachfolgende Reglerauslegung und die Simulation des Separationsmanövers dienen.

Modifizierte Konfiguration der Unterstufe

Im Falle der Unterstufe wird für den Skalierungsfaktor ein Wert von $\tilde{V} = 1.4$ gewählt, der durch die Vergrößerung der Windfahnenstabilität $C_{n\beta}$ die Instabilität des Fluggerätes so weit verringert, dass in dieser Konfiguration eine sinnvolle Stabilisation durch ein Regelungssystem erfolgen kann. Gleichzeitig dürfen jedoch aus Gründen der Kollisionsgefahr die Seitenleitwerke der Unterstufe nicht zu groß skaliert werden.

Bild 4.11 zeigt die Eigenwerte der Unterstufe vor und nach der Leitwerksmodifikation für den Fall der Referenztrajektorie der Stufentrennung. Wie aus der Abbildung ersichtlich ist, kann durch die vorgenommene Vergrößerung der Leitwerke eine deutliche Verbesserung der Stabilitätseigenschaften für die Roll-Gier-Schwingung erreicht werden, welche die Beherrschung der Unterstufe mit der nun verfügbaren Ruderwirksamkeit ermöglicht. Allerdings verbleibt weiterhin ein signifikantes Stabilitätsdefizit, das mit Hilfe eines geeigneten Regelungssystems kompensiert werden muss. Dies gilt auch für die Roll- und die Spiralbewegung, die durch die Modifikation praktisch nicht beeinflusst werden.

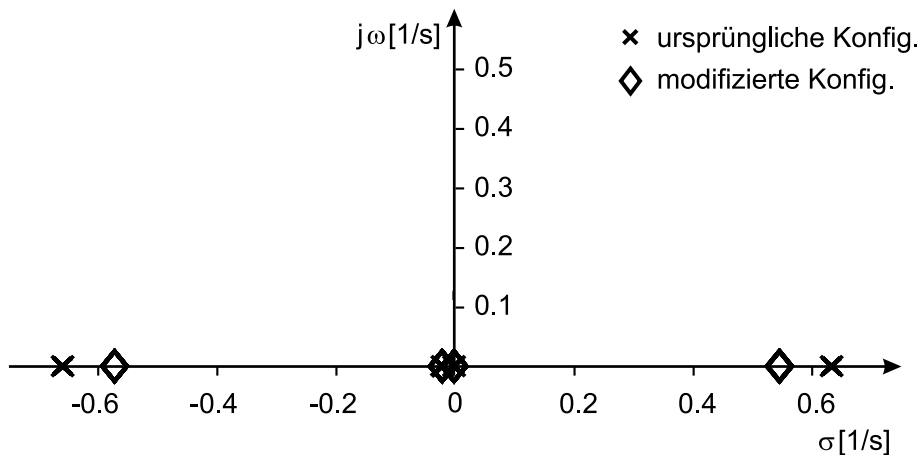


Bild 4.11: Eigenwerte der Unterstufe vor und nach der SLW-Skalierung, Referenztrajektorie

Modifizierte Konfiguration der Oberstufe

Die Oberstufe zeichnet sich durch eine weit größere Instabilität aus, als dies bei der Unterstufe der Fall ist. Daher muss für dieses Fluggerät die Skalierung der Leitwerke größer ausfallen als für die Unterstufe, wobei hier aufgrund der besseren Ruderwirksamkeit eine leicht instabilere Roll-Gier-Schwingung tolerierbar ist. Der Wert für den Skalierungsfaktor der Seitenleitwerke wurde daher zu $\tilde{V} = 1.6$ gewählt, um die Kollisionsgefahr zwischen beiden Fluggeräten nicht zu stark zu erhöhen.

Die Wirkung der Leitwerksvergrößerung kann aus Bild 4.12 abgelesen werden, das einige ausgewählte Eigenwerte für die Stufentrennung zeigt. Aus Gründen der Übersichtlichkeit sind hier nur Eigenwerte der hauptsächlich betroffenen Roll-Gier-Schwingung abgebildet.

Es zeigt sich, dass auch hier eine signifikante Erhöhung der Stabilität der Eigenbewegungsform erreicht werden kann, die nun durch die Entwicklung eines geeigneten Regelungssystems das Erreichen zufriedenstellender Flugeigenschaften erlaubt. Auch hier ist jedoch eine noch immer sehr ausgeprägte Instabilität vorhanden.

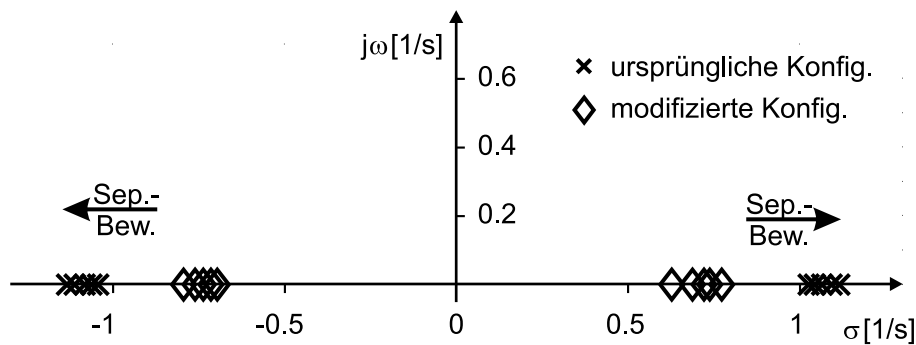


Bild 4.12: Roll-Gier-Schwingungs-Eigenwerte der Oberstufe vor und nach der SLW-Skalierung, Referenztrajektorie

4.9 Zusammenfassung

Die Untersuchung der dynamischen Stabilität der Fluggeräte erfordert – auch im Hinblick auf die spätere Reglerentwicklung – die Herleitung eines linearisierten Bewegungsgleichungssystems, ausgehend von den nichtlinearen Bewegungsgleichungen. Dies erlaubt eine Beurteilung des inhärenten dynamischen Verhaltens beider Fluggeräte in den relevanten Flugzuständen. Die Linearisierung der Bewegungsgleichungen erfolgt sowohl im Horizontal- und Parabelflug, als auch um eine Reihe von Punkten einer zuvor definierten Referenztrajektorie, die den Nominalfall der Stufentrennung darstellt.

Die Untersuchungen der Stabilität zeigen für beide Fluggeräte ein stark instabiles Verhalten. Bei der Unterstufe ist in erster Linie die Roll-Gier-Schwingung betroffen, die für einige Flugzustände in eine instabile, aperiodische Bewegungsform übergeht. Die Rollbewegung erweist sich als zu schwach gedämpft, während die Spiralbewegung nur eine leichte Instabilität aufweist. Dabei zeigt sich, dass Änderungen der Schwerpunktslage zwar Einfluss auf die Stabilität der Eigenbewegungsformen ausüben, jedoch keine substantielle Änderung der Eigenwert-Konstellation bewirken.

Die Oberstufe hat durchgehend für alle untersuchten Flugzustände eine aperiodische Roll-Gier-Schwingung. Diese wird beim Übergang vom Horizontalflug zum Flug bei geringen Lastfaktoren immer instabiler. Beim Flug in der Referenztrajektorie ergibt sich eine leichte Verringerung der Instabilität aufgrund der Interferenzeffekte. Roll- und Spiralbewegung

verhalten sich für Horizontal- und Parabelflug ähnlich zur Unterstufe. Unter Interferenzeinfluss bei der Stufentrennung jedoch vereinigen sie sich zu einem teils aperiodischen, teils konjugiert komplexen Eigenwertpaar, das Anzeichen für eine neuartige Rollschwingung ist, welche durch das aus der Interferenz hervorgehende Rollmoment infolge relativem Hängewinkel induziert wird. Diese der Phygoide der Seitenbewegung ähnelnde Eigenbewegungsform stellt aufgrund mit der Rollsteuerung auftretender Probleme eine Verschlechterung der Flugeigenschaften dar und muss daher vermieden werden.

Beide Fluggeräte weisen den Ergebnissen zufolge untolerierbare Instabilitäten auf, die mit regelungstechnischen Mitteln allein nicht zu beherrschen sind. Deswegen ist über Wege nachzudenken, die Instabilität vor allem der Roll-Gier-Schwingung auf ein beherrschbares Maß zu reduzieren. Dies wird sowohl bei der Unter-, als auch der Oberstufe durch eine Erhöhung der Windfahnenstabilität erreicht. Zu diesem Zweck werden die Seitenleitwerke der Fluggeräte vergrößert. Die Fluggeräte mit den Modifikationen zeigen deutlich bessere Richtungsstabilität, auf die interferenzinduzierte Rollschwingung der Oberstufe hat diese Änderung jedoch keinen großen Einfluss.

Kapitel 5

Regelungskonzept

5.1 Einführung

Die im vorangegangenen Kapitel durchgeführte Analyse der inhärenten Eigenschaften der Fluggeräte zeigt, dass im Hinblick auf die Flugeigenschaften sowohl der Ober-, als auch der Unterstufe große Defizite bestehen. Beide Fluggeräte zeichnen sich durch erhebliche Probleme mit der Stabilität der Roll-Gier-Schwingung aus, und auch die Rollbewegung ist nicht ausreichend gedämpft, wobei die Oberstufe bei der Stufentrennung eine Rollschwingung aufweist, die hinsichtlich der Stabilisierbarkeit als kritisch anzusehen ist. Auch nach Einführung von Modifikationen zur Erhöhung der Stabilität bestehen weiterhin substantielle Stabilitätsdefizite beider Fluggeräte. Zur Behebung dieser Defizite, unter Berücksichtigung der Einflüsse durch die aerodynamischen Interferenzen, soll im folgenden ein Regelungssystem vorgestellt werden.

Beim Entwurf von Regelungssystemen für Hyperschallfluggeräte treten zahlreiche neuartige Probleme auf, die mit den für solche Fluggeräte spezifischen Flugeigenschaften zusammenhängen. Neben dem hohen Grad der Instabilität und den sehr geringen aerodynamischen Dämpfungen sind hier auch die geringen Ruderwirksamkeiten zu nennen, des Weiteren ist die sehr starke Verkopplung der Eigenbewegungsformen problematisch. Auch die wegen der starken thermischen Aufheizung auftretende Verformung der Fluggeräte und eine Fülle weiterer Modellunsicherheiten stellen hohe Anforderungen an das Reglersystem. Zusätzlich sind viele Beschränkungen des Betriebsbereiches einzuhalten.

Während für die Längsbewegung die Auslegung der Regelungssysteme auch im Hyperschallflug teilweise noch in die Entwicklung getrennter Regler für die Kurzzeit- und die Langzeitdynamik aufgeteilt werden kann [3, 43, 63], ist dies für die Stabilisierung der Seitenbewegung praktisch nicht mehr möglich. Durch die starke Überlagerung der Bewegungsanteile tritt eine starke Kopplung der Eigenbewegungsformen auf, die moderner Mehrgrößen-Entwurfsverfahren für die Reglerauslegung bedarf. So sind mit den klassischen

Entwurfsverfahren der Eingrößenregelung auch bei hohem Entwicklungsaufwand keine zufriedenstellenden Ergebnisse zu erzielen, da durch die Verkoppelung die Modifikation einer Eigenbewegungsform mittels gezielter Rückführungen stets auch die übrigen Eigenbewegungsformen beeinflusst werden. Somit erweist sich diese Vorgehensweise zur Erzielung befriedigender Ergebnisse als langwieriger Prozess, der dann hinsichtlich der geforderten Robustheit des entwickelten Regelungssystems noch immer einige Schwachstellen aufweist. In Verbindung mit den insbesondere im Hyperschallflug großen Parameterunsicherheiten erscheinen solche SISO- (Single-Input-Single-Output-)Verfahren zur Beherrschung der Stabilitätsprobleme in der Seitenbewegung nicht geeignet.

Wegen der instabilen inhärenten Eigenschaften der Fluggeräte ist die Hauptaufgabe des zu entwickelnden Reglersystems die Sicherung eines stabilen Bewegungsablaufes, der auch im Betrieb auftretende Störungen und Unsicherheiten der Parameter kompensieren kann. Zusätzlich müssen vom Regelungssystem gute Flugeigenschaften, bei für die jeweilige Flugaufgabe ausreichender Manövrierbarkeit, bereitgestellt werden. Dies bedeutet die Festlegung von Eigenfrequenz und Dämpfungsmaß der Roll-Gier-Schwingung gleichermaßen wie die Zeitkonstanten der Roll- und Spiralbewegung unter Einhaltung der jeweiligen Forderungen bzw. Polvorgabegebiete. Diese Forderungen müssen für alle Punkte der Referenztrajektorie erfüllt sein. Speziell für die Oberstufe ist ein Auftreten der interferenzinduzierten Rollschwingung zu verhindern. Zusätzlich sollte eine, den Flugeigenschaftsforderungen entsprechende, niedrige Roll-Gier-Kopplung in der Seitenbewegung erreicht werden.

Gegenüber Parameterunsicherheiten wie z.B. Unsicherheiten der aerodynamischen oder Antriebsmodellierung, aber auch der Schwerpunktslage des Fluggerätes sollte das Regelungssystem ebenfalls eine gewisse Robustheit aufweisen, da diese Daten aufgrund der fehlenden Erfahrungen im Hyperschallflug nicht in hinreichender Genauigkeit zur Verfügung stehen. Wie bereits gezeigt wurde, haben diese Parameter z. T. großen Einfluss auf die Stabilität der Fluggeräte, können oftmals jedoch aus den genannten Gründen nicht ausreichend genau angegeben werden.

Des Weiteren sollte das Regelungssystem möglichst einfach realisierbar und dabei zuverlässig sein, weswegen es wünschenswert wäre, dieses für die gesamte Separationstrajektorie mit den gleichen, festeingestellten Reglerkoeffizienten betreiben zu können. Insbesondere kann eine Nachführung der Reglerverstärkungen zu Problemen mit der Robustheit führen und es bedarf aufwendiger Verfahren, diese mit nachgeführten Verstärkungen zu erhalten.

Aus den genannten Gründen wird das Reglersystem auf Basis der bereits vorgestellten Referenzflugzustände entwickelt, in denen jeweils die linearisierten zeitinvarianten Bewegungsgleichungsmodelle zur Bestimmung der festeingestellten Reglerverstärkungen herangezogen werden. Das entwickelte Regelungssystem wird anschließend auf seine Robustheit hin untersucht und mittels numerischer Simulationen überprüft.

5.2 Aktuatordynamik

Bei der Modellierung des Flugsystemes muss, im Interesse der Erlangung realistischer Ergebnisse, die endliche Stellgeschwindigkeit der Ruderflächen für Seiten- und Querruder berücksichtigt werden. Speziell instabile Konfigurationen, welche ohne intensive Reglerunterstützung nicht fliegbar sind, reagieren auf Unterschiede der Aktuatordynamik äusserst empfindlich, was bei zu langsamen Stellgliedern die Stabilisierbarkeit begrenzen kann [62, 67]. Daher sollte die Dynamik der Stellglieder gleich zu Beginn des Reglerentwurfes in die Überlegungen mit einbezogen werden.

Für die Modellierung der Aktuatoren werden vereinfachte Stellglieder 1. Ordnung gewählt. Die Zeitkonstanten werden nach üblichen Werten ausgerichtet, wobei angenommen wird, dass die Fluggeräte nicht über die schnellsten Stellglieder verfügen. Somit ergeben sich die Übertragungsfunktionen der Aktuatoren zu:

$$G_{a\xi}(s) = \frac{1}{T_\xi s + 1}; \quad G_{a\zeta}(s) = \frac{1}{T_\zeta s + 1}; \quad \text{mit } T_\xi = 0.04 \text{ s}, T_\zeta = 0.05 \text{ s} \quad (5.1)$$

Bei Verbindung der Aktuatoren-Übertragungsgleichungen mit dem linearisierten Modell nach Gl. (4.10) für das Flugsystem lässt sich das erweiterte Modell in Zustandsform darstellen:

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{x}}' &= \mathbf{A}' \mathbf{x}' + \mathbf{B}' \mathbf{u}' \\ \mathbf{y} &= \mathbf{C}' \mathbf{x}' + \mathbf{D} \mathbf{z} \end{aligned} \quad (5.2)$$

Dabei sind der Zustands- und der Steuervektor

$$\mathbf{x}' = [\mathbf{x}^T, \xi, \zeta]^T; \quad \mathbf{u}' = [\mathbf{u}_a^T, z^T]^T \quad (5.3)$$

und die erweiterten System- und Steuermatrizen

$$\mathbf{A}' = \begin{bmatrix} \mathbf{A} & \mathbf{B} \\ \mathbf{0} & \mathbf{A}_a \end{bmatrix}, \quad \mathbf{B}' = \begin{bmatrix} \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ -\mathbf{A}_a & \mathbf{0} \end{bmatrix} \quad \text{mit } \mathbf{A}_a = \begin{bmatrix} -\frac{1}{T_\xi} & 0 \\ 0 & -\frac{1}{T_\zeta} \end{bmatrix}.$$

Für das Regelungssystem, das zur Stabilisierung der Stufentrennung dient, werden der üblichen Vorgehensweise folgend zunächst getrennte Regler für die Längs- und Seitenbewegung erstellt. Das Regelungssystem enthält einen Basisregler (innerer Kreis), der im Wesentlichen für die Verbesserung der Flugeigenschaften des Flugsystemes verantwortlich ist und auftretende Störungen kompensieren soll. Aufgrund der Forderung nach einem einfachen und zuverlässigen, dabei aber auch schnellen Basisregler besteht dieser aus reinen

Proportional-Rückführungen der Zustands- bzw. Messgrößen auf die Stellglieder. Diese sind für die Seitenbewegung das Quer- und Seitenruder (ξ, ζ) .

Für dieses Flugsystem wurde in [87] bereits ein Längsbewegungs-Regelungssystem entwickelt, welches im Wesentlichen für die vorliegende Arbeit übernommen wurde. Daher konzentrieren sich die vorliegenden Untersuchungen auf die Entwicklung eines Regelungssystems für die Seitenbewegung.

5.3 Synthese des Basisreglers

Der Basisregler des Regelungssystems dient der Stabilisierung der Fluggeräte und der Kompensation äusserer Störungen. Dabei sind insbesondere die, bereits in Abschnitt 3.5 angesprochenen, Gefahrenquellen für die sichere Separationsbewegung zu beachten. Für die Gewährleistung eines sicheren Ablaufs der Stufentrennung müssen Störungen des symmetrischen Flugzustandes möglichst schnell kompensiert werden, wobei stets die Flugeigenschaftsforderungen erfüllt sein müssen. Hier sind zum einen Schiebewinkelstörungen von besonderer Bedeutung, da aufgrund der bei der Separation aperiodisch instabilen Roll-Gier-Schwingung beider Fluggeräte sehr schnell ein großer seitlicher Versatz der Oberstufe relativ zur Unterstufe erreicht wird, als auch durch die kurze Verdopplungszeit der Roll-Gier-Schwingung in kurzer Zeit unkontrollierbare Flugzustände herrschen würden, welche notwendigerweise zum Verlust des Flugsystems führen. Zum Anderen ist durch das Auftreten der Rollschwingung bei der Oberstufe auch eine schnelle Kompensation von Hängewinkelstörungen erforderlich, um eine Berührung der Flügelspitzen der Oberstufe und der Rumpfoberseite der Unterstufe zu verhindern.

Des Weiteren muss der Regler möglichst robust gegenüber Parameterschwankungen bzw. Modellunsicherheiten sein. Die in Kapitel 3 vorgestellten und in der dynamischen Analyse untersuchten Interferenzeffekte stellen eine gewisse Unsicherheit in der dynamischen Modellierung dar. Da zur Seitenbewegung der Stufentrennung noch immer relativ wenige Untersuchungsergebnisse vorliegen, ist vor allem die Stärke der Interferenz, d. h. die Größe der aerodynamischen Inkremente nur schwer zu bestimmen. Aus diesem Grunde muss der robuste Basisregler in der Lage sein, das Flugsystem – insbesondere jedoch die Orbitalstufe – trotz dieser Unsicherheiten zufriedenstellend zu stabilisieren.

Für den robusten Basisregler werden zur Erhöhung der unzureichenden Dämpfungen gezielte Rückführungen der Roll- und Giergeschwindigkeit auf das Quer- bzw. Seitenruder verwendet. So erzeugt eine Rückführung $p \rightarrow \xi$ eine künstliche Rolldämpfung L_p und eine Rückführung $r \rightarrow \zeta$ eine Gierdämpfung N_r . Die aperiodische Roll-Gier-Schwingung geht im Wesentlichen auf die negative Windfahnenstabilität $C_{n\beta}$ zurück. Deshalb ist die Einbeziehung des Schiebewinkels in das Regelungskonzept unbedingt erforderlich. Durch eine gezielte Rückführung $\beta \rightarrow \zeta$ wird ein künstliches N_β generiert, das die Windfahnenstabilität und damit auch die Eigenschaften der Roll-Gier-Schwingung verbessert. Schwierigkei-

ten bei der Bestimmung des Schiebewinkels im Hyperschallflug müssen im Reglerentwurf berücksichtigt werden, da hier gewisse Messtoleranzen zu erwarten sind. Zum Einen zur Stabilisierung der Spiralbewegung, insbesondere aber auch zur Beeinflussung der aus Sicht der Flugeigenschaften kritischen Rollschwingung wird zusätzlich eine Rückführung $\Phi \rightarrow \xi$ vorgesehen. Diese erzeugt ein künstliches L_Φ und ist für die relative Lage der Ober- und der Unterstufe, gerade zu Beginn der Stufentrennung von großer Bedeutung. Bild 5.1 zeigt den Aufbau des robusten Seitenbewegungsreglers.

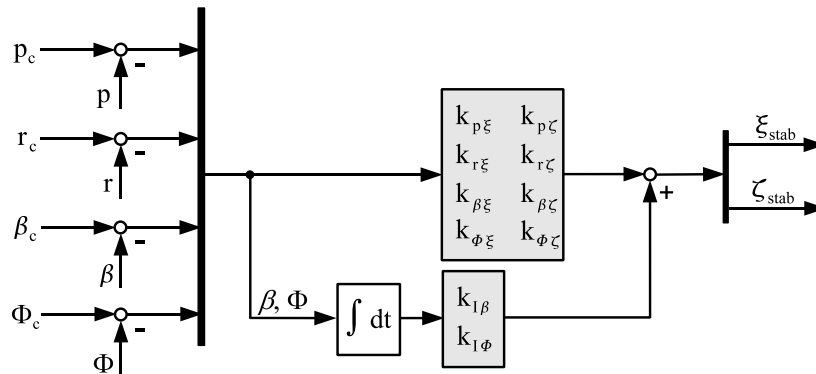


Bild 5.1: Aufbau des robusten Seitenbewegungsreglers

Der maßgebliche Aspekt der Regelaufgaben des Basisreglers ist die möglichst zeitnahe Antwort auf Störungen des Nominalflugzustandes. Deshalb wird der Regler mit Hilfe von proportionalen Rückführungen konzipiert. Aufgrund der kurzen Dauer der Stufentrennung und der damit verbundenen Notwendigkeit einer sicheren Beherrschung plötzlich auftretender Störungen, ist die schnelle und sichere Reaktion des Regelungssystems über die Forderung nach sehr großer Regelgenauigkeit zu stellen. Dies wird unterstützt durch die erforderliche Robustheit des Regelsystems aufgrund der sich während der Stufentrennung ständig ändernden Systemdynamik.

Der robuste Basisregler für die Längsbewegung des Flugsystems greift, aufgrund der kurzen Dauer, nur in die Kurzzeitdynamik ein, wobei für Ober- und Unterstufe ein Rate-Command/Attitude Hold (RC/AH)-Ansatz verwendet wird. Für dieses System werden nur Rückführungen auf die Flügelhinterkantenklappen eingesetzt. Dabei wird die Methode der Polgebietsvorgabe eingesetzt und zur Gewährleistung der Robustheit mit einem Multi-Modell-Ansatz gearbeitet.

Bei der Entwicklung von Regelungssystemen für die Seitenbewegung sind, durch die starke Verkopplung von langsamen und schnellen Eigenbewegungsformen, Methoden welche für die Längsbewegung zum Erfolg führen, jedoch nicht unbegrenzt einsetzbar. Dies ist zum Einen in der komplexeren Dynamik begründet, zum Anderen in der komplizierteren Struktur der Strecke und der größeren Anzahl von Stellgrößen [42]. Deswegen müssen für solche Systeme andere Verfahren verwendet werden, die eine Anwendung bei solchen verkoppelten Mehrgrößensystemen erlauben. So ergeben sich z.B. beim Entwurf eines Reglers unter gezielter Variation der zuvor genannten Rückführungen akzeptable Ergebnisse hinsichtlich

der Lage der Eigenwerte. Die Roll-Gier-Kopplung erweist sich jedoch als noch recht hoch, was speziell für die Kollisionssicherheit auf Rollbewegungen hin problematisch ist.

Der Basisregler für das vorliegende Flugsystem wird mittels der Methode der Multi-Modell-Eigenstrukturvorgabe ausgelegt [60]. Diese bietet die Möglichkeit einer gezielten Entkoppelung durch die Verfügbarkeit mehrerer unabhängiger Stellgrößen, beruhend auf der gezielten Eigenwert- und Eigenvektorzerlegung des zu regelnden Systems. Dabei wird berücksichtigt, dass bei Vorhandensein eines Systems mit mehreren Eingangsgrößen nicht nur dessen Eigenwerte, sondern auch die Eigenvektoren beeinflusst, bzw. partiell gezielt vorgegeben werden können. Durch Einbeziehen von mehreren Streckenmodellen kann dann Robustheit gegenüber Parameterschwankungen erreicht werden. Die Eigenstrukturvorgabe ist aus der Polvorgabe für Mehrgrößensysteme hervorgegangen und findet in einer Reihe von Bereichen Anwendung [35, 59, 39].

Nach der Polvorgabe nach Ackermann können, unter der Verwendung proportionaler Rückführungen auf alle n Elemente des Zustandsvektors, alle Eigenwerte eines Systems beliebig verschoben werden [1]. Voraussetzung hierfür ist jedoch die vollständige Zustandssteuerbarkeit des Systems. Sind mehrere unabhängige Stellgrößen vorhanden, so können die zusätzlichen Freiheitsgrade zur Modifikation der Eigenvektoren genutzt werden. Für den für Flugregelungsprobleme realistischen Fall, dass nur $q < n$ Zustandsgrößen messbar sind lassen sich q Eigenwerte und jeweils p Elemente der Eigenvektoren über die Rückführmatrix K beeinflussen. Gegenüber einer Stellgröße lassen sich damit $q \cdot (p - 1)$ Entwurfsfreiheitsgrade zusätzlich modifizieren.

Basis der Eigenstrukturvorgabe bildet die Zerlegung der Eigenwerte und Eigenvektoren des Modells mit Rückführung der Ausgänge. Diese wird durch eine Modaltransformation der Zustandsgleichungen bestimmt. Die Zustandsgleichungen des geschlossenen Systems erhält man durch die Substitution des Regelgesetzes in die lineare Dynamik, erweitert um die Aktuatoren.

$$\dot{\mathbf{x}}' = (\mathbf{A}' - \mathbf{B}_a \mathbf{K} \mathbf{C}') \mathbf{x}' + (\mathbf{E}_a - \mathbf{B}_a \mathbf{K} \mathbf{D}) \mathbf{z} \quad (5.4)$$

Für den Fall der Ausgangsrückführung lautet damit das Eigenwertproblem nach Gl. (4.13):

$$(\mathbf{A}' - \mathbf{B}_a \mathbf{K} \mathbf{C}') \mathbf{v}_i = \lambda_i \mathbf{v}_i \quad (5.5)$$

Dabei sind λ_i und \mathbf{v}_i der jeweiligen gewünschten Eigenbewegungsform zugeordnet. Führt man nun sog. Eingangsrichtungen $\mathbf{z}_i = \mathbf{K} \mathbf{C}' \mathbf{v}_i$ ein, erhält man eine homogene Matrixgleichung der Form:

$$[\lambda_i \mathbf{I} - \mathbf{A}' \mathbf{B}_a] \begin{bmatrix} \mathbf{v}_i \\ \mathbf{z}_i \end{bmatrix} = 0, \quad \text{mit } \mathbf{z}_i = \mathbf{K} \mathbf{C}' \mathbf{v}_i \quad (5.6)$$

Die nichttrivialen Lösungen von Gl. (5.6) liegen im Nullraum der Matrix $[\lambda_i \mathbf{I} - \mathbf{A}'\mathbf{B}_a]$. Die ersten n Zeilen des Nullraumes spannen die Basis für denjenigen Unterraum auf, der die zum Eigenwert λ_i erreichbaren Eigenvektoren \mathbf{v}_i beinhaltet und der für gewöhnlich mittels einer Singulärwertzerlegung bestimmt wird. Für den Fall, dass die Stell- bzw. Ausgangsmatrix \mathbf{B}_a bzw. \mathbf{C}' vollen Spaltenrang besitzen und die vorgegebenen Eigenwerte λ_i sich von denen der offenen Strecke unterscheiden ($[\lambda_i \mathbf{I} - \mathbf{A}'\mathbf{B}_a]$ regulär) kann der Nullraum auch analytisch berechnet werden:

$$\mathbf{v}_i = -[\lambda_i \mathbf{I} - \mathbf{A}']^{-1} \mathbf{B}_a \mathbf{z}_i = \mathbf{N}_{\lambda_i} \mathbf{z}_i \quad (5.7)$$

Dabei bildet \mathbf{N}_{λ_i} den Unterraum der Dimension p , in dem der Eigenvektor \mathbf{v}_i zum Eigenwert λ_i vorgegeben werden kann. Liegt ein Eigenvektor genau im Unterraum, so kann dieser zusammen mit dem zugehörigen Eigenwert direkt über die Rückführmatrix \mathbf{K} zugewiesen werden.

Normalerweise, und auch im vorliegenden Fall, werden die Eigenvektoren \mathbf{v}_{id} jedoch über die Flugeigenschaftsforderungen festgelegt, was dazu führt, dass sie nicht genau im Unterraum zu liegen kommen. Daher muss für die Abbildung des Vektors in den Unterraum die der Vorgabe nächstliegende Lösung gefunden werden. Die beste Näherung in diesem Fall bildet eine orthogonale Projektion des Eigenvektors in den Unterraum. Die Gauß-Transformation liefert dabei für die Eingangsrichtungen:

$$\mathbf{z}_i = \mathbf{N}_{\lambda_i}^+ \mathbf{v}_{id} \quad (5.8)$$

Dabei entspricht $\mathbf{N}_{\lambda_i}^+$ der Pseudoinversen der Matrix \mathbf{N}_{λ_i} , die sich folgendermaßen zusammensetzt:

$$\mathbf{N}_{\lambda_i}^+ = (\mathbf{N}_{\lambda_i}^H \mathbf{N}_{\lambda_i})^{-1} \mathbf{N}_{\lambda_i}^H \quad (5.9)$$

Die Matrix $\mathbf{N}_{\lambda_i}^H$ ist die sogenannte hermetische Form der Matrix $\mathbf{N}_{\lambda_i}^+$, die der transponierten, konjugiert Komplexen entspricht. Falls eine vollständige Definition des Eigenvektors \mathbf{v}_{id} nicht erforderlich ist, können mittels der Einführung einer positiv semidefiniten Gewichtungsmatrix \mathbf{Q}_{λ_i} die relevanten Eigenvektor-Elemente genauer vorgegeben werden. In dieser Gewichtungsmatrix sind diejenigen Elemente hoch zu gewichten, die die gewünschten Eigenvektorelemente beeinflussen, während der Einfluss der verbleibenden Elemente als niedrig festzulegen ist. Unter Verwendung von Gl. (5.8) ergeben sich dann die Eingangsrichtungen zu:

$$\mathbf{z}_i = (\mathbf{N}_{\lambda_i}^H \mathbf{Q}_{\lambda_i} \mathbf{N}_{\lambda_i})^{-1} \mathbf{N}_{\lambda_i}^H \mathbf{Q}_{\lambda_i} \mathbf{v}_{id} \quad (5.10)$$

Mit Hilfe dieser Beziehung lassen sich dann die jeweiligen Eingangsrichtungen zu einem gewünschten Eigenwert-Eigenvektor-Paar berechnen, und daraus lassen sich anschließend

die tatsächlich erreichbaren Eigenvektoren aus Gl. (5.7) bestimmen. Für die Zuweisung der vorgegebenen Eigenwerte mit den erreichbaren Eigenvektoren muss schließlich noch die zugehörige Rückführmatrix \mathbf{K} berechnet werden:

$$\mathbf{K} = [\mathbf{z}_1, \dots, \mathbf{z}_q] (\mathbf{C}' [\mathbf{v}_1, \dots, \mathbf{v}_q])^{-1} = \mathbf{Z} (\mathbf{C}' \mathbf{V})^{-1} \quad (5.11)$$

Die Eigenvektoren werden dabei in der Modalmatrix \mathbf{V} und die Eingangsrichtungen in der Matrix \mathbf{Z} zusammengefasst.

Mittels dieser Vorgehensweise besteht nunmehr die Möglichkeit, für ein bestehendes System die Systemeigenschaften dahingehend zu modifizieren, dass neben der gewünschten Lage der Eigenwerte auch die Eigenvektoren teilweise zugewiesen werden können. Dadurch können unerwünschte Anteile einzelner Zustandsgrößen in bestimmten Eigenbewegungsformen beseitigt bzw. reduziert werden. Ein weiterer Vorteil liegt in der Möglichkeit, für die Modifikation der Eigenstruktur auf proportionale Rückführungen zurückgreifen zu können, was die Komplexität der Reglerstruktur verringert. Jedoch kann andererseits auch für die nicht beeinflussbaren Eigenwerte keine Beschränkung eingeführt werden, was unter Umständen zu Schwierigkeiten mit der Stabilität des Systems führen kann. Des Weiteren werden bei diesem Verfahren auch die erforderlichen Ruderausschläge nicht berücksichtigt, weswegen auch immer gesondert überprüft werden muss, ob die im jeweiligen Falle erforderliche Steuerautorität auch tatsächlich von den Steuerorganen bereitgestellt werden kann. Dies kann für unterschiedliche Flugzustände deutlich variieren. Deswegen muss der Entwurf stets unter Berücksichtigung der erforderlichen Steuergrößen und der dynamischen Eigenschaften validiert werden.

Da die Eigenstrukturvorgabe auf das Erzielen bestimmter Stabilitätseigenschaften abzielt, diese aber in der Regel nur für den Flugzustand zutreffen, welcher für die Zuweisung herangezogen wurde, kann bei dieser Vorgehensweise noch nicht von Robustheit gesprochen werden, da die Eigenschaften des Systems in anderen Zuständen erheblich abweichen können. Aus diesem Grund muss das soeben beschriebene Verfahren dahingehend erweitert werden, dass eine Erfüllung der Flugeigenschaftsforderungen auch in anderen Flugzuständen gesichert ist.

Für die Gewährleistung einer ausreichenden Robustheit gegenüber Parameterschwankungen wird der so genannte Multi-Modell-Ansatz gewählt. Dieser erlaubt es, die Vorteile der Eigenstrukturvorgabe mit der geforderten Robustheit des Systems zu verbinden [61]. Dabei wird ein Regelsystem mit festeingestellten Reglerkoeffizienten entworfen, das für die relevanten Flugzustände gute Flugeigenschaften gewährleistet. Hierzu werden für die Reglerauslegung mehrere repräsentative Streckenmodelle ausgewählt, im vorliegenden Fall handelt es sich dabei um eine Auswahl von linearisierten Modellen längs der Referenztrajektorie für die Stufentrennung. Da es sich bei der hier verwendeten Multimodell-Eigenstrukturvorgabe um ein iteratives Verfahren handelt, muss für die Entwicklung des Regelungssystems zunächst mit einem Initialentwurf begonnen werden.

Für den Initialentwurf wird ein Streckenmodell aus dem mittleren Bereich der Referenztrajektorie herangezogen. Mittels direkter Eigenstrukturvorgabe werden dem Modell die Eigenwerte dergestalt zugewiesen, dass sie im Hinblick auf die Flugeigenschaftsforderungen günstige Flugeigenschaften erwarten lassen. Anschließend wird eine Untersuchung des so geschlossenen Kreises mit den verbleibenden Streckenmodellen der Referenztrajektorie durchgeführt. Anhand der sich dabei ergebenden Abweichungen der Flugeigenschaften muss die Güte des gewählten Initialentwurfes für alle Flugzustände beurteilt werden. Dabei stellen sich dann in der Regel diejenigen Flugzustände heraus, die in Bezug auf einzelne Eigenbewegungsformen sensitiv sind. Dies zeigt sich durch deutliche Abweichungen der Eigenwerte von den ursprünglichen Vorgaben aus dem Initialentwurf. Für diesen Fall müssen dann die jeweils kritischen Modelle einer näheren Betrachtung unterzogen werden. Für jedes dieser kritischen Streckenmodelle wird sodann eine partielle Eigenstrukturvorgabe durchgeführt, wobei jeweils nur die kritische Eigenbewegungsform modifiziert wird.

Nach der partiellen Zuweisung der Eigenwerte erhält man einen neuen Satz Eigenvektoren und Eingangsrichtungen, welcher anschließend wieder zu einer modifizierten Modalmatrix \mathbf{V} und einer neuen Matrix der Eingangsrichtungen \mathbf{Z} zusammengefasst werden kann. Dieser Vorgang führt schließlich zu einer geänderten Rückführmatrix \mathbf{K} , die die gewünschte Eigenstruktur des Flugsystems bestmöglich zuweist. Daraufhin wird die Rückführmatrix für alle Streckenmodelle getestet und im Anschluss daran kann die Eigenstruktur ein weiteres Mal mittels partieller Eigenstrukturvorgabe verändert werden. Dieser Ablauf kann je nach gewünschter Güte des Regelungssystems mehrere Male wiederholt werden, bis dieses den gestellten Anforderungen genügt. Die dynamischen Eigenschaften ergeben sich hierbei aus den geänderten Zustandsgleichungen des geregelten Systems:

$$\mathbf{A}'_{mod} = (\mathbf{A}' - \mathbf{B}_a \mathbf{K} \mathbf{C}') \quad (5.12)$$

Das aus dieser Entwurfsprozedur hervorgegangene Regelungssystem liefert für die Unterstufe des Flugsystems, aufgrund der für alle Punkte der Referenztrajektorie sehr ähnlichen Flugzustände (Parabelflug bei konstantem Anstellwinkel α) und der in der Seitenbewegung fehlenden Interferenzbeeinflussung, relativ schnell ein zufriedenstellendes Ergebnis. Hierbei muss jedoch wegen der recht großen inhärenten Instabilität der Roll-Gier-Schwingung und der beschränkten Wirksamkeit der Seitenrudder des Fluggerätes auf die Erfüllbarkeit der vorgegebenen Eigenstruktur geachtet werden. Das heisst, eine geforderte zu große natürliche Frequenz der geregelten Roll-Gier-Schwingung kann bei Berücksichtigung der Beschränkungen (vgl. Abschnitt 5.2) schnell zu einer Sättigung der Steuergrößen hinsichtlich der Ruderausschläge und -stellraten führen. Von dieser Problematik ist insbesondere das Seitenrudder betroffen, das auch nach der bereits beschriebenen Modifikation der Seitenleitwerke (und -rudder) in diesem Zusammenhang gewisse Defizite aufweist. Daher wurde für die Vorgabe der Eigenstruktur der Unterstufe ein Kompromiss zwischen adäquater Frequenz und Dämpfung der Roll-Gier-Schwingung und dem dafür erforderlichen Ruderstellbedarf gewählt. Dies ist vor allem vor dem Hintergrund der Tatsache vonnöten, dass eine

Leitwerksvergrößerung nur innerhalb enger Grenzen möglich ist, um die Kollisionsgefahr mit der Oberstufe nicht über Gebühr zu erhöhen.

Die Vorgaben für die Eigenstruktur erfolgen nach den bereits eingeführten Flugeigenschaftenforderungen. Dies betrifft zunächst die Eigenwerte des Flugsystems, die aufgrund der geforderten Dämpfungen und Frequenzen erfolgen. Des Weiteren werden für die direkte Eigenstrukturvorgabe Teile der zugehörigen Eigenvektoren beeinflusst. Hierbei werden, wegen der Forderung nach einem möglichst geringen Schiebewinkel, die Eigenvektoranteile des Schiebewinkels in den Eigenvektoren von Roll- und Spiralbewegung zu Null vorgegeben. Im Falle der Roll-Gier-Schwingung ist eine möglichst geringe Roll-Gier-Kopplung $\left|\frac{\Phi}{\beta}\right|$ erwünscht, weswegen für diese Eigenbewegungsform die Eigenvektoranteile von Rollgeschwindigkeit und Rollwinkel zu Null gewählt werden. Die Vorgabewerte sind der Tabelle 5.1 aufgeführt.

Eigenbewegungsform	Forderung	Zu Null gewähltes Eigenvektor-Element
Roll-Gier-Schwingung	$\lambda_d = -1.7 \text{ s}^{-1} \pm 1.6j \text{ s}^{-1}$	p, Φ
Rollbewegung	$\lambda_d = -5.0 \text{ s}^{-1}$	β
Spiralbewegung	$\lambda_d = -0.4 \text{ s}^{-1}$	β

Tabelle 5.1: Vorgabewerte für die Eigenstruktur der Unterstufe

Wie aus Bild 5.2 hervorgeht, ergeben sich aus den genannten Gründen nur sehr geringe Änderungen im Stabilitätsverhalten der Unterstufe. Die Eigenwerte der einzelnen Streckenmodelle liegen sehr dicht beieinander, da sich die Flugzustände der Referenztrajektorie im Falle der Unterstufe kaum unterscheiden.

Die Reglersynthese für die Oberstufe erfordert deutlich größeren Aufwand zur Gewährleistung akzeptabler Flugeigenschaften. Die Oberstufe unterliegt während der Stufentrennung deutlich größeren Schwankungen der Stabilitätseigenschaften, da sich zum Einen der Flugzustand aufgrund der sehr dynamischen Flugbahn stark ändert, zum Anderen die Interferenzeffekte die laterale Stabilität zusätzlich beeinflussen. Die Instabilität der Orbitalstufe betrifft in erster Linie die Roll-Gier-Schwingung, die durch die Vergrößerung der Seitenleitwerke wie bei der Trägerstufe nur teilweise abgebaut werden kann. Des Weiteren ist bei der Positionierung der Eigenwerte darauf zu achten, dass für alle Punkte der Referenztrajektorie eine klare Trennung der Eigenwerte von Roll- und Spiralbewegung gesichert ist, da eine Vereinigung dieser Eigenwerte zu einer Rollschwingung aus Gründen der Steuerbarkeit unbedingt zu vermeiden ist. Aus Gründen der Kollisionssicherheit ist weiterhin für die Rollbewegung eine hohe Dämpfung zu fordern, die sicherstellt, dass Störungen der Rollrate innerhalb möglichst kurzer Zeit abgebaut werden. Auch die Vorgabe dieser Eigenstruktur darf nicht zu großen Steuerflächenausschlägen führen, die nahe an den Begrenzungen liegen, da dadurch die Stabilität des Fluggerätes beeinträchtigt würde. So wird für die Eigenschaften der Roll-Gier-Schwingung ein Kompromiss zwischen schnellem Ab-

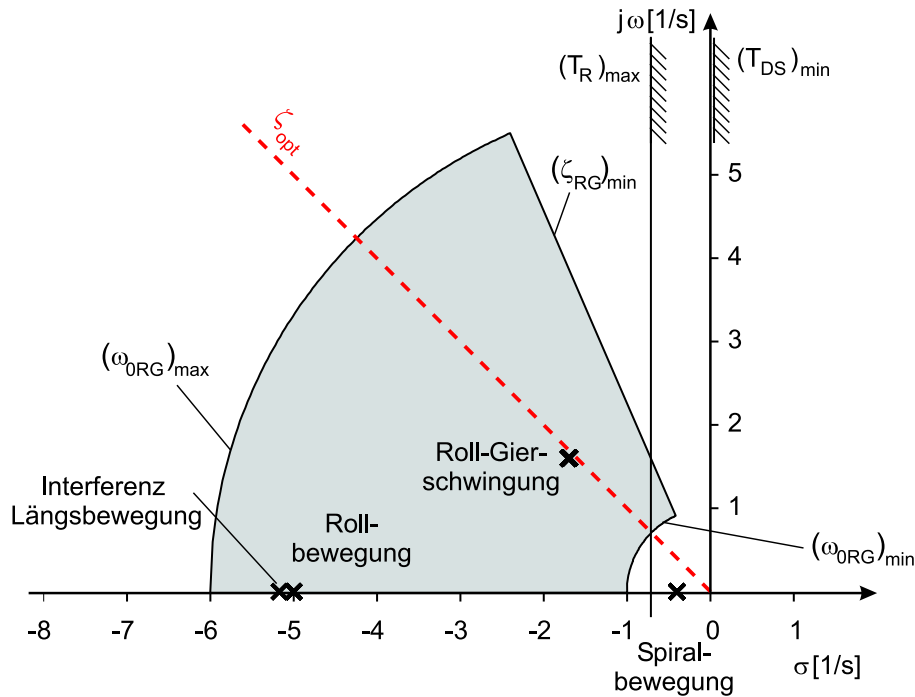


Bild 5.2: Polvorgabebereich und Stabilitätseigenschaften der Unterstufe für den Basisregler

bau der Störung bei gleichzeitiger Berücksichtigung der Stellgrößen eingegangen. Neben der natürlichen Frequenz der Roll-Gier-Schwingung spielt auch das Dämpfungsmaß ζ_{RG} eine wichtige Rolle für das dynamische Verhalten des Fluggerätes. Bei dem Dämpfungsmaß der Roll-Gier-Schwingung ist für die Oberstufe ein Wert nahe der optimalen Dämpfung $\zeta_{opt} = \sqrt{2}/2$ von Vorteil, da dieser einerseits ein schnelles Einschwingen und andererseits eine gute Dämpfung der Schwingung verspricht [42].

In Tabelle 5.2 sind die für den Reglerentwurf verwendeten Vorgaben für die gewünschte Eigenstruktur des Systems dargestellt. Neben der geforderten Lage der Eigenwerte werden auch bei der Oberstufe Teile der Eigenvektoren zu Null gesetzt. Die Wahl dieser Elemente erfolgt analog zum Fall der Unterstufe.

Eigenbewegungsform	Forderung	Zu Null gewähltes Eigenvektor-Element
Roll-Gier-Schwingung	$\lambda_d = -1.5 \text{ s}^{-1} \pm 1.4j \text{ s}^{-1}$	p, Φ
Rollbewegung	$\lambda_d = -5.0 \text{ s}^{-1}$	β
Spiralbewegung	$\lambda_d = -0.4 \text{ s}^{-1}$	β

Tabelle 5.2: Vorgabewerte für die Eigenstruktur der Oberstufe

Bild 5.3 zeigt die Eigenwerte des geschlossenen Kreises der Oberstufe für die ausgewählten Referenzpunkte. Es zeigt sich, dass die Eigenwerte der Roll-Gier-Schwingung nur relativ

geringen Änderungen unterliegen. So liegen die Werte zu Beginn des Separationsmanövers nahe der optimalen Dämpfung und verlagern sich im Laufe des Manövers in Richtung einer niedrigeren Frequenz, wobei die Dämpfung σ_{RG} näherungsweise konstant bleibt was auf eine Änderung des Schiebegiermomentes N_β durch die Interferenz zurückzuführen ist. Im Falle der Spiralbewegung liegen die Eigenwerte zu Beginn der Stufentrennung näher an der imaginären Achse des Polvorgabebereiches, um im Verlauf der Separation nach rechts zu wandern. Ähnliches ergibt sich für die Rollbewegung, wo die geforderte Dämpfung für den ersten Punkt der Referenztrajektorie deutlich unterschritten wird. Im Laufe des Flugmanövers erhöht sich die Dämpfung, um im letzten betrachteten Referenzpunkt ihren Maximalwert zu erreichen. Hierfür ist der Einfluss des interferenzbedingten Hängerollmomentes L_Φ verantwortlich, welches auf die Rolldämpfung einwirkt.

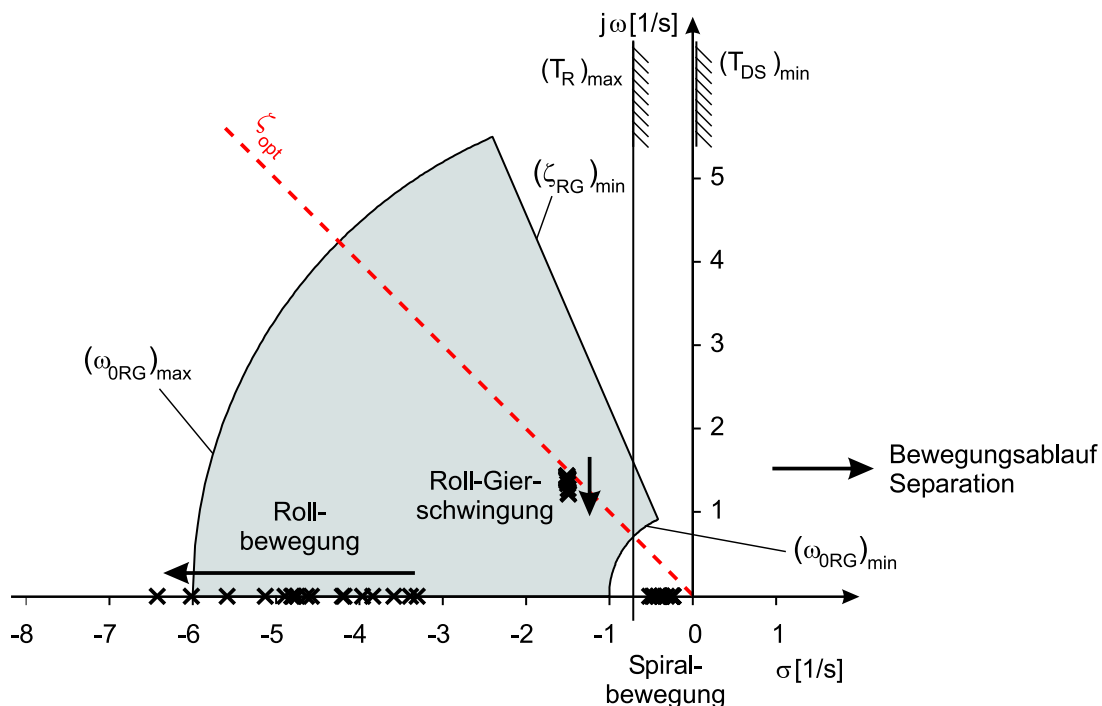


Bild 5.3: Polvorgabebereich und Stabilitätseigenschaften der Oberstufe für den Basisregler, Initialentwurf

Die Ergebnisse dieses Initialentwurfes zeigen die Rollbewegung des Fluggerätes als am meisten empfindlich gegenüber Änderungen des Flugzustandes. Es stellt sich heraus, dass die Rollbewegung zu Beginn des Separationsmanövers (*Referenzpunkt 1*) signifikant von dem geforderten dynamischen Verhalten abweicht. Daher wird für die partielle Eigenstrukturvorgabe dieser Flugzustand für den weiteren Entwurf des Basisreglers gewählt. Die Spiralbewegung zeigt sich als nicht in dem Maße kritisch wie die Rollbewegung, jedoch ist auch hier die Dämpfung gleich für den ersten Referenzpunkt deutlich geringer als im Initialentwurf gefordert. Deswegen wird auch für die Spiralbewegung der *Referenzpunkt 1* für die weitere Entwicklung des Basisreglers herangezogen. Die Roll-Gier-Schwingung, welche auch

nur vergleichsweise geringe Abweichungen von der geforderten Lage der Eigenwerte zeigt, weist am Ende der Separationsbewegung die größte Abweichung von der Vorgabe auf. Der zugehörige *Referenzpunkt 17* bildet die Grundlage für den weiteren Entwurfsprozess.

Nach Abschluss des iterativen Entwurfsverfahrens ist ein Regler entstanden, der dem Fluggerät, hinsichtlich der geforderten Flugeigenschaften unter Berücksichtigung der besonderen Gegebenheiten, bei der Stufentrennung gute Flugeigenschaften verleiht, wobei die Eigenwerte des Systems für alle Flugzustände in einem günstigen Bereich zu liegen kommen. Die Roll-Gier-Schwingung stellt sich für die gesamte Referenzbahn als gut gedämpft heraus, wobei alle Eigenwerte nahe der optimalen Dämpfung ζ_{opt} liegen, und die Frequenz sich innerhalb des geforderten Bereiches bewegt. Auch die Roll-Gier-Kopplung kann mittels der partiellen Eigenstrukturvorgabe noch einmal gesenkt werden. Die Spiralbewegung unterliegt nur geringen Schwankungen und zeigt sich gut gedämpft. Erwartungsgemäß weist die Rollbewegung noch immer die größten Abweichungen von der Forderung hinsichtlich der Flugeigenschaften auf. Jedoch ist die gewünschte Dämpfung bereits für den ersten und im Hinblick auf die Kollisionssicherheit sensitivsten Referenzpunkt erreicht und erhöht sich im Laufe des Separationsmanövers nur innerhalb des zulässigen Bereiches. Des Weiteren ist durch die Vorgabe der Eigenwerte der Roll- und Spiralbewegung das Auftreten der ungewünschten Rollschwingung infolge Interferenz wirksam verhindert worden. Bild 5.4 zeigt die dynamischen Eigenschaften der Oberstufe mit dem resultierenden Basisregler.

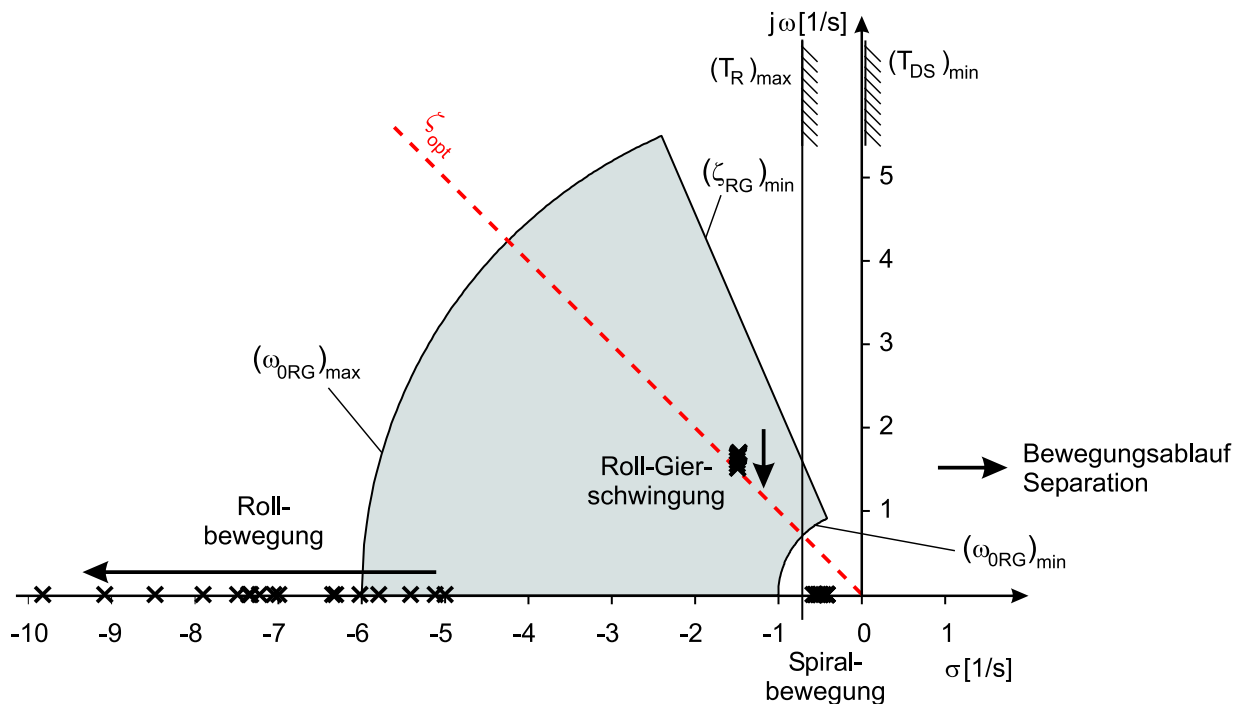


Bild 5.4: Polvorgabebereich und Stabilitätseigenschaften der Oberstufe für den resultierenden Basisregler

5.4 Führungsregler

Neben dem Basisregler, der in erster Linie der Stabilisierung der Fluggeräte und der Kompensation von Störungen des symmetrischen Flugzustandes dient, wird für das Regulationssystem ein Führungsregler entwickelt, der eine Vorgabe von Kommandogrößen für die Flugbahnsteuerung bei der Stufentrennung ermöglicht.

Im Falle der Längsbewegung besteht die geforderte Flugbahninformation im Wesentlichen aus einer Änderung der Nickgeschwindigkeit, die sich aus der in Abschnitt 3.2 angesprochenen Optimierungsbetrachtung bestimmen lässt. Somit ergibt sich für die Steuerung der Längsbewegung die Vorgabe der erforderlichen Nickgeschwindigkeiten $q_{1,2}$ für die Einhaltung der longitudinalen Nominalflugbahn. Die Realisierung der Führung in der Längsbewegung sollte für die Stufentrennung in Form einer Autopilotenfunktion bereitgestellt werden, da aufgrund der hohen Kollisionsgefahr, insbesondere zu Beginn der Separationsbewegung, eine exakte Einhaltung der Nickbeschleunigungen äusserst wichtig ist. Somit ist zu erwarten, dass das Flugmanöver automatisch (Hands-Off) geflogen wird und infolge dessen die erforderlichen Nickgeschwindigkeiten als Kommandogrößen dem Basisregler vorgegeben werden. Der genaue Aufbau des Regulationssystems für die Längsbewegung des Flugsystems kann [87] entnommen werden.

Die größten Gefahren in der Seitenbewegung erwachsen für das Flugsystem aus einer unvorhergesehenen Rotation der Orbitalstufe um die Längsachse und dem damit verbundenen Aufbau eines relativen Hängewinkels $\Delta\Phi$, oder einer seitlichen Relativbewegung zwischen Ober- und Unterstufe (vgl. Abschnitt 3.5).

Da eine Rollbewegung der Oberstufe zu einer möglicherweise gefährlichen Annäherung der Flügelspitzen der Oberstufe an die Unterstufe führt, ist während der Stufentrennung der geforderte Hängewinkel von $(\Phi_c)_{1,2} = 0$ möglichst genau einzuhalten.

Des Weiteren ist ein seitlicher Versatz der Orbitalstufe infolge eines relativen Schiebewinkels $\Delta\beta$ zu verhindern, um eine Kollision der Oberstufe mit den Seitenleitwerken der Unterstufe zu vermeiden. Folglich wird für die Dauer der Separation für beide Fluggeräte ein Schiebewinkel $(\beta_c)_{1,2} = 0$ gefordert.

Zum Erreichen einer stationären Führungsgenauigkeit werden daher für den Führungsregler eine Reihe integrierender Rückführungen implementiert, die ein genaues Einhalten der geforderten Flugzustände sicherstellen [7]. Dabei ist davon auszugehen, dass ein Großteil der zu erfüllenden Regelaufgaben bereits vom Basisregler wahrgenommen wird, der Störungen bis auf die bei proportionalen Reglerverstärkungen üblichen Restabweichungen korrigiert. Somit sind diese Abweichungen mittels Rückführungen des zeitlichen Integrals der Regeldifferenzen zu kompensieren. Die Integral-Rückführungen $k_{I\beta}$ und $k_{I\Phi}$ werden an die Aktuatoren angekoppelt und realisieren so stationäre Führungsgenauigkeit des Regulationssystems, ohne die Systemdynamik wesentlich zu verändern.

Als höhere Autopilotenfunktion wird eine zusätzliche Möglichkeit der Vorgabe des Hängewinkels realisiert, die es erlaubt, im Falle einer Störung während der Stufentrennung in eine vorgegebene Notflugbahn einzuschwenken [64]. Dazu kann bei Bedarf die Vorgabe $(\Phi_c)_2 = 0$ außer Kraft gesetzt und durch einen entsprechenden Wert für den Hängewinkel ersetzt werden. Dieser muss dann anhand der Erfordernisse der entsprechenden Flugbahn kommandiert werden. Bild 5.5 zeigt den Aufbau des Regelungssystems für die Oberstufe, das Regelungssystem der Unterstufe besitzt den gleichen Aufbau.

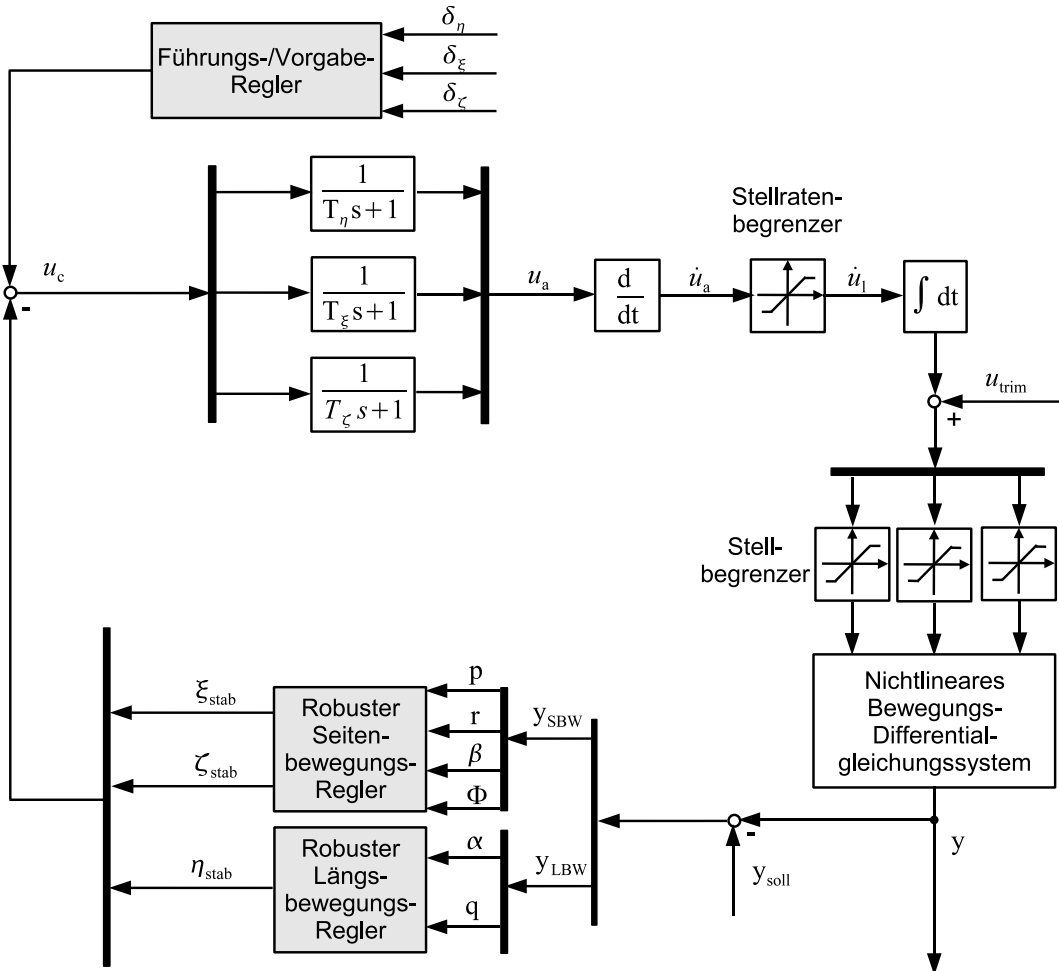


Bild 5.5: Struktur des Regelungssystems für die Oberstufe

5.5 Zusammenfassung

Die bei der dynamischen Analyse des Systems für beide Fluggeräte festgestellte Instabilität in der Seitenbewegung erfordert den Einsatz eines effizienten Regelungssystems, welches das Flugsystem stabilisiert, um diesem im Sinne der zuvor definierten Forderungen gute Flugeigenschaften zu verleihen. Gleichzeitig soll das System möglichst schnell auf Abweichungen vom Nominalflugzustand reagieren und diese korrigieren. Dies ist vor allem zu Beginn des Separationsmanövers unabdingbar, wo die Kollisionsgefahr besonders groß ist.

Für die Stabilisierung der beiden Fluggeräte wird ein Basisregler entworfen, der alle für die Stabilisierung benötigten Rückführungen beinhaltet. Um das Regelungssystem an verschiedene Flugzustände anzupassen, wie sie im Verlauf der Stufentrennung herrschen, bzw. um eventuelle Parameterschwankungen oder -unsicherheiten aufnehmen zu können, muss das Regelungssystem eine gewisse Robustheit aufweisen. Dies wird mittels des Multi-Modell Ansatzes erreicht, der als Entwicklungsgrundlage für die Reglerauslegung mehrere Referenz-Streckenmodelle verwendet, für die das Regelungssystem innerhalb gewisser Toleranzen die geforderten Flugeigenschaften gewährleisten muss. Der Vorteil dieses Verfahrens ist, dass ein relativ einfacher Regler mit proportionalen Rückführungen als Basisregler gewählt werden kann. Dazu wird für ein Streckenmodell aus dem mittleren Teil der Referenztrajektorie mittels der Eigenstrukturvorgabe eine Rückführmatrix mit proportionalen Rückführungen bestimmt, die das Flugsystem im gewünschten Maße stabilisiert. Daraufhin wird der Regler für die verbleibenden Streckenmodelle getestet. Für jede Eigenbewegungsform des Fluggerätes ergibt sich nun ein Referenzflugzustand, für den die Flugeigenschaften entweder kritisch oder noch nicht zufriedenstellend sind. Mittels partieller Eigenstrukturvorgabe kann nun die betreffende Eigenbewegungsform dahingehend verändert werden, dass sie für den ganzen betrachteten Flugbereich die Forderungen erfüllt. Mit diesem Verfahren kann iterativ eine Rückführmatrix gefunden werden, die an den Flugbereich bestmöglich angepasst ist.

Für die Unterstufe ändert sich der Flugzustand im Verlaufe der Stufentrennung kaum, weswegen hier relativ schnell ein zufriedenstellender Basisregler gefunden ist. Im Falle der Oberstufe ergeben sich durch den ständig geänderten Flugzustand Abweichungen vor allem für die Rollbewegung, die in der Hauptsache von der Änderung des Rollmomentes infolge Hängen herrühren. Auch die Roll-Gier-Schwingung erfährt eine Änderung, die auf einen Rückgang des Schieberollmomentes durch Interferenz zurückzuführen ist. Der letztlich gefundene Regler stabilisiert beide Fluggeräte für alle Referenzflugzustände zufriedenstellend.

Der Führungsregler des Flugsystems stellt mittels integrierender Rückführungen die Genauigkeit des Regelungssystems sicher und ermöglicht die Vorgabe von Kommandogrößen.

Kapitel 6

Nichtlineare Simulation des Flugsystems

6.1 Einführung

Bei der dynamischen Analyse, die für die beiden Stufen des Flugsystems durchgeführt wurde, ergeben sich aufgrund der instabilen Auslegung große Stabilitätsdefizite hinsichtlich der Seitenbewegung. Diese betreffen sowohl die Dämpfungen der Fluggeräte, als auch eine deutlich instabile Roll-Gier-Schwingung, die eine sichere Durchführung der Stufentrennung unmöglich macht. Des Weiteren ergeben sich Probleme mit der hohen Roll-Gier-Kopplung, die für kleine Störungen des Schiebewinkels große Antworten des Hängewinkels bedingt. Durch die aerodynamische Interferenz der Seitenbewegung tritt bei der Oberstufe eine Rollschwingung auf, die es aufgrund von daraus resultierenden Steuerungsproblemen zu vermeiden gilt.

Im folgenden Kapitel wird mittels numerischer Simulation der nichtlinearen Dynamik des Flugsystems das Regelungssystem validiert. Dazu werden mehrere Simulationen des Flugsystems während der Stufentrennung durchgeführt, wobei der Einfluss unterschiedlicher Störungen untersucht wird. Hierbei ist der Einfluss der Interferenz auf die Fluggeräte besonders zu beachten, da Unsicherheiten insbesondere bei der Modellierung der Interferenz der Seitenbewegung nicht auszuschließen sind. Um eine realistische Simulation des Separationsmanövers zu ermöglichen, werden auch die Beschränkungen der Aktuatoren hinsichtlich Ausschlag und Stellrate berücksichtigt.

6.2 Simulation der Separationsbewegung

Zum Nachweis der Funktionstüchtigkeit des entwickelten Regelungssystems wird das Flugsystem beim Durchfliegen der Separationstrajektorie simuliert. Hierzu wird das Simulationsmodell mit realitätsnahen Annahmen für die Aktuatoren beaufschlagt, wie in Abschnitt 5.2 beschrieben. Für die Simulation werden im Folgenden Störungen der maßgeblichen Größen der Seitenbewegung betrachtet, wie sie zuvor als in besonderem Maße kritisch, bzw. sensitiv für den gefahrlosen Ablauf der Stufentrennung identifiziert wurden. Dies sind der Hängewinkel, der infolge der möglichen Berührung der Flügelspitzen der Orbitalstufe mit der Trägerstufe als gefährlich angesehen werden muss, und der Schiebewinkel, welcher einerseits wegen der Instabilität der Roll-Gier-Schwingung zu unkontrollierbaren Flugzuständen führen kann und andererseits aufgrund des seitlichen Versatzes der Fluggeräte zueinander eine Kollisionsgefahr birgt. Darüberhinaus werden Unsicherheiten in der Modellierung der Interferenz der Seitenbewegung untersucht, wobei der Einfluss der Interferenzeffekte auf die Gesamtaerodynamik variiert wird. Da die Interferenz der im Rahmen dieser Arbeit vorrangig interessierenden Seitenbewegung Auswirkungen hauptsächlich auf die Orbitalstufe hat, werden die folgenden Simulationen der Übersichtlichkeit wegen nur die Reaktionen der Oberstufe auf Störungen zeigen. Eine Ausnahme bildet hier nur die symmetrische Nominaltrajektorie, da in der Längsbewegung beide Fluggeräte gleichermaßen betroffen sind.

6.2.1 Nominaltrajektorie

Zunächst soll auf die Simulation der Nominaltrajektorie eingegangen werden, welche die Grundlage für die anschließenden Untersuchungen hinsichtlich der Seitenbewegung darstellt. Das Separationsmanöver beginnt hierbei stets im Augenblick des Lösen der Verankerungen der Oberstufe am Ausfahrgestell, $t_0 = 0$. Das Flugsystem fliegt in Anlehnung an [87] bei einer Flugmachzahl von $M = 6.8$ in einer Höhe von $h = 35$ km. Es befindet sich zu diesem Zeitpunkt in einem parabolischen Flugzustand mit einem Lastfaktor von $n_z = 0$. Während die Triebwerke der Trägerstufe mit Vollschub gefahren werden, ist der Hauptantrieb der Orbitalstufe aus Sicherheitsgründen noch nicht in Betrieb. Jedoch werden die OMS-Triebwerke der Orbitalstufe bereits zu Beginn der Separation betrieben, um den Longitudinalversatz des Fluggerätes möglichst gering zu halten. Die Oberstufe ist im Vergleich zur Unterstufe um $\Delta\epsilon = 1^\circ$ angestellt, um bereits zu Beginn der Stufentrennung eine Auftriebsdifferenz gegenüber der Unterstufe aufweisen zu können.

Bild 6.1 zeigt den Verlauf des Trennmanövers im symmetrischen Flugzustand. Die Unterstufe behält während des Manövers einen nahezu konstanten Parabelflug bei, wie aus den Verläufen für Fluggeschwindigkeit, Anstellwinkel und Lagewinkel ersehen werden kann. Die Nichtlinearitäten sind auf den Einfluss der Interferenzeffekte in der Längsbewegung zurückzuführen, die vor allem in den Momentenhaushalt des Fluggerätes eingreifen. Dies geht auch aus dem Verlauf der Nickgeschwindigkeit hervor, die Schwankungen um ihren

stationären Wert aufweist. Die Trajektorie der Orbitalstufe zeigt aufgrund der Wahl des RC/AH-Regelungssystems größere Schwankungen vor allem der Nickgeschwindigkeit q . Aufgrund des stärkeren Einflusses der Interferenzeffekte auf das Nickmoment ergeben sich hier z. T. deutliche Abweichungen. Jedoch wirkt sich dies nur in relativ geringem Maße auf die Zustandsgrößen, Anstell- und Lagewinkel aus, wie am Verlauf der Größen erkennbar ist. Der stärkere Abfall der Fluggeschwindigkeit ist auf den fehlenden Antrieb des Fluggerätes zurückzuführen.

Der Verlauf des relativen Abstandes der Fluggeräte zeigt, dass der longitudinale Versatz der Oberstufe zu Beginn der Stufentrennung nur sehr gering ist und erst nach ca. 3 s stärker anwächst. Der vertikale Abstand wächst mit nahezu quadratischem Verlauf an und erreicht nach 5 s ca. 30 m.

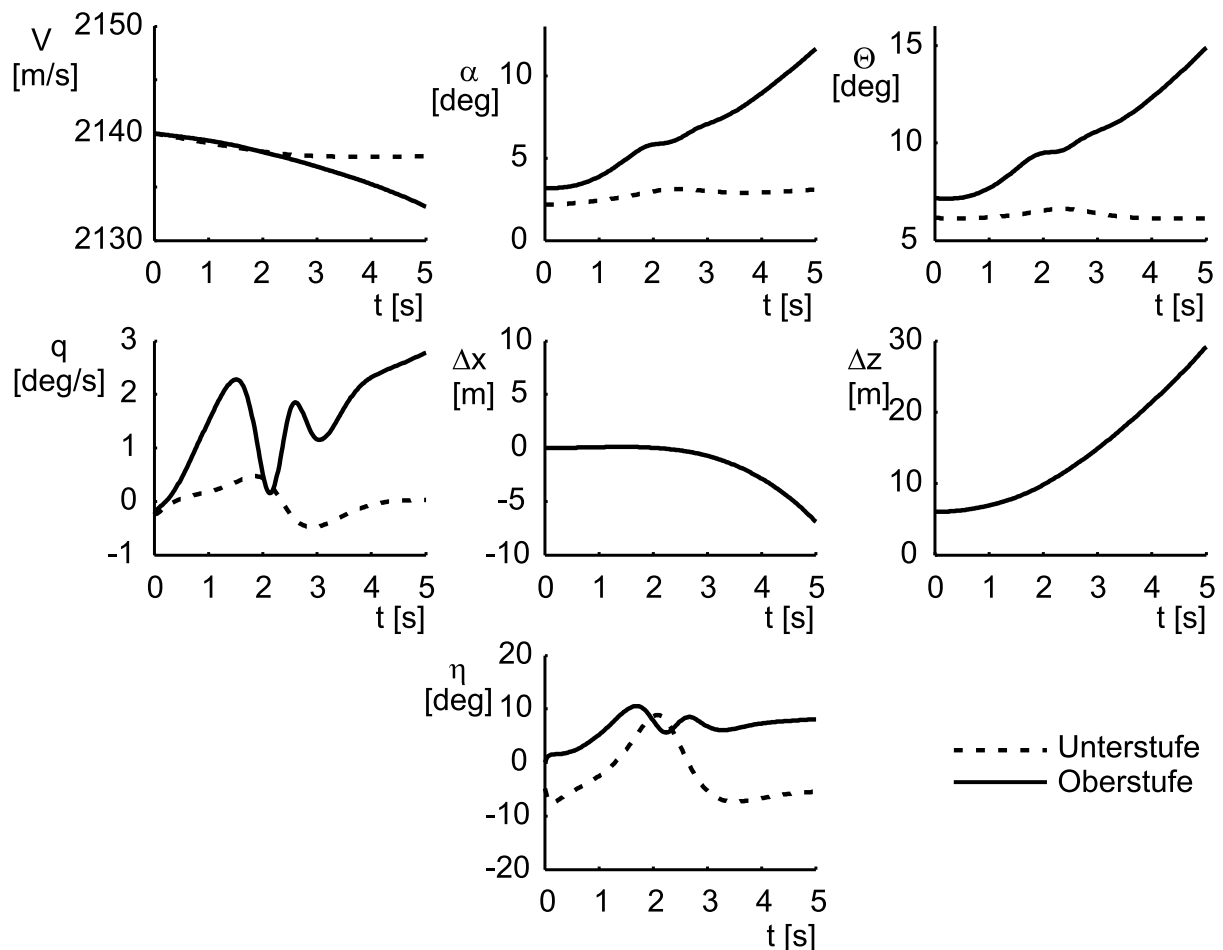


Bild 6.1: Simulation der Stufentrennung, Nominaltrajektorie

6.2.2 Störungen des symmetrischen Flugzustandes

6.2.2.1 Störung des Hängewinkels

Die Reaktion der Oberstufe auf eine anfängliche Störung des Hängewinkels Φ zeigt Bild 6.2. Das Regelungssystem baut die Störung stetig ab, ohne dass im Verlauf des Flugmanövers größere seitliche Ablagen entstehen. Im Vergleich dazu baut sich im inhärenten Fall durch die instabile Konfiguration der Hängewinkel rasch auf, was auch aus dem Verlauf der Rollgeschwindigkeit p hervorgeht. Der Schiebewinkel wird während des gesamten Manövers vom Regelungssystem auf kleinen Werten gehalten, wohingegen er sich für die inhärente Dynamik des Fluggerätes infolge der negativen Windfahnenstabilität vergrößert. Die Giergeschwindigkeit r nimmt ebenfalls nur relativ kleine Werte an. Die Ruderausschläge zur Stabilisierung der Stufentrennung sind im vorliegenden Fall nur gering, insbesondere die als Querruder dienenden Flügelhinterkantenklappen zeigen eine gute Wirksamkeit.

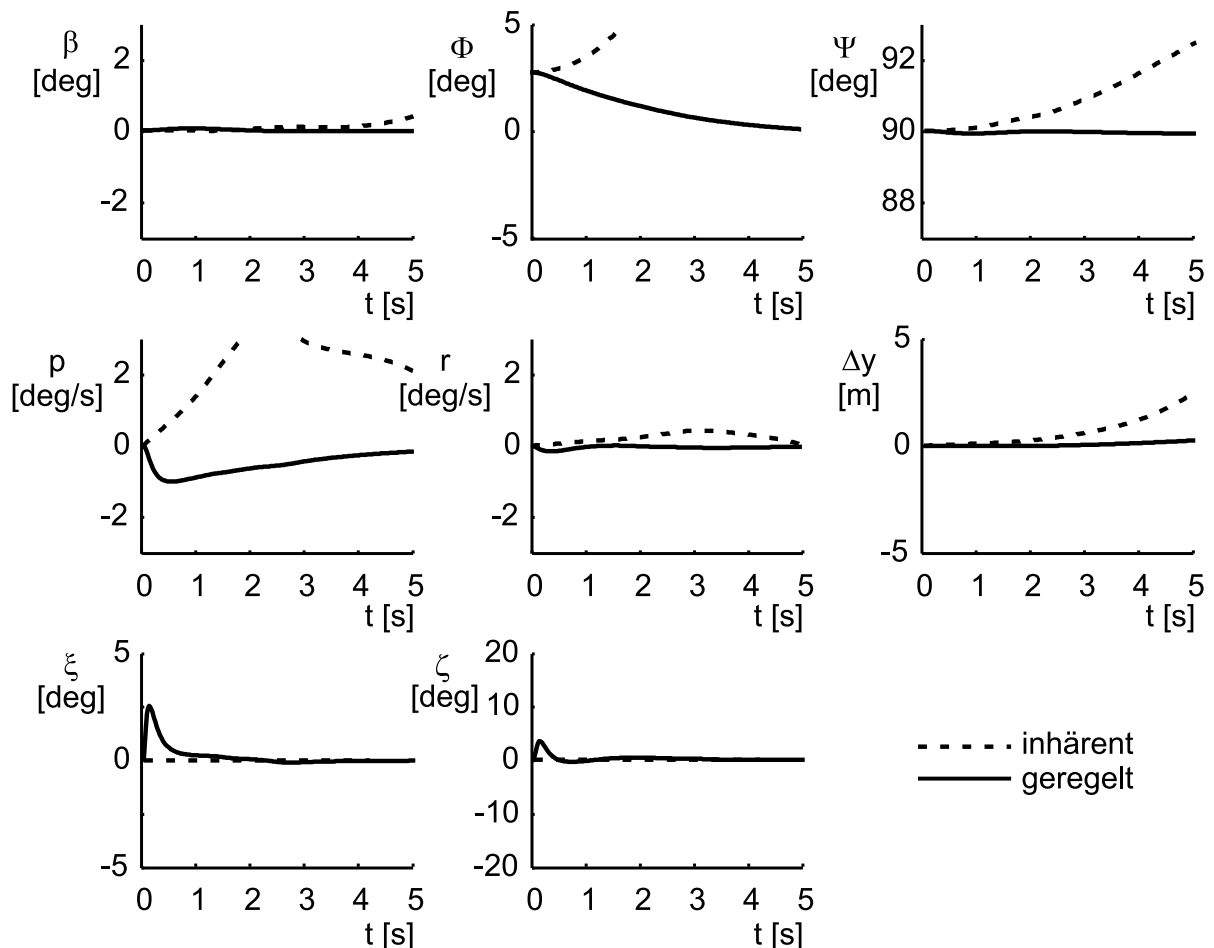


Bild 6.2: Simulation der Stufentrennung, Störung des Hängewinkels der Oberstufe $\Phi_0 = 3^\circ$

6.2.2.2 Störung des Schiebewinkels

In Bild 6.3 ist die Simulation einer Schiebewinkelstörung für die Oberstufe dargestellt. Der anfängliche Wert von $\beta_0 = 1^\circ$ wird innerhalb kurzer Zeit ausgeregelt, der Vergleich mit der inhärenten Dynamik zeigt deutlich die ursprüngliche Instabilität der Oberstufe. Anhand des Verlaufes von Hängewinkel Φ und Rollgeschwindigkeit p ist die niedrige Roll-Gier-Kopplung erkennbar, die mit Hilfe des Regelungssystems erreicht wurde (vgl. inhärente Dynamik, gestrichelte Linien). Das Fluggerät reagiert jedoch auf Störungen des Schiebewinkels insgesamt recht empfindlich, da die trotz der vergrößerten Seitenleitwerke stark instabile Roll-Gier-Schwingung ohne Eingreifen des Reglers die Oberstufe in kurzer Zeit in einen unkontrollierbaren Flugzustand bringen würde. Dieser Umstand wird durch die im Vergleich zu den Querrudern relativ geringe Wirksamkeit der Seitenruder noch verschärft. Die somit erforderlichen Ausschläge für die Seitenruder ζ führen die Aktuatoren kurzzeitig an den Rand des möglichen Stellgeschwindigkeitsbereiches. Allerdings besteht aufgrund des großen maximalen Ausschlages der Seitenruder hier noch Spielraum.

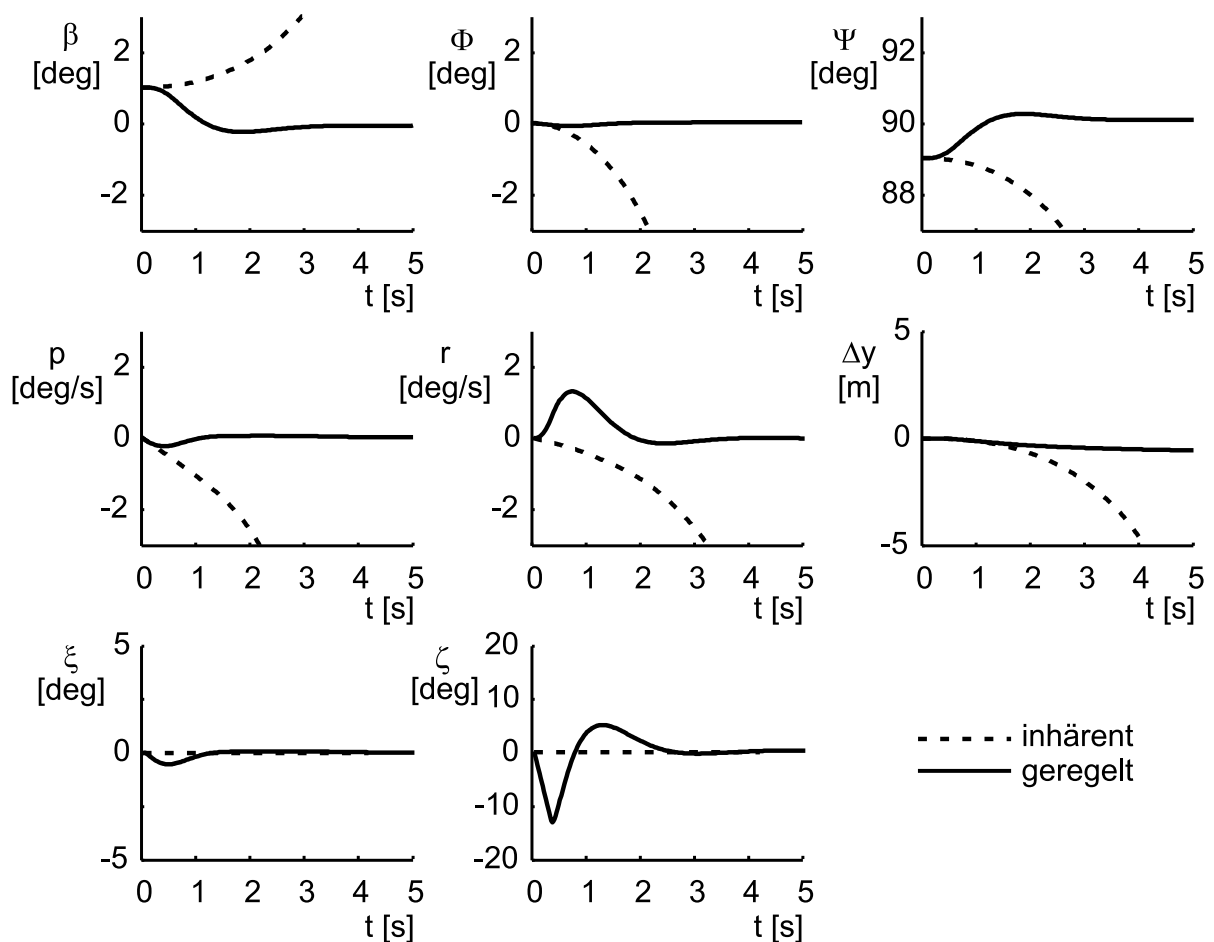


Bild 6.3: Simulation der Stufentrennung, Störung des Schiebewinkels der Oberstufe $\beta_0 = 1^\circ$

6.2.3 Reaktion auf Modellunsicherheiten der aerodynamischen Interferenz

Die Unsicherheiten in der Modellierung der Interferenz stellen hohe Anforderungen an das Regelungssystem, das zum Auffangen solcher Unsicherheiten eine entsprechende Robustheit aufweisen muss. Nachdem die Funktion des Regelungssystems mit konstanten Koeffizienten im vorhergehenden Abschnitt nachgewiesen wurde, soll nun anhand der Simulation des mit Unsicherheiten der Interferenzeffekte versehenen Modells die Robustheit des Reglers gegenüber Parameterschwankungen gezeigt werden. Zu diesem Zweck werden Simulationen der Stufentrennung mit gleichen Anfangsbedingungen wie in den vorhergehenden Abschnitten durchgeführt. Zudem wird die Stärke des Interferenzeinflusses auf die Aerodynamik des Flugsystems auf 150% des ursprünglichen Wertes erhöht.

6.2.3.1 Störung des Hängewinkels

Bei der Vorgabe einer Hängewinkelstörung zeigt sich, dass das Regelungssystem auch bei der veränderten Dynamik des Fluggerätes gute Resultate bei der Kompensation der Störung liefert. Der anfängliche Hängewinkel von $\Phi_0 = 3^\circ$ wird in vergleichbarer Zeit mit nur geringfügig größeren Querruderausschlägen größtenteils kompensiert und auch die erforderlichen Seitenruderausschläge sind vergleichsweise gering. Der Schiebewinkel bleibt im Gegensatz zum inhärenten Fall durch die Entkopplung von Roll- und Gierbewegung stets bei Werten nahe Null, und die Giergeschwindigkeit wird ebenfalls gut ausgeglichen. Der seitliche Versatz am Ende der Separationsbewegung ist gering, was durch die Anpassung des Flugpfades infolge der integrierenden Rückführungen erreicht wird. Die Verläufe der Zustands- und Steuergrößen können Bild 6.4 entnommen werden.

6.2.3.2 Störung des Schiebewinkels

Für die Vorgabe einer Schiebewinkelstörung liefert der Regler auch für die vergrößerte Interferenzwirkung gute Resultate (vgl. Bild 6.5). Die Anfangswertstörung von $\beta_0 = 1^\circ$ wird innerhalb von 2 s ausgeglichen, wobei die benötigten Ausschläge der Seitenruder geringfügig kleiner ausfallen als mit der ursprünglichen Stärke der Interferenzeffekte. Der Vergleich mit dem unregulierten Fluggerät (gestrichelte Linie) zeigt den Einfluss der Interferenz auf die Dynamik der Oberstufe. Hier wird der stabilisierende Einfluss des Schiebegiermomentes infolge Interferenz deutlich, das den schnellen Aufbau eines Schiebewinkels bremst (vgl. ursprüngliche Interferenzeffekte, Bild 6.3). Hängewinkel und Rollgeschwindigkeit werden im geregelten Fall ebenfalls gering gehalten, während sie bei inhärenter Dynamik stark instabiles Verhalten zeigen. Die laterale Verschiebung Δy wird durch den Regler gering gehalten, wobei sie auch im inhärenten Fall bei verstärkter Interferenz geringer ausfällt, als dies mit der ursprünglichen Interferenz der Fall war.

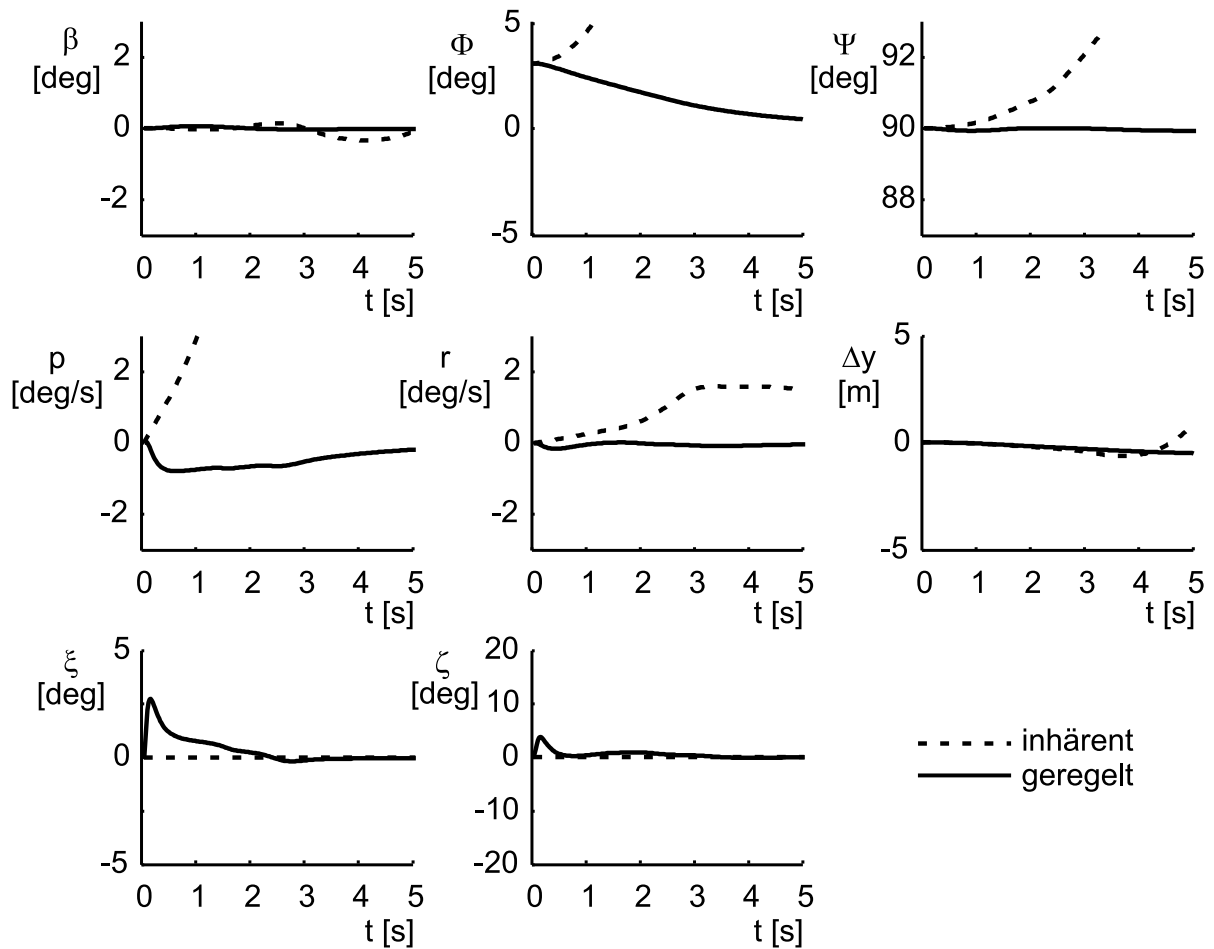


Bild 6.4: *Simulation der Stufentrennung, Störung des Hängewinkels der Oberstufe $\Phi_0 = 3^\circ$ bei um 50 % überschätztem Interferenzeinfluss*

6.3 Zusammenfassung

Die Überprüfung der Wirksamkeit des entwickelten Regelungssystems erfordert die Simulation der Stufentrennung mittels der zuvor hergeleiteten nichtlinearen Bewegungsgleichungen. Dabei kann zum Einen ein Nachweis für die Gültigkeit des linearen Entwurfs erbracht werden, zum Anderen bietet die nichtlineare Simulation die Möglichkeit eines tieferen Einblickes in die Dynamik des untersuchten Fluggerätes. Dies gilt besonders für den Fall der Separation, da die Dynamik der Orbitalstufe des Flugsystems während der gesamten Dauer des Manövers ständigen Veränderungen unterliegt. Dies betrifft in der Längsbewegung beide Fluggeräte, während in der Seitenbewegung ursächlich nur die Dynamik der Oberstufe beeinflusst wird, und die Unterstufe nur über Änderungen der Anfangszustände marginale Abweichungen der Dynamik erfährt.

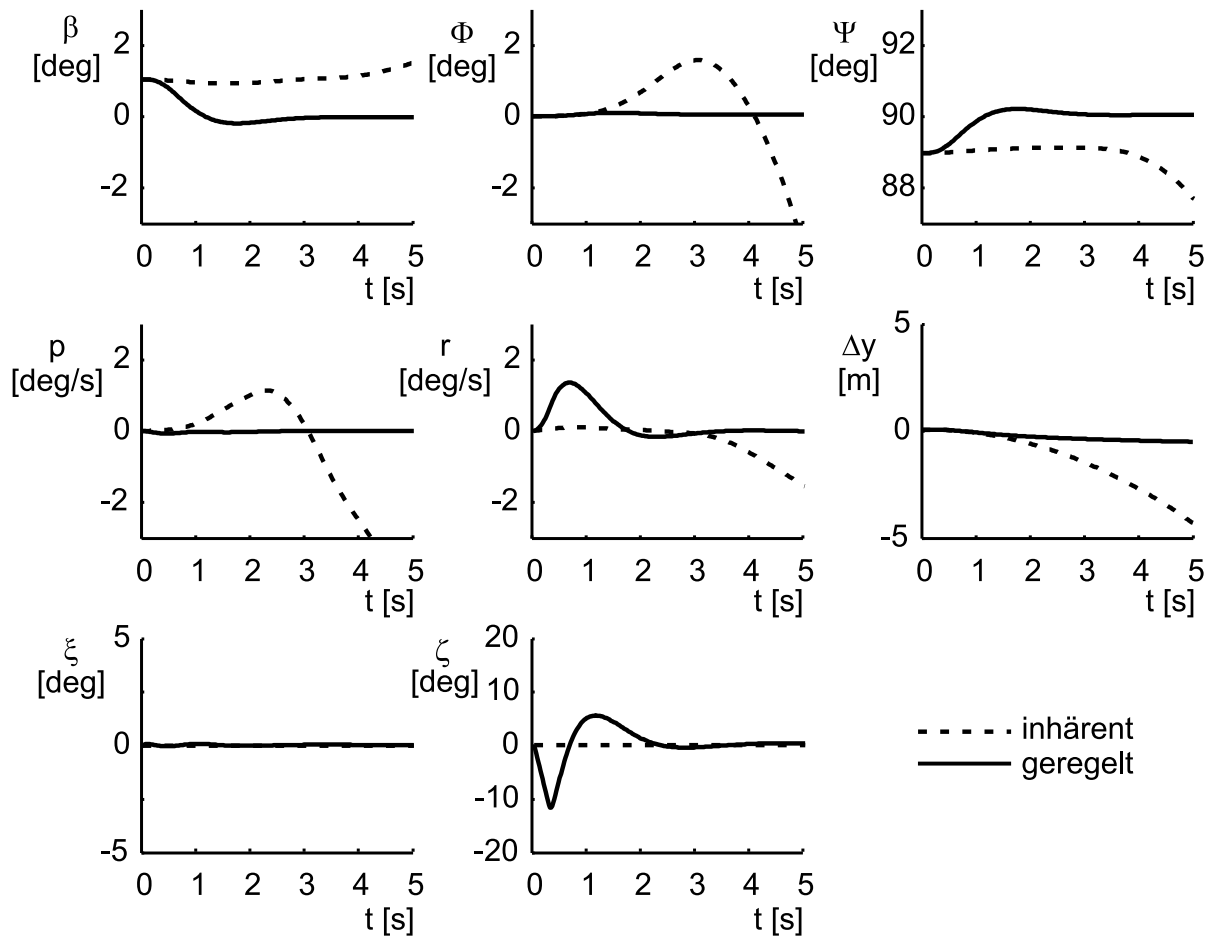


Bild 6.5: Simulation der Stufentrennung, Störung des Schiebewinkels der Oberstufe $\beta_0 = 1^\circ$ bei um 50 % überschätztem Interferenzeinfluss

Die Simulation des Trennmanövers im Nominalfall zeigt die Wirksamkeit auch des relativ einfachen RC/AH-Konzeptes für die Längsbewegung. Bei kurzzeitigen Abweichungen der Nickgeschwindigkeit der Oberstufe hält das Flugsystem die Nominaltrajektorie gut ein und erreicht einen ausreichenden Abstand am Ende der simulierten Zeitspanne. Hier ist besonders deutlich der Einfluss der aerodynamischen Interferenz auf die Nickmomentencharakteristik beider Fluggeräte zu erkennen.

Bei der Untersuchung des mit unsymmetrischen Anfangsbedingungen der Oberstufe gestörten Systems ist dessen Instabilität in der Seitenbewegung deutlich erkennbar. Die Simulation der inhärenten Dynamik der Oberstufe zeigt bei Schiebewinkelstörungen eine rasche Vergrößerung der betroffenen Zustandsgrößen und damit letztlich das Erreichen von nicht korrigierbaren Abweichungen von der Nominaltrajektorie. Zusätzlich ergeben sich seitliche Verschiebungen, die im ungünstigsten Falle eine Kollision der Fluggeräte zur Folge haben können. Ähnliches tritt bei Hängewinkelstörungen auf, wobei hier durch die schnelle Ver-

größerung des Hängewinkels zusätzlich die Gefahr einer Kollision der Flügelspitzen der Orbitalstufe mit der Trägerstufe besteht. Durch das Regelungssystem können Abweichungen wirksam korrigiert und sowohl seitlicher Versatz als auch unzulässig große Hängewinkel der Oberstufe vermieden werden. Allerdings sind hier die erforderlichen Seitenruderausschläge von einer Größe, die kurzzeitig eine Sättigung der möglichen Stellraten der Aktuatoren hervorrufen.

Neben der Stabilisierung des Flugsystems über die gesamte Separationstrajektorie hinweg weist das Regelungssystem auch ausreichende Robustheit gegenüber Modellunsicherheiten auf. Hierzu werden Simulationen mit Anfangswertstörungen in Kombination mit stark vergrößertem Einfluss der Interferenzeffekte auf die Aerodynamik der Oberstufe durchgeführt. Hierbei zeigt das Regelungssystem, trotz verstärkter Interferenz gute Ergebnisse in der Stabilisierung und Bahnführung des Fluggerätes, was sich in der noch immer niedrigen Abweichung vom Sollflugweg äußert.

Somit bestätigen sich die bei der Reglersynthese erwarteten guten Flugeigenschaften auch bei der Anwesenheit verschiedener Störungen und Beschränkungen. Zur Erhöhung der Sicherheit während des Trennmanövers wäre jedoch eine Erhöhung sowohl der Ruderwirksamkeit, als auch der Windfahnenstabilität beider Fluggeräte erforderlich, um die ausgeprägte Neigung zum schnellen Verlassen des Referenzzustandes zu verringern.

Kapitel 7

Zusammenfassung

In der vorliegenden Arbeit wird eine eingehende Untersuchung der Dynamik eines zweistufigen Hyperschall-Flugsystems in der Seitenbewegung vorgestellt. Die weltweiten Anstrengungen bei der Erforschung neuer kostengünstiger Möglichkeiten für den Transport von Nutzlasten in erdnahe Umlaufbahnen beziehen sich vermehrt auf die Entwicklung wiederverwendbarer Transportsysteme, wobei zweistufige Konzepte aus Gründen der technischen Realisierbarkeit besonders intensiv untersucht werden.

Die bei zweistufigen Systemen erforderliche Stufentrennung bei hohen Fluggeschwindigkeiten nimmt innerhalb der Gesamtmission eine Sonderstellung ein, da dieses Flugmanöver nicht nur als missionskritisch anzusehen ist, sondern aufgrund zahlreich auftretender Schwierigkeiten eine technologische Herausforderung darstellt. Durch die aerothermodynamischen Interferenzeffekte zwischen den sich trennenden Stufen und die inhärent instabile Dynamik der Fluggeräte ergeben sich Schwierigkeiten in deren Bahnführung und Stabilisierung, die einer umfassenden Untersuchung bedürfen. Während für die Längsbewegung beim Trennmanöver bereits wichtige Erkenntnisse gewonnen werden konnten, existieren für die Separationsdynamik nur wenige Untersuchungen. Deswegen wird in dieser Arbeit die Dynamik der sich trennenden Stufen speziell in der Seitenbewegung analysiert.

Dies erfordert zunächst die Herleitung eines Bewegungsgleichungssystems für die mathematische Formulierung der physikalischen Zusammenhänge, d.h. die Bestimmung der für die Auswertung der Bewegungsgleichungen nötigen Kräfte und Momente, welche an den Fluggeräten angreifen. Dazu gehören einerseits die Gewichtskräfte, die mit einer entsprechenden Modellierung der Erdgravitation bestimmt werden müssen, andererseits die Kräfte und Momente aus dem Antrieb und der Aerodynamik der Fluggeräte. Das Antriebssystem der Unterstufe besteht aus fünf Turbo-/Scramjet-Kombinationstriebwerken, für die eine detaillierte Modellierung hinsichtlich Schubkräften und -moment in Abhängigkeit verschiedener Einflussgrößen wie Anstellwinkel, Machzahl und Höhe entwickelt wird, da der Schub dieser Antriebe im Hyperschallflug sich abhängig vom Flugzustand stark hinsichtlich Größe und Schubvektorwinkel ändert. Die Oberstufe wird für den Orbitalaufstieg mit einem lei-

stungsstarken Rakentriebwerk ausgerüstet, während für die Stufentrennung lediglich die beiden Manövriertriebwerke in Betrieb sind. Die Modelle für die aerodynamischen Kräfte und Momente bestehen für beide Fluggeräte aus zwei Teilen, die aus den Beiträgen von unbeeinflusster und Interferenz-Aerodynamik gebildet werden. Der unbeeinflusste Anteil wird mittels verschiedener Beiwerte und Derivative für Längs- und Seitenbewegung formuliert, um eine den Anforderungen der folgenden Untersuchungen entsprechende Güte zu gewährleisten. Für die aus der Interferenz resultierenden Beiträge werden Beiwerte in Abhängigkeit von Abstand, Anstellwinkel und der relativen Lage der Fluggeräte zueinander gebildet, wobei die Interferenzeffekte in der Seitenbewegung nur die Oberstufe beeinflussen. Bei dieser ergeben sich zusätzlich zu den bekannten Abhängigkeiten noch Einflüsse des Hängewinkels, der insbesondere Auswirkungen auf das Rollmoment des Fluggerätes hat.

Das Separationsmanöver hat die Aufgabe, die zunächst noch mechanisch verbundenen Fluggeräte nach dem Lösen der Verankerungen möglichst schnell und sicher zu trennen und insbesondere die Kollisionsgefahr so gering wie möglich zu halten. Zu diesem Zweck wird eine Referenztrajektorie eingeführt, die einen aus Optimierungsbetrachtungen hervorgegangenen Kompromiss zwischen schneller Trennung und geringer Kollisionsgefahr darstellt. Diese Trajektorie dient als Grundlage für die folgenden Untersuchungen. Die größte Gefahr für eine Kollision der beiden Fluggeräte besteht zu Beginn der Stufentrennung, wo durch die anfängliche Nickbewegung der Oberstufe der Heckabstand der Fluggeräte gering ist. Hier kann es durch eine zusätzliche Rollbewegung des Fluggerätes oder durch einen seitlichen Versatz zu Berührungen zwischen den beiden Stufen kommen, die den Verlust des gesamten Flugsystems zu Folge haben können und daher vermieden werden müssen. Dies ist bei der späteren Reglerauslegung berücksichtigt.

Zur Untersuchung der dynamischen Eigenschaften des Flugsystems werden zahlreiche lineare Streckenmodelle erstellt, die dieses zu diskreten Zeitpunkten der Separation repräsentieren. Um diese quasistationäre Darstellung der Systemdynamik zu rechtfertigen, müssen die Streckenmodelle hinsichtlich der Referenztrajektorie in hoher zeitlicher Auflösung vorliegen.

Die dynamischen Eigenschaften und Eigenbewegungsformen im Hyperschallflug zeichnen sich durch spezifische Defizite aus, die in der Seitenbewegung durch eine starke Verkopplung der Eigenbewegungsformen untereinander noch verschärft werden. Die Stabilität der beiden Fluggeräte wird anhand des zuvor definierten Satzes linearisierter Streckenmodelle analysiert. Hierzu werden diese neben der interferenzbehafteten Stufentrennung auch getrennt voneinander untersucht, um die Auswirkungen der aerodynamischen Interferenz auf die Stabilität beurteilen zu können. Dabei zeigen sich sowohl für die Ober- als auch für die Unterstufe ausgeprägte Instabilitäten in der Roll-Gier-Schwingung, die größtenteils aperiodisch ist und auf die negative Windfahnenstabilität zurückgeht. Die Rollbewegung zeichnet sich durch eine äußerst geringe Dämpfung aus, die auf die schlanke Konfiguration der Fluggeräte zurückzuführen ist. Die Seitenbewegung der Oberstufe zeigt zusätzlich unter Interferenzeinfluss die Besonderheit, dass sich die Eigenwerte von Roll- und Spiralbewegung zu einem konjugiert komplexen Eigenwertpaar vereinigen, das eine Rollschwin-

gung repräsentiert, die durch ein interferenzinduziertes Rollmoment infolge Hängewinkels begünstigt wird. Diese der Phygoide der Seitenbewegung ähnliche Eigenbewegungsform ist aus Gründen der Steuerbarkeit des Fluggerätes unbedingt zu vermeiden. Infolge der stark instabilen Roll-Gier-Schwingung beider Stufen werden konfigurative Maßnahmen in Form der Vergrößerung der Seitenleitwerke ergriffen, um die Richtungsstabilität der Fluggeräte zu erhöhen, da durch die geringe Wirksamkeit der Seitenruder eine alleinige regelungstechnische Stabilisierung schwierig ist.

Anhand der aus der Stabilitätsanalyse gewonnenen Erkenntnisse und unter Berücksichtigung spezieller Flugeigenschaftsanforderungen werden Erfordernisse für die Eigenstruktur der Fluggeräte definiert, die in die Entwicklung des Regelungssystems zur Stabilisierung der Stufentrennung einfließen. Das Regelungssystem wird mittels direkter Eigenstrukturvorgabe ausgelegt, die aufgrund der starken Verkopplung der Eigenbewegungsformen am geeignetsten zur Synthese des Reglers erscheint. Um den ständigen Änderungen der Systemdynamik während der Separation Rechnung zu tragen, und um Parameterschwankungen und Modellierungsunsicherheiten aufzufangen, wird ausreichende Robustheit des Regelungssystems gefordert. Diese wird mittels des Multi-Modell-Ansatzes erreicht, bei dem ein anfänglich entwickeltes Regelungssystem für kritische Punkte der Referenztrajektorie partiell verfeinert wird. Somit wird mittels eines relativ einfachen Basisreglers mit festgestellten Koeffizienten die Stabilisierung des Flugsystems während der gesamten Stufentrennung erreicht. Zur Erhöhung der Führungsgenauigkeit des Regelungssystems werden zusätzlich integrierende Rückführungen in dieses implementiert.

Die anschließende Validierung des Reglerentwurfes mittels nichtlinearer numerischer Simulation der Stufentrennung beinhaltet neben der Simulation der Nominaltrajektorie auch den Einfluss verschiedener Störungen der Anfangsbedingungen unter Berücksichtigung von Stellbegrenzungen der Aktuatoren. Darüberhinaus werden Unsicherheiten bei der Modellierung der Interferenzeffekte berücksichtigt, die sich in einer geänderten Systemdynamik äußern. Hierbei zeigt sich, dass das Regelungssystem die Fluggeräte auch unter dem Einfluss der o. e. Interferenz zu stabilisieren vermag und eine Kollision der Fluggeräte wirksam verhindert wird. Jedoch sind im Falle der Oberstufe die benötigten Seitenruderausschläge relativ groß und es tritt eine Sättigung der Stellratenbegrenzung ein. Daher ist eine deutliche Erhöhung nicht nur der Richtungsstabilität, sondern auch der Seitenruderwirksamkeit anzudenken, um eine weitere Erhöhung der Sicherheit während der Stufentrennung zu ermöglichen.

Literaturverzeichnis

- [1] Ackermann, J.: Robuste Regelung, Analyse und Entwurf von linearen Regelungssystemen mit unsicheren Parametern. Berlin: Springer Verlag, 1993.
- [2] Ahrens, M.: Der Interferenzeffekt beim Trennvorgang eines zweistufigen Hyperschallflugsystems. Master's thesis, Lehrstuhl für Flugmechanik und Flugregelung, Technische Universität München, 1992.
- [3] Anderson, M. R.; Emami-Naeini, A.; Vincent, J. H.: Robust Control Law Development for a Hypersonic Cruise Aircraft. – In: Proceedings of 1991 American Control Conference, Juni, 1991. Boston, Massachusetts, 1991.
- [4] Austin, R.; Ishmael, S.; Lacefield, C.: The Future Launchers Technologies Program – Status of the FLTP. – In: Proceedings of 51st IAF International Astronautical Congress, Oktober, 2000. Rio de Janeiro, Brasilien, 2000. (IAF-00-V.4.09)
- [5] Austin, R.; Ishmael, S.; Lacefield, C.: X-33, demonstrating revolutionary Operations for VentureStar. – In: Proceedings of 51st IAF International Astronautical Congress, Oktober, 2000. Rio de Janeiro, Brasilien, 2000. (IAF-00-V.5.08)
- [6] Breitsamter, C.; Laschka, B.; Zähringer, C.; Sachs, G.: Wind Tunnel Tests for Separation Dynamics Modeling of a Two-Stage Hypersonic Vehicle. – In: Proceedings of AIAA 10th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, April, 2001. Kyoto, Japan, 2001. (AIAA-2001-1811)
- [7] Brockhaus, R.: Flugregelung. Berlin: Springer-Verlag, 1994.
- [8] Buedeler, W.: Geschichte der Raumfahrt. Sigloch. Aufl. Zeppelinstraße 35a, D-74653 Künzelsau, 1994.
- [9] Buning, P. G.; Wong, T.-C.; Dilley, A. D.; Pao, J. L.: Prediction of Hyper-X Stage Separation Aerodynamics using CFD. – In: Proceedings of AIAA 18th Applied Aerodynamics Conference, August, 2000. Denver, Colorado, 2000. (AIAA-2000-4009)
- [10] Chase, R.; Tang, M.: A History of the NASP Program from the Formation of the Joint Program Office to the Termination of the HySTP Scramjet Performance Demonstration Program. – In: Proceedings of AIAA 6th International Conference Space Planes

- and Hypersonic Systems and Technologies, April, 1995. Chattanooga, Tennessee, 1995. (AIAA-95-6031)
- [11] Chase, R.; Tang, M.: The Quest for Single Stage Earth-to-Orbit: TAV, NASP, DC-X and X-33 Accomplishments, Deficiencies and Why They Did Not Fly. – In: Proceedings of AIAA/AAAF 11th International Conference Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies, September, 2002. Orleans, Frankreich, 2002. ((AIAA-2002-5143))
- [12] Cox, T.; Sachs, G.; Knoll, A.; Stich, R.: Flying Qualities Impact of long Period Dynamics on Aerospace Planes. – In: Proceedings of AIAA 6th International Conference of Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies, April, 1995. Chattanooga, Tennessee, 1995. (AIAA-95-6150)
- [13] Cox, T.; Sachs, G.; Knoll, A.; Stich, R.: Flying Qualities Study of longitudinal long-term Dynamics of hypersonic Planes. NASA Technical Memorandum 104308, NASA Dryden Flight Research Center, Edwards, California, 1995.
- [14] Cucinelli, G.: SÄNGER Systemstudie – Aerodynamischer Datensatz HORUS 8-88. MBB-FE127-HYPAC-TN-71, Deutsche Aerospace AG vormals MBB, Ottobrunn. 1989.
- [15] Cucinelli, G.: SÄNGER Konzeptstudie – Aerodynamischer Datensatz der Oberstufe. MBB-LME211-HYPAC-TN-273, Deutsche Aerospace AG vormals MBB, Ottobrunn. 1992.
- [16] Cucinelli, G.: Abschätzung der dynamischen Beiwerte der Konfiguration SÄNGER im Überschallbereich. DASA-LMLE3, Deutsche Aerospace AG, Ottobrunn. 1996.
- [17] Cvrilje, T.: Unsteady Separation of a Two-Stage Hypersonic Vehicle. – In: Proceedings of AIAA 30th Fluid Dynamics Conference, Juni, 1999. Norfolk, Virginia, 1999. (AIAA-99-3412)
- [18] Cvrilje, T.; Breitsamter, C.; Laschka, B.; Heller, M.; Sachs, G.: Unsteady and coupling aerodynamic Effects on the lateral Motion in hypersonic Flight. – In: Proceedings of AIAA 9th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, November, 1999. Norfolk, Virginia, 1999. (AIAA-99-4832)
- [19] Cvrilje, T.; Breitsamter, C.; Weishäupl, C.; Laschka, B.: Euler and Navier-Stokes Simulations of Two-Stage Hypersonic Vehicle Longitudinal Motions. – In: Journal of Spacecraft and Rockets 37 (2000) Nr. 2, S. 242–251.
- [20] Cvrilje, T.; Laschka, B.: Simulation of an Orbiter Separation Maneuver at Hypersonic Speed. – In: Proceedings of AIAA 11th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, April, 2001. Kyoto, Japan, 2001. (AIAA-2001-1850)

- [21] Davidson, J. B.; II, D. A.: Lateral-Directional Eigenvector Flying Qualities Guidelines for High Performance Aircraft. NASA Technical Memorandum 110306, NASA Langley Research Center, Hampton, Virginia, 1996.
- [22] Decker, J. P.: Experimental Aerodynamics and Analysis of the Stage Separation of Reusable Launch Vehicles. NASA, 1967. (SP-148)
- [23] Decker, J. P.: Aerodynamic Interference Effects caused by parallel staged simple aerodynamic Configurations at Mach Numbers of 3 and 6. NASA, 1969. (TN-D-5379)
- [24] Decker, J. P.; Gera, J.: An Exploratory Study of Parallel-Stage Separation of Reusable Launch Vehicles. NASA, 1968. (TN-D-4765)
- [25] Decker, J. P.; Pierpont, P. K.: Aerodynamic Separation Characteristics of Conceptual Parallel-Staged Reusable Launch Vehicle at Mach 3 to 6. NASA, 1964. (TM-X-1051)
- [26] Decker, K.; Laschka, B.: Unsteady Aerodynamics of a Hypersonic Vehicle during a Separation Phase. – In: Proceedings of AIAA 11th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, April, 2001. Kyoto, Japan, 2001. (AIAA-2001-1852)
- [27] Drexler, J.: Untersuchung optimaler Aufstiegsbahnen raketentriebener Raumtransporter-Oberstufen. Dissertation: Lehrstuhl für Flugmechanik und Flugregelung, Technische Universität München, 1994.
- [28] Dujarric, C.: Possible Future European Launchers – A Process of Convergence. – In: European Space Agency Bulletin (1999) Nr. 97.
- [29] Dumbacher, D.; and, P. L. K.: DC-XA - First step top a Reusable Launch Vehicle. – In: Proceedings of AIAA Space Programs and Technologies Conference, September, 1994. Huntsville, Alabama, 1994. (AIAA-94-4682)
- [30] Engelund, W. C.; Holland, S. D.; Cockrell, C. E.; Bittner, R. D.: Propulsion System Airframe Integration Issues and Aerodynamic Database Development for the Hyper-X Flight Research Vehicle. – In: Proceedings of 14th International Symposium on Airbreathing Engines, April, 1995. Florenz, Italien, 1995. (ISABE 99-7215)
- [31] Engelund, W. C.; Holland, S. D.; Cockrell, C. E.; Bittner, R. D.: Aerodynamic Database Development for the Hyper-X Airframe integrated Scramjet Propulsion Experiments. – In: Proceedings of AIAA 18th Applied Aerodynamics Conference, August, 2000. Denver, Colorado, 2000. (AIAA-2000-4006)
- [32] Engström, F.: Space Transportation Systems for the 21st Century. – In: European Space Agency Bulletin (1998) Nr. 95.
- [33] Esch, H.: Kraftmessungen zur Stufentrennung am MBB-Sängerkonzept bei $Ma = 6$ im Hyperschallkanal H2K. IB-39113-90 C 18, Köln, 1990.

- [34] Etkin, B.; Reid, L. D.: Dynamics of Flight - Stability and Control. 3. Aufl. New York: John Wiley and Sons Inc., 1996.
- [35] Faleiro, L. F.; Pratt, R. W.: Multi-Objective Eigenstructure Assignment with Dynamic Flight Control Augmentation Systems. – In: Proceedings of AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, Juli, 1996. San Diego, California, 1996. (AIAA-96-3908)
- [36] Freeman, D.; Rebusch, D.: The NASA Hyper-X Program. – In: Proceedings of AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, Juli, 1996. San Diego, California, 1996. (AIAA-96-3908)
- [37] Gilbert, D. W.: Space Shuttle Handling Qualities. Houston, Texas: NASA Lyndon B. Johnson Space Center, 1985. ((N85-16904))
- [38] Gilyard, G. B.; Berry, D. T.: Analysis of a Lateral-Directional Airframe/Propulsion System Interaction of a Mach 3 Cruise Aircraft. – In: Proceedings of AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, September, 1972. Palo Alto, California, 1972.
- [39] Gorrec, Y. L.; Magni, J.-F.; Döll, C.; Chiappa, C.: Modal Multimodel Control Design Approach Applied to Aircraft Autopilot Design. – In: Proceedings of AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, August, 1997. New Orleans, Louisiana, 1997. (AIAA-97-3624)
- [40] Hauck, H.: Leitkonzept SÄNGER, Referenz-Daten-Buch, Ausgabe 1, Revision 2. Deutsche Aerospace AG, Ottobrunn. 1993.
- [41] Heller, M.: Stabilitäts- und Regelungsprobleme im Hyperschallflug. Seminar des Sonderforschungsbereiches 255, Technische Universität München. – In: Tagungsband, Dezember, 1996. München, 1996, 141–153.
- [42] Heller, M.: Untersuchung zur Steuerung und Robusten Regelung der Seitenbewegung von Hyperschall-Flugzeugen. Dissertation: Lehrstuhl für Flugmechanik und Flugregelung, Technische Universität München, 1999.
- [43] Heller, M.; Sachs, G.; Ståhl-Gunnarson, K.; Frank, H.; Rylander, D.: Flight Dynamics and Robust Control of a Hypersonic Test Vehicle with Ramjet Propulsion. – In: Proceedings of AIAA 8th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, April, 1998. Norfolk, Virginia, 1998. (AIAA-98-152))
- [44] Horvarth, T. J.; Berry, S. A.; Merski, N. R.; Fitzgerald, S. M.: X-38 Experimental Aerothermodynamics. – In: Proceedings of AIAA 34th Thermophysics Conference, Juni, 2000. Denver, Colorado, 2000. (AIAA-2000-2685)
- [45] Hurley, M. J.; Carrie, G. W.: Stage Separation of Parallel-Staged Shuttle Vehicles, a Capability Assessment. NASA, 1972. (TN-X-2509)
- [46] Hurley, M. J.; Carrie, G. W.: Stage Separation of Parallel-Staged Shuttle Vehicles: A Capability Assessment. – In: Journal of Spacecraft 9 (1972) Nr. 10. 764-771.

- [47] Kaina, P.: The German Hypersonics Technology Program – Overview. – In: Proceedings of AIAA 6th International Conference Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies, April, 1995. Chattanooga, Tennessee, 1995. (AIAA-95-6005)
- [48] Kharitonov, A.; Brodetsky, M.; Vasenyov, L.; Adamov, N.; Breitsamter, C.; Heller, M.: Investigation of Aerodynamic Characteristics of the Models of a Two-Stage Aerospace System During Separation. Institute of Theoretical and Applied Mechanics, Russian Academy of Sciences, Siberian Division, Institute of Fluid Dynamics and Institute of Flight Mechanics and Flight Control, Technische Universität München. 2000.
- [49] Kraus, M.: Aerodynamischer Basisdatensatz für die Sängerunterstufe. Deutsche Aerospace AG vormals MBB, Ottobrunn. 1988. (MBB-TN-HYP-044)
- [50] Kraus, M.: Aerodynamische Datensätze für die Konfiguration SÄNGER 4-92. Deutsche Aerospace AG, Ottobrunn. 1992. (DASA-LME211-TN-HYPAC-290)
- [51] Kraus, W.: Analyse der Sänger Windkanalmessungen zur Trennungsuntersuchung. Deutsche Aerospace AG vormals MBB, Ottobrunn. 1989. (MBB-TN-88)
- [52] Kuczera, H.; Hauck, H.; Krammer, P.; Sacher, P. W.: The German Hypersonics Technology Programme Status and Perspectives. – In: Proceedings of 44th Congress of the International Astronautical Federation, Oktober, 1993. Graz, Österreich, 1993. (IAF-93V.4.629)
- [53] Kuczera, H.; Johnson, C.: The Major Results of the FESTIP System Study. – In: Proceedings of AIAA 9th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, November, 1999. Norfolk, Virginia, 1999. (AIAA-99-4946)
- [54] Kuczera, H.; Sacher, P.; Krammer, P.: The German Hypersonics Programme – Status Report. – In: Proceedings of AIAA 3rd International Aerospace Planes Conference, Dezember, 1991. Orlando, Florida, 1991. (AIAA-91-5001)
- [55] Kuczera, H.; Sacher, P. W.; Dujarric, C.: FESTIP System Study – An Overview. – In: Proceedings of AIAA 7th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, November, 1996. Norfolk, Virginia, 1996. (AIAA-96)
- [56] Kühn, A.: Untersuchung zur Steuerung und Regelung der Orbitalstufe eines zwei-stufigen Hyperschall-Flugsystems. Master's thesis, Lehrstuhl für Flugmechanik und Flugregelung, Technische Universität München, 1995.
- [57] Laurent, S.: Towards a Low Risk Airbreathing SSTO Program: A Continuous Robust PREPHA-Based TSTO. – In: Proceedings of AIAA 9th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, November, 1999. Norfolk, Virginia, 1999. (AIAA-99-4946)
- [58] Lunze, J.: Regelungstechnik 1 – Systemtheoretische Grundlagen, Analyse und Entwurf einschleifiger Regelungen. Berlin: Springer-Verlag, 1999.

- [59] Magni, J.-F.: Modal Control Toolbox. – In: CERT-ONERA, BP 4025, April, 1997. Toulouse, Frankreich, 1997.
- [60] Magni, J.-F.: Robust Modal Control with a Toolbox for Use with MATLAB. New York: Kluwer Academic/Plenum Publishers, 2002.
- [61] Magni, J.-F.; Gorrec, Y. L.; Chiappa, C.: Multi-Model Modal Control. – In: Seminaire Automatique, CERT-ONERA, Februar, 1997. Laas, Frankreich, 1997.
- [62] Mangold, P.: Flugmechanische Basisauslegung moderner Kampfflugzeuge. Carl Cranz Gesellschaft e.V., Manuskript Nr. 3, Oberpfaffenhofen, 1992.
- [63] Marrison, C. I.; Stengel, R. F.: Design of Robust Control Systems for a Hypersonic Aircraft. – In: Journal of Guidance, Control and Dynamics 21 (1998) Nr. 1.
- [64] Mayrhofer, M.: Verbesserung der Missionssicherheit eines zukünftigen zweistufigen Raumtransportsystems mittels Flugbahnoptimierung. Dissertation: Lehrstuhl für Flugmechanik und Flugregelung, Technische Universität München, 2002.
- [65] McRuer, D.: Design and Modeling Issues for Integrated Airframe/Propulsion Control of Hypersonic Flight Vehicles. – In: Proceedings of the 1991 American Control Conference, Februar, 1991. Boston, Massachusetts, 1991, 729–735.
- [66] McRuer, D.; Ashkenas, I.; Graham, D.: Aircraft Dynamics and Automatic Control. Princeton, New Jersey: Princeton University Press, 1973.
- [67] McRuer, D.; Johnston, D.; Myers, T.: A Perspective on Superaugmented Flight Control: Advantages and Problems. – In: Journal of Guidance, Control and Dynamics 9 (1986) Nr. 5.
- [68] Mehta, U. B.; Bowles, J. B.: A Two-Stage-to-Orbit Spaceplane concept with Growth Potential. – In: Proceedings of AIAA 11th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, April, 2001. Kyoto, Japan, 2001. (AIAA-2001-1795)
- [69] Moul, M. T.; Paulson, J. W.: Dynamic Lateral Behavior of High-Performance Aircraft. NACA Research Memorandum L58E16, Washington, 1958.
- [70] Naftel, J. C.; Wilhite, A. W.; Cruz, C. J.: Analysis of Separation of a Two-Stage Winged Launch Vehicle. – In: Proceedings of AIAA 24th Aerospace Sciences Meeting, 1986. 1986. (AIAA-86-0195)
- [71] N. N.: Norm-Atmosphäre DIN 5450: Allgemeine Beziehungen und Atmosphäre für mittlere Verhältnisse. Köln: Beuth Verlag, 1970.
- [72] N. N.: Deutsche Luftfahrtnorm 9300: Begriffe, Größen und Formelzeichen in der Flugmechanik. Berlin: Beuth Verlag, 1990.
- [73] N. N.: DIN 9300: Begriffe, Größen und Formelzeichen in der Flugmechanik. Berlin: Beuth Verlag, 1990.

- [74] N. N.: MIL-F-8785C: Military Specification - Flying Qualities of Piloted Airplanes. Air Force System Command/ENESS, Wright-Patterson Air Force Base, Oklahoma: MIL Standard, 1991.
- [75] Powell, R. W.; Naftel, J. C.; Cruz, C. J.: Control Issues of the Next Generation Space Transportation Launch Vehicles. – In: Proceedings of 75th Symposium of The Flight Mechanics Panel on Space Vehicle Flight Mechanics, 1989. Luxemburg, 1989.
- [76] Rammer, R.: Konsolidierung des aerodynamischen Datensatzes eines zweistufigen Raumtransportsystems bei der Stufentrennung. Semesterarbeit, Lehrstuhl für Flugmechanik und Flugregelung, Technische Universität München, 2002.
- [77] Raney, D.; Lallman, F.: Control Concept for Maneuvering in Hypersonic Flight. – In: Proceedings of AIAA 3rd International Aerospace Planes Conference, Dezember, 1991. Orlando, Florida, 1991. (AIAA-91-5055)
- [78] Reubush, D. E.: Hyper-X Stage Separation – Background and Status. – In: Proceedings of AIAA 9th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, November, 1999. Norfolk, Virginia, 1999. (AIAA-99-4818)
- [79] Reubush, D. E.; Martin, J. G.; Robinson, J. S.; Bose, D. M.; Strovers, B. K.: Hyper-X Stage Separation – Simulation Development and Results. – In: Proceedings of AIAA 11th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, April, 2001. Kyoto, Japan, 2001. (AIAA-2001-1802)
- [80] Sacher, P. W.; Zellner, B.: Flight testing Objectives for small Hypersonic Flight Test Vehicles featuring a Ramjet Engine. – In: Proceedings of AIAA 6th International Conference Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies, April, 1995. Chattanooga, Tennessee, 1995. (AIAA-95-6014)
- [81] Sachs, G.: Flugeigenschaftsprobleme der Langzeit-Dynamik im Über- und Hyperschall. – In: Jahrbuch der Deutschen Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt 1989 I (1989).
- [82] Sachs, G.: Collaborative Research Center 255: Transatmospheric Flight Systems- Fundamentals of Aerothermodynamics, Power Plants and Flight Mechanics. – In: Zeitschrift für Flugwissenschaften und Weltraumforschung 19 (1995) Nr. 1.
- [83] Sachs, G.; Schoder, W.: Robust Control of the Separation of Hypersonic Lifting Vehicles. – In: Proceedings of AIAA 4th International Aerospace Planes Conference, September, 1992. Orlando, Florida, 1992. (AIAA-92-5013)
- [84] Sänger, E.: Neuere Ergebnisse der Raketenflugtechnik. – In: Flug – Zeitschrift für das gesamte Gebiet der Luftfahrt, Wissenschaftliches Sonderheft 1 (1934).
- [85] Sawada, K.; Takashi, M.: Conceptual Design of Two-Stage Reusable Launch Systems using X-33. – In: Proceedings of AIAA 11th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, April, 2001. Kyoto, Japan, 2001. (AIAA-2001-1790)

- [86] Schmidt, D. K.; Mamich, H.; Chavez, F.: Dynamics and Control of Hypersonic Vehicles – The Integration Challenge for the 1990s. – In: Proceedings of AIAA 3rd International Aerospace Planes Conference, Dezember, 1991. Orlando, Florida, 1991. (AIAA-91-5057)
- [87] Schoder, W.: Untersuchung zur Steuerung und Regelung eines Hyperschall-Flugsystems bei der Stufentrennung. Dissertation: Lehrstuhl für Flugmechanik und Flugregelung, Technische Universität München, 1995.
- [88] Schoder, W.; Rochholz, H.: Separation of Two-Stage Hypersonic Vehicles. Space Course 1993, 1993.
- [89] Stich, R.: Flugeigenschaftsuntersuchung zur Langzeitdynamik der Längsbewegung im Hyperschallflug. Dissertation: Lehrstuhl für Flugmechanik und Flugregelung, Technische Universität München, 2003.
- [90] Stich, R.; Sachs, G.; Cox, T.: Simulation Tests for investigating Flying Qualities of Aerospace Planes. – In: Proceedings of AIAA 8th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, April, 1998. Norfolk, Virginia, 1998. (AIAA-98-1520)
- [91] Stich, R.; Sachs, G.; Cox, T.: Path-Attitude Decoupling Problems Aerospace Craft. – In: Proceedings of AIAA 9th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, November, 1999. Norfolk, Virginia, 1999. (AIAA-99-4847)
- [92] Voland, R. T.; Rock, K. E.; Huebner, L. D.; Witte, D. W.; Fischer, K. E.; McClinton, C. R.: Hyper-X Engine Design and Ground Test Program. – In: Proceedings of AIAA 8th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, April, 1998. Norfolk, Virginia, 1998. (AIAA-98-1532)
- [93] Weilmuenster, K. J.; Gnoffo, P. A.; Greene, F. A.; Riley, C. J.; II, H. H. H.; Alter, S. J.: Hypersonic Aerodynamic Characteristics of a proposed Single-Stage-to-Orbit Vehicle. – In: Proceedings of AIAA 13th Applied Aerodynamics Conference, Juni, 1995. San Diego, California, 1995. (AIAA-95-1850)
- [94] Weingertner, S.: SAENGER - The Reference Concept of the German Hypersonics Technology Program. – In: Proceedings of AIAA 5th International Aerospace Planes and Hypersonics Technologies Conference, November, 1993. München, 1993. (AIAA-93-5161)
- [95] Woods, W. C.; Holland, S. D.; DiFulvio, M.: Hyper-X Stage Separation Wind Tunnel Test Program. – In: Proceedings of AIAA 18th Applied Aerodynamics Conference, August, 2000. Denver, Colorado, 2000. (AIAA-2000-4008)
- [96] Zähringer, C.; Breitsamter, C.; Sachs, G.; Laschka, B.: Windkanalversuche zum Trennvorgang eines zweistufigen Hyperschall-Flugsystems. – In: DGLR Jahrbuch 2001 -

Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, 17. - 22. September 2001, September, 2001. Hamburg, 2001.

- [97] Zähringer, C.; Heller, M.; Sachs, G.: Lateral Separation Dynamics and Stability of a Two-Stage Hypersonic Vehicle. – In: Proceedings of AIAA 12th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Dezember, 2003. Norfolk, Virginia, 2003. (AIAA-2003-7080)

Anhang: Staustahltriebwerk der Unterstufe

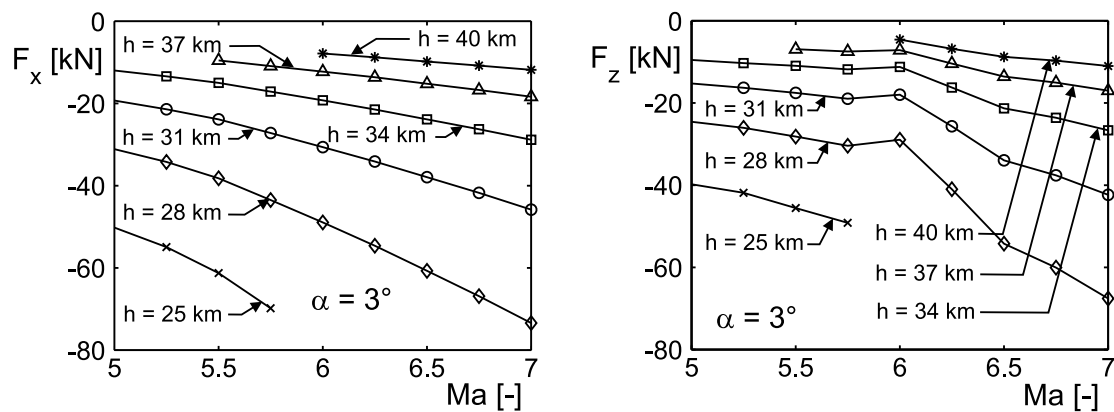


Bild 1: Nettoschubkomponenten für das Äquivalenzverhältnis $\phi = 0$, $\alpha = 3^\circ$

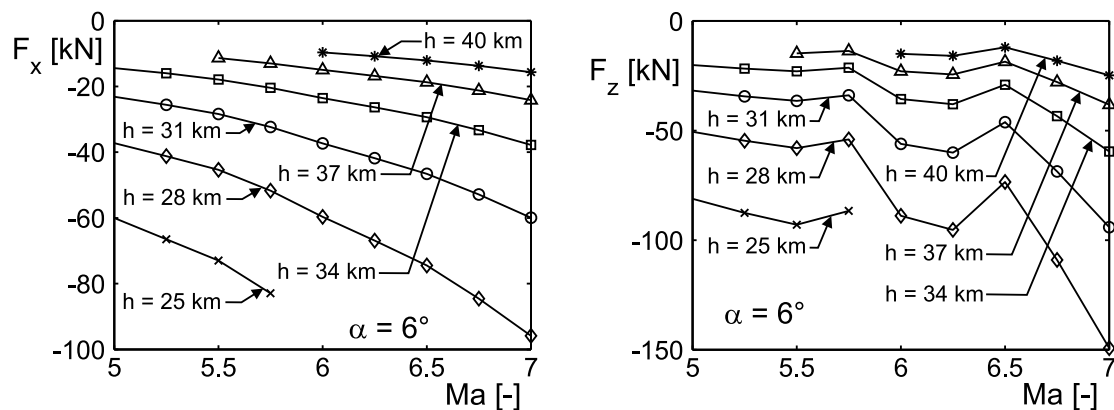


Bild 2: Nettoschubkomponenten für das Äquivalenzverhältnis $\phi = 0$, $\alpha = 6^\circ$

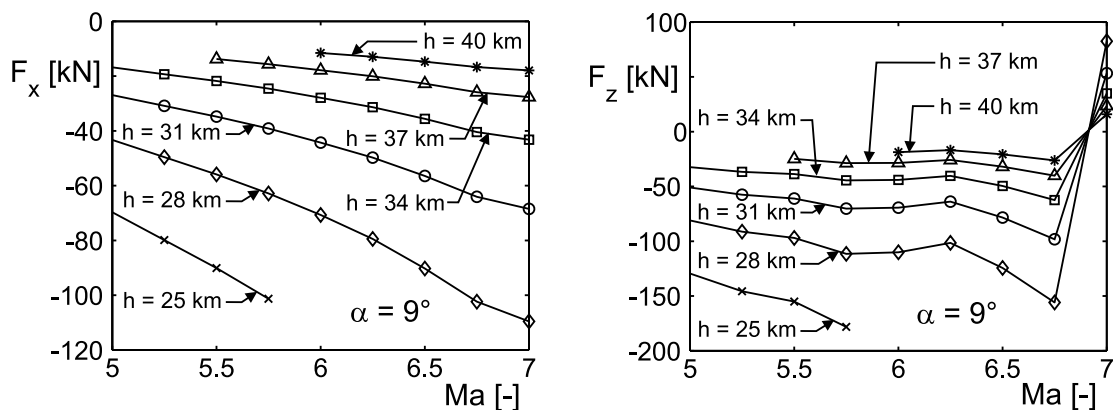


Bild 3: Nettoschubkomponenten für das Äquivalenzverhältnis $\phi = 0$, $\alpha = 9^\circ$

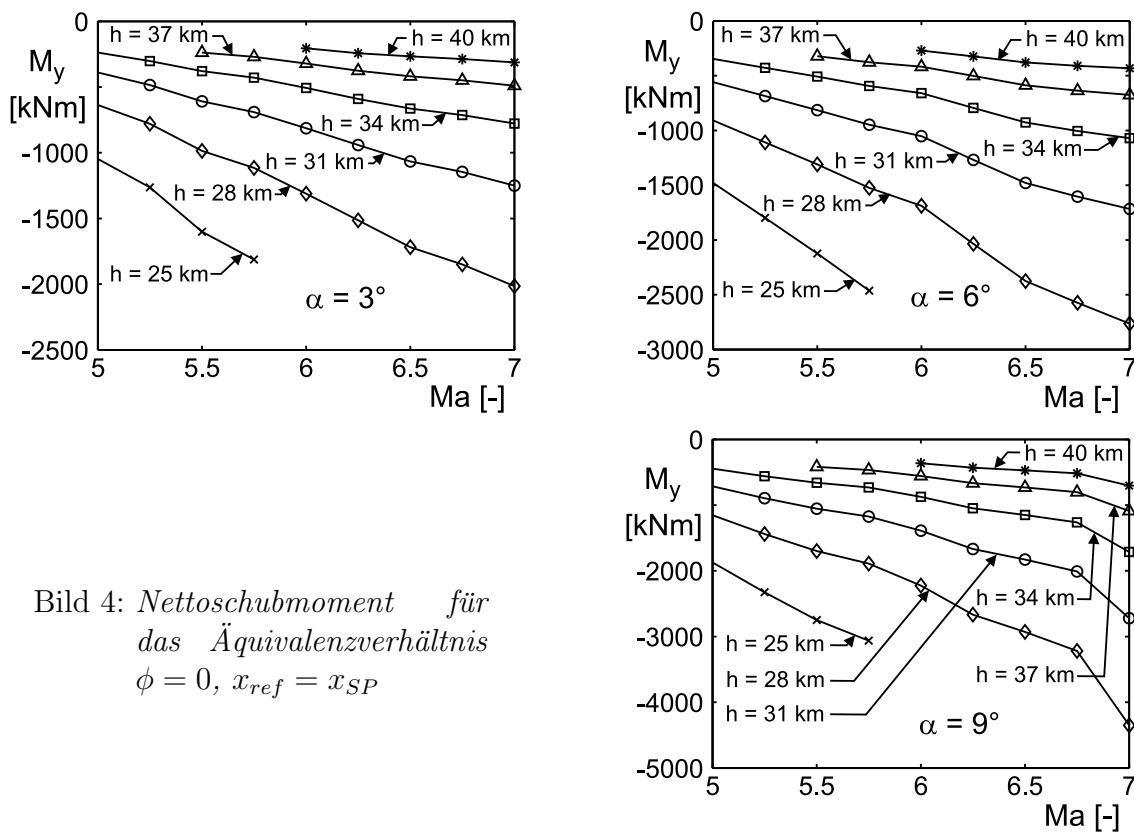


Bild 4: Nettoschubmoment für das Äquivalenzverhältnis $\phi = 0$, $x_{ref} = x_{SP}$

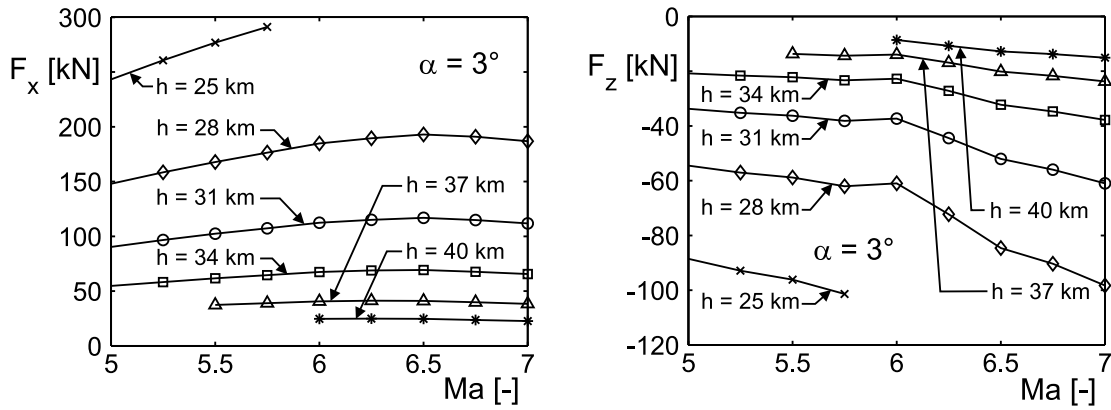


Bild 5: Nettoschubkomponenten für das Äquivalenzverhältnis $\phi = 1$, $\alpha = 3^\circ$

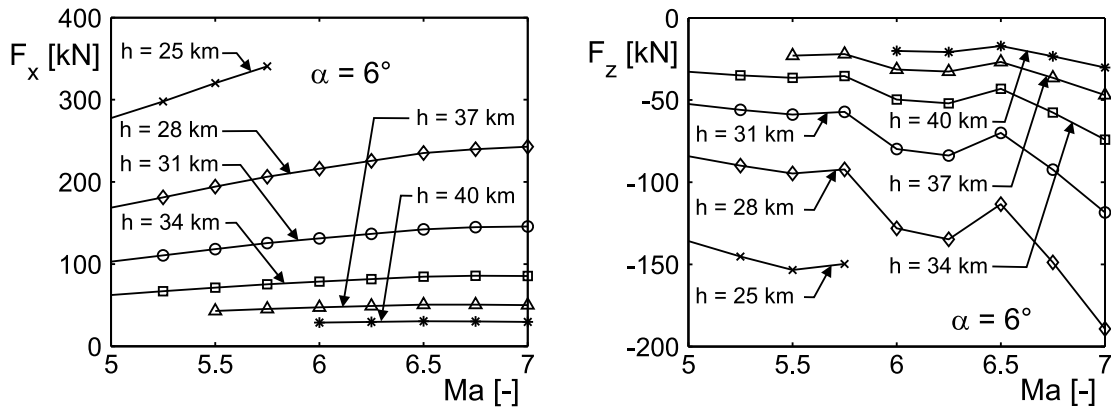


Bild 6: Nettoschubkomponenten für das Äquivalenzverhältnis $\phi = 1$, $\alpha = 6^\circ$

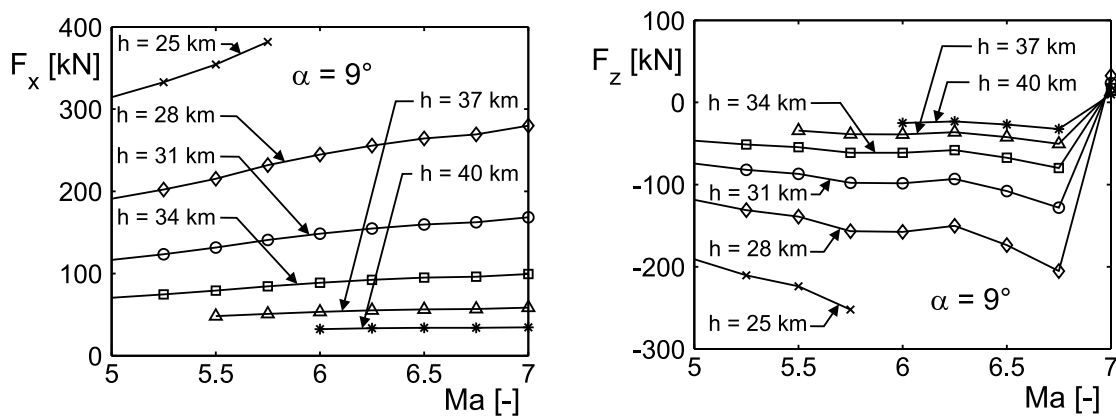


Bild 7: Nettoschubkomponenten für das Äquivalenzverhältnis $\phi = 1$, $\alpha = 9^\circ$

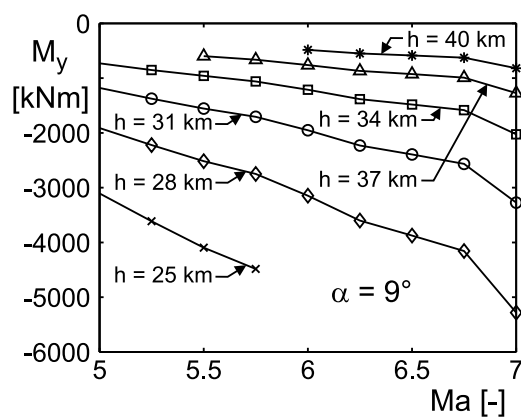
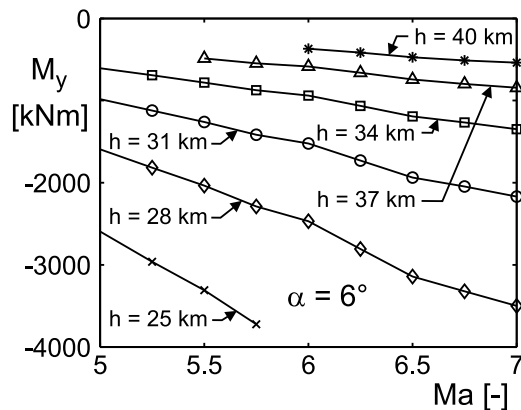
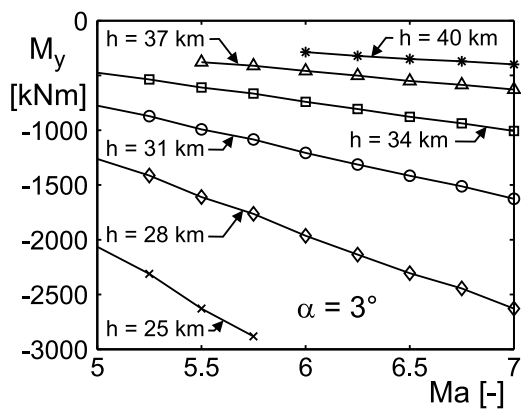


Bild 8: Nettoschubmoment für das Äquivalenzverhältnis $\phi = 1$, $x_{ref} = x_{SP}$

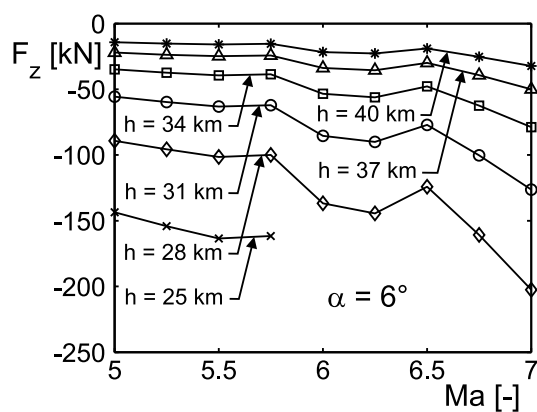
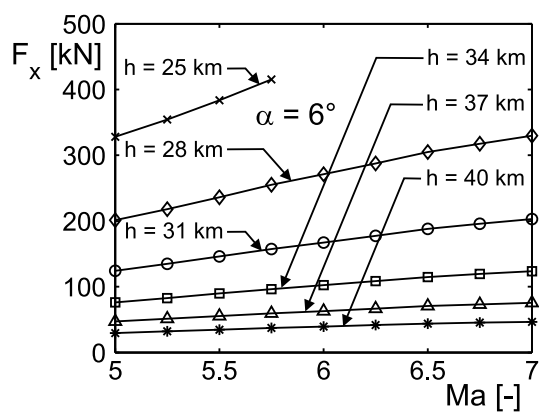
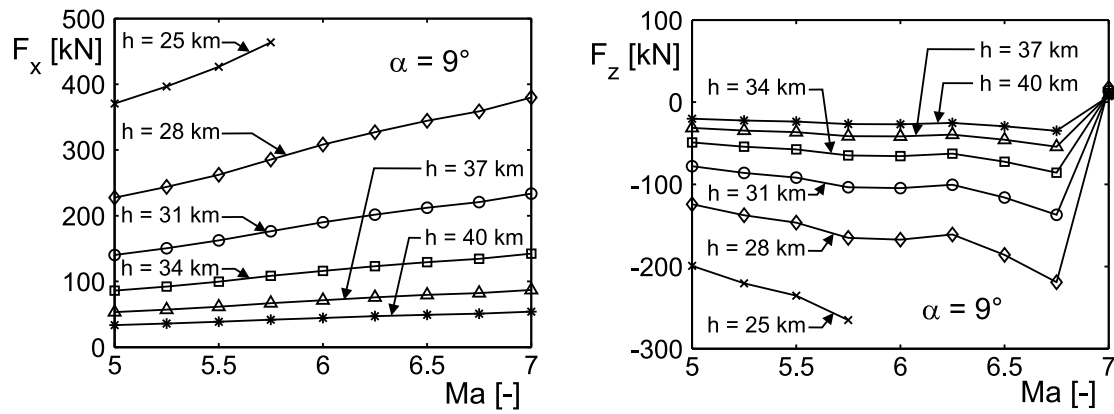
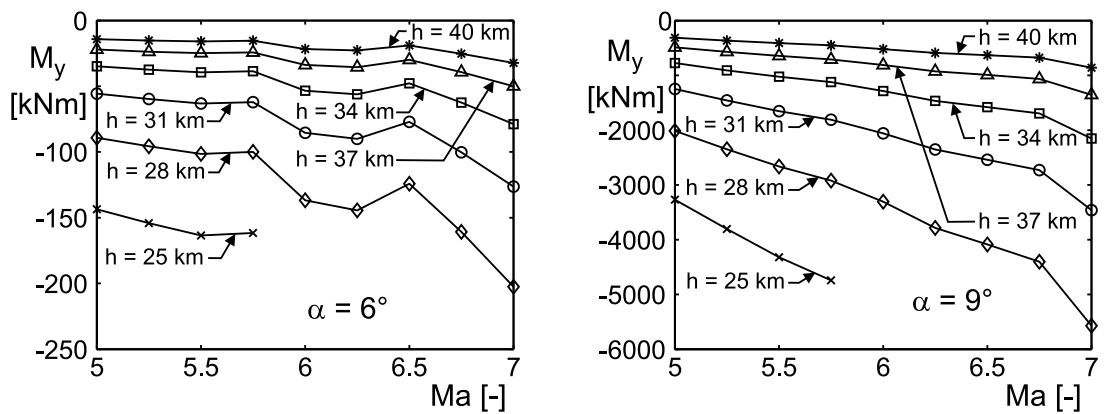


Bild 9: Nettoschubkomponenten für das Äquivalenzverhältnis $\phi = 2$, $\alpha = 6^\circ$

Bild 10: Nettoschubkomponenten für das Äquivalenzverhältnis $\phi = 2$, $\alpha = 9^\circ$ Bild 11: Nettoschubmoment für das Äquivalenzverhältnis $\phi = 2$, $x_{ref} = x_{SP}$