

Lehrstuhl für Flugmechanik und Flugregelung  
Technische Universität München

# Untersuchung zur Missionssicherheit eines Wiedereintrittsfluggeräts

Orlando Prazeres da Costa

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

Doktor-Ingenieurs

genehmigten Dissertation.

Vorsitzender: Univ.-Prof. Dr.-Ing. B. Höhn

Prüfer der Dissertation:

1. Univ.-Prof. Dr.-Ing. G. Sachs, i.R.
2. Univ.-Prof. Dr. rer. nat. U. Walter

Die Dissertation wurde am 21.01.2005 bei der Technischen Universität München eingereicht und durch die Fakultät für Maschinenwesen am 05.07.2005 angenommen.



## Vorwort

Die vorliegende Arbeit entstand während meiner Tätigkeit als wissenschaftlicher Mitarbeiter am Lehrstuhl für Flugmechanik und Flugregelung der Technischen Universität München in den Jahren 2000 bis 2005.

Meinem Doktorvater, dem Lehrstuhlinhaber Herrn Univ.-Prof. Dr.-Ing. G. Sachs, danke ich für sein Interesse und die fortwährende Unterstützung, die zusammen mit der ausgezeichneten rechnerischen Ausstattung und der Gelegenheit zur Teilnahme an zahlreichen internationalen Tagungen wesentlich zum Gelingen der Arbeit beitrugen. Bei Univ.-Prof. Dr. rer. nat. U. Walter bedanke ich mich für die Übernahme des Koreferats und bei Univ.-Prof. Dr.-Ing. B. Höhn für die Führung des Prüfungsvorsitzes.

Mein Dank gilt auch allen Kollegen, die meine Arbeit durch viele wertvolle Anregungen und Impulse und die angenehme Arbeitsatmosphäre direkt oder auch indirekt unterstützt haben. Hierbei möchte ich Herrn Univ.-Prof. Dr.-Ing. O. Wagner besonders erwähnen, der mir durch seine stetige Diskussionsbereitschaft und große Erfahrung eine außerordentliche Hilfe bei der Erstellung dieser Arbeit war. Danken möchte ich auch allen Studenten, die mir durch das Anfertigen von Diplom- und Semesterarbeiten oder bei der Mitarbeit als studentische Hilfskraft halfen.

Mein ganz besonderer Dank gilt jedoch meinen Eltern für die Ermöglichung und Unterstützung meiner Ausbildung sowie meiner Lebensgefährtin Janina Nickel für die stets verständnisvolle Begleitung auf dem Weg zur Promotion.

München, im Januar 2005

Orlando Prazeres da Costa



# Inhaltsverzeichnis

<b>Kapitel 1</b>	<b>Einführung</b>	<b>1</b>
1.1	Einführung	1
1.2	Literaturbetrachtung	2
1.3	Ziel der Arbeit	4
1.4	Inhaltsübersicht	4
<b>Kapitel 2</b>	<b>Missionssicherheitsanalyse</b>	<b>6</b>
2.1	Definition der Missionssicherheitsanalyse	6
2.1.1	Gefahrenanalyse	7
2.1.1.1	Begriffsdefinitionen	7
2.1.1.2	Risikoklassen	8
2.1.2	Risikoabschätzung	9
2.1.3	Strategie beim Auftreten von Störfallszenarien	10
2.2	Untersuchtes Fluggerät und Referenzmission	11
2.2.1	Missionssaufgaben und Auslegungskriterien des Crew Return Vehicle	11
2.2.2	Auftriebskörper und Steuerungsorgane	12
2.2.3	Referenzmission	14
2.2.4	Beschränkungen der Referenzmission	17
2.2.5	Entwicklungsstand	17
2.3	Ergebnisse aus der Gefahrenanalyse	18
2.3.1	Gefahrenquellen durch die natürlichen Weltraumumgebung	18
2.3.2	Gefahrenquellen während des atmosphärischen Wiedereintritts	19
2.3.3	Gefahrenquellen aufgrund der Konfiguration, Mission und Systeme des Fluggeräts	19

2.3.4	Identifizierte Störfallszenarien	21
2.3.5	Untersuchte Störfallszenarien	23
2.3.5.1	Mögliche Störfallzeitpunkte	23
2.3.5.2	Störfallszenario „blockierte Heckklappe“	23
2.3.5.3	Störfallszenario „Effizienzverlust einer Heckklappe“	25
2.3.5.4	Störfallszenario „blockiertes Seitenruder“	27
2.4	Fehlerdetektion und -identifikation	28
2.5	Zusammenfassung	29
<b>Kapitel 3</b>	<b>Flugmechanische Modellierung</b>	<b>30</b>
3.1	Fluggerät	30
3.1.1	Abmessungen	30
3.1.1.1	Auftriebskörper	31
3.1.1.2	Stellflächen	31
3.1.2	Aerodynamik	33
3.1.2.1	Aerodynamische Beiwerte der Längsbewegung	34
3.1.2.2	Aerodynamische Beiwerte der Seitenbewegung	40
3.1.2.3	Modellierung des Störfallszenarios „Effizienzverlust einer Heckklappe“	44
3.1.3	Physikalische Beschränkungen	47
3.1.3.1	Auftriebskörper	47
3.1.3.2	Stellflächen	48
3.1.4	Modellierung der Lageregelungstriebwerke	51
3.1.5	Modellierung des Deorbit-Moduls	54
3.2	Geophysikalische Modellierung	55
3.2.1	Erdform	55
3.2.2	Gravitationsfeld der Erde	55
3.2.3	Atmosphäre	56
3.3	Dynamik	57

3.3.1	Koordinatensysteme	57
3.3.2	Bewegungsgleichungen	58
3.3.3	Weitere Beziehungen für das Fluggerät	61
3.4	Zusammenfassung	61
<b>Kapitel 4</b>	<b>Optimierungsbetrachtungen</b>	<b>62</b>
4.1	Verwendetes Optimierungsverfahren	63
4.2	Methode der dynamischen Inversion	63
4.2.1	Allgemeines	64
4.2.2	Steuergrößen	66
4.3	Randbedingungen	68
4.3.1	Anfangsbedingungen	68
4.3.2	Endbedingungen	68
4.4	Bahnbeschränkungen	70
4.5	Zielfunktionen	71
4.5.1	Minimale Brennstoffmasse	71
4.5.2	Maximal und minimal mögliche Blockierung	71
4.5.3	Extremierung des frühestmöglichen Störfallzeitpunkts	71
4.5.4	Minimaler oder maximaler aufsteigender oder absteigender Knoten	72
4.5.5	Minimale Oberflächentemperatur der Heckklappe	72
4.5.6	Minimierung der Stellflächenaktivität	73
4.6	Momentenverteilung	73
4.6.1	Störfallszenario „blockierte Heckklappe“	75
4.6.2	Störfallszenario „Effizienzverlust einer Heckklappe“	81
4.6.3	Störfallszenario „blockiertes Seitenruder“	84
4.6.4	Anwendung auf eine Drei-Freiheitsgrad Problemstellung	85
4.7	Zusammenfassung	86

<b>Kapitel 5</b>	<b>Störfallszenario „blockierte Heckklappe“</b>	<b>87</b>
5.1	Simulation der Referenzmission	87
5.2	Optimierungsergebnisse für nominelle Bahnbeschränkungen	88
5.3	Optimierungsergebnisse für erweiterte Bahnbeschränkungen	93
5.3.1	Erhöhung des maximal zulässigen Anstellwinkels	93
5.3.2	Erhöhung des maximal zulässigen Wärmeflusses	97
5.3.3	Erhöhung von maximal zulässiger Wärmelast und Lastfaktor	99
5.4	Einfluss des zu erreichenden Landeplatzes	104
5.5	Einfluss des Störfallzeitpunkts	106
5.5.1	Störfallzeitpunkt: 100 - 1000 Sekunden	106
5.5.2	Störfallzeitpunkt: Orbit	112
5.6	Einfluss des Triebwerkmodells	117
5.7	Zusammenfassung	120
<b>Kapitel 6</b>	<b>Störfallszenario „Effizienzverlust einer Heckklappe“</b>	<b>121</b>
6.1	Simulation der Referenzmission	121
6.2	Optimierungsergebnisse	122
6.2.1	Erhöhung des maximal zulässigen Anstellwinkels	123
6.2.2	Verringerung des maximal zulässigen Wärmeflusses	126
6.3	Einfluss des Störfallzeitpunkts	126
6.4	Zusammenfassung	129
<b>Kapitel 7</b>	<b>Störfallszenario „blockiertes Seitenruder“</b>	<b>131</b>
7.1	Optimierungsergebnisse	131
7.1.1	Erhöhung des maximal zulässigen Anstellwinkels	132
7.1.2	Einfluss des Störfallzeitpunkts	133
7.2	Zusammenfassung	135
<b>Kapitel 8</b>	<b>Gesamtübersicht der Störfallszenarien</b>	<b>136</b>
8.1	Störfallplan	136



8.2	Anpassung der Flugregel- und Fluglenkungsalgorithmen	139
8.2.1	Anforderungen von erweiterten Flugregel- und Fluglenkungsalgorithmen	139
8.2.2	Betrachtung von Modellunsicherheiten und Fehlereinflüssen	140
8.3	Zusammenfassung	142
<b>Kapitel 9</b>	<b>Grundsätzliche sicherheits-relevante Erkenntnisse</b>	<b>143</b>
9.1	Veränderung der Referenzmission	143
9.2	Konstruktive Modifikationen	146
9.3	Zusammenfassung	148
<b>Kapitel 10</b>	<b>Zusammenfassung</b>	<b>149</b>

# Abbildungsverzeichnis

Bild 2.1	Ereignisbaumstruktur und Wirkungsabfolge einer Gefahrenanalyse	7
Bild 2.2	Risiko als eine Funktion der Parameter Häufigkeit und Risikoklasse	9
Bild 2.3	Untersuchtes Fluggerät (Modellansicht der X-38 V201 mit Deorbit-Modul)	13
Bild 2.4	Verlauf wichtiger Bahndaten der Referenzmission Cycle 8 mit der von der NASA vorgegebenen Flugsteuerung	16
Bild 2.5	3D-Flugbahn der Referenzmission Cycle 8	16
Bild 2.6	Hitzebelastung für $\alpha = 40^\circ$ , $Re_\infty = 2.0 \cdot 10^6$ , $M_\infty = 6$ für verschiedene Heckklappenausschläge (Quelle: [48])	20
Bild 2.7	Zusammenfassung der identifizierten Störfallszenarien	22
Bild 2.8	Auswirkungen des Störfallszenarios „blockierte Heckklappe“ für verschiedene Störfallzeitpunkte	24
Bild 2.9	Auswirkungen des Störfallszenarios „Effizienzverlust einer Klappe“	26
Bild 2.10	3D-Flugbahn bei dem Störfallszenario „blockiertes Seitenruder“	28
Bild 3.1	3D-Zeichnungen der Heckklappe mit Aktuator- und Gelenkgleitlager	32
Bild 3.2	Definition der Seitenruder-, Bremsklappen- und Heckklappen-Ausschlagsrichtung	32
Bild 3.3	Definition der Kraft- und Momentenbeiwerte im fahrzeugfesten Koordinatensystem	33
Bild 3.4	Trimmbarkeitsbereich	35
Bild 3.5	Trimmheckklappenausschlag $\delta_{et,\delta_{sb}=0}(\alpha, M)$ für den Flugbereich: $0.5 \leq M \leq 28$	35
Bild 3.6	Getrimmtes Heckklappenausschlagssinkrement $\Delta\delta_{et\delta_{sb}}(\alpha, M)$ infolge eines Bremsklappenausschlags für den Flugbereich: $0.5 \leq M \leq 6$	36
Bild 3.7	Auftriebsbeiwert $C_{A,\delta_{sb}=0}(\alpha, M)$ für den Flugbereich: $0.5 \leq M \leq 28$	36
Bild 3.8	Auftriebsinkrement $\Delta C_{A,\delta_{sb}}(\alpha, M)$ infolge eines Bremsklappenausschlags für den Flugbereich: $0.5 \leq M \leq 6$	37
Bild 3.9	Widerstandsbeiwert $C_{W,\delta_{sb}=0}(\alpha, M)$ für den Flugbereich: $0.5 \leq M \leq 28$	38
Bild 3.10	Widerstandsinkrement $\Delta C_{W,\delta_{sb}}(\alpha, M)$ infolge eines Bremsklappenausschlags für den Flugbereich: $0.5 \leq M \leq 6$	38
Bild 3.11	Vom Anstellwinkel $\alpha$ abhängiger Nickmomentenanstieg $C_{m\alpha}(\alpha, M)$ für den Flugbereich: $0.5 \leq M \leq 28$	39

Bild 3.12 Nickmomentenderivativ abhängig vom Heckklappenausschlag $C_{m\delta_e}(\alpha, M)$ für den Flugbereich: $0.5 \leq M \leq 28$	39
Bild 3.13 Nickdämpfungsbeiwert $C_{mq}(M)$ für den Flugbereich: $0.5 \leq M \leq 28$	39
Bild 3.14 Schiebeseitenkraftderivativ $C_{Y\beta}(\alpha, M)$ für den Flugbereich: $0.5 \leq M \leq 28$	40
Bild 3.15 Seitenruder-Seitenkraftderivativ $C_{Y\delta_r}(\alpha, M)$ für den Flugbereich: $0.5 \leq M \leq 6$	40
Bild 3.16 Schieberollmoment $C_{l\beta}(\alpha, M)$ für den Flugbereich: $0.5 \leq M \leq 28$	41
Bild 3.17 Rollmoment in Folge eines differentiellen Heckklappenausschlags $C_{l\delta_a}(\alpha, M)$ für den Flugbereich: $0.5 \leq M \leq 28$	41
Bild 3.18 Seitenruder-Rollmoment $C_{l\delta_r}(\alpha, M)$ für den Flugbereich: $0.5 \leq M \leq 10$	42
Bild 3.19 Rolldämpfungsbeiwert $C_{lp}(M)$ für den Flugbereich: $0.5 \leq M \leq 28$	42
Bild 3.20 Schiebegermoment $C_{n\beta}(\alpha, M)$ für den Flugbereich: $0.5 \leq M \leq 28$	43
Bild 3.21 Giermoment in Folge eines differentiellen Heckklappenausschlags $C_{n\delta_a}(\alpha, M)$ für den Flugbereich: $0.5 \leq M \leq 28$	43
Bild 3.22 Seitenruder-Giermoment $C_{n\delta_r}(\alpha, M)$ für den Flugbereich: $0.5 \leq M \leq 10$	44
Bild 3.23 Gierdämpfungsbeiwert $C_{nr}(M)$ für den Flugbereich: $0.5 \leq M \leq 28$	44
Bild 3.24 Prinzipdarstellung des verminderten Auftriebs und Widerstands aufgrund der Degradation einer Klappe im Gegensatz zur unbeschädigten Heckklappe	45
Bild 3.25 Änderung des Auftriebsbeiwerts $\Delta C_{A,EV}$ , Widerstandsbeiwerts $\Delta C_{W,EV}$ und Trimmheckklappenstellung $\Delta \delta_{et,EV}(\alpha, M)$ für das Störfallszenario „Effizienzverlust einer Heckklappe“	45
Bild 3.26 Modellerte Fälle für Störfallszenario „Effizienzverlust einer Klappe“	46
Bild 3.27 Höhenbereich für den modellierten Strömungszustand	48
Bild 3.28 maximal zulässige Heckklappenstellung für laminare bzw. turbulente Umströmung	49
Bild 3.29 Lagerbelastungsfunktion $f_{M_{BF,max}}(\alpha, M)$	50
Bild 3.30 Seitenruderscharniermomentenbeiwert $C_{M_{R\delta,b}}$ für verschiedene Luftbremsenausschläge	51
Bild 3.31 Anordnung der Lageregelungstriebwerke	51
Bild 3.32 Wirkende Kräfte am Fluggerät	58
Bild 4.1 Blockschaltbild der verwendeten Reglerstruktur	65
Bild 4.2 Antwortverhalten für ein vorgegebenes Manöver bei $M = 20$	67
Bild 4.3 Antwortverhalten für ein vorgegebenes Manöver bei $M = 10$	67

Bild 4.4	Endanflugsrichtung, innerer und äußerer Landeplatzring	69
Bild 4.5	Ausgewählte Landeplätze, untersucht hinsichtlich einer möglichst geringen Bevölkerungsdichte	70
Bild 4.6	Momentenverteilungsfunktion (Phase 1) für das Störfallszenario „blockierte Heckklappe“	76
Bild 4.7	Momentenverteilungsfunktion für das Störfallszenario „blockierte Heckklappe“ (Phase 1) bei einem „roll reversal“ Manöver	77
Bild 4.8	Momentenverteilungsfunktion (Phase 2) für das Störfallszenario „blockierte Heckklappe“	79
Bild 4.9	Grenzen der Momentenverteilungsfunktion (Phase 2)	80
Bild 4.10	Momentenverteilungsfunktion beim Störfallszenario „Effizienzverlust einer Heckklappe“	83
Bild 5.1	Simulation der Referenzflugbahn für Störfallszenario „blockierte Heckklappe“ mit Störfalldaten: $\delta_{block} = 18^\circ$ , $t_{Störfall} = 300$ s, $n_{LT} = 2$	88
Bild 5.2	Optimale Flugbahn für Störfallszenario „blockierte Heckklappe“ mit Störfalldaten: $\delta_{block} = 17^\circ$ , $t_{Störfall} = 0$ s, $n_{LT} = 2$ , Bahnbeschränkungen: Cycle 8	89
Bild 5.3	3D-Flugbahn mit Störfalldaten: $\delta_{block} = 17^\circ$ , $t_{Störfall} = 0$ s, $n_{LT} = 2$ , Bahnbeschränkungen: Cycle 8	90
Bild 5.4	Vergleich der Treibstoffmasse und Schubmomente mit Störfalldaten: $\delta_{block} = 16^\circ$ , $t_{Störfall} = 0$ s, $n_{LT} = 2$ / $n_{LT} = 9$ , Bahnbeschränkungen: Cycle 8	91
Bild 5.5	Zusammenfassung für Störfallszenario „blockierte Heckklappe“ mit Störfalldaten: $t_{Störfall} = 0$ s, $n_{LT} = 2$ / $n_{LT} = 9$ , Bahnbeschränkungen: Cycle 8	92
Bild 5.6	Größtmögliche Blockierung $\delta_{block} = 18.5^\circ$ mit den Störfalldaten: $t_{Störfall} = 0$ s, $n_{LT} = 9$ , Bahnbeschränkungen: Cycle 8	92
Bild 5.7	Zusammenfassung für Störfallszenario „blockierte Heckklappe“ mit Störfalldaten: $t_{Störfall} = 0$ s, $n_{LT} = 9$ , $\alpha_{max} = 55^\circ$ , $\dot{q}_{max} = 1139$ kW/m <sup>2</sup>	94
Bild 5.8	Größtmögliche Blockierung $\delta_{block} = 19.3^\circ$ für $n_{LT} = 9$ , $\alpha_{max} = 55^\circ$ , $\dot{q}_{max} = 1139$ kW/m <sup>2</sup>	95
Bild 5.9	Kleinstmögliche Blockierung $\delta_{block} = 10.7^\circ$ für $n_{LT} = 9$ , $\alpha_{max} = 55^\circ$ , $\dot{q}_{max} = 1139$ kW/m <sup>2</sup>	96
Bild 5.10	3D-Flugbahn der kleinst- und größtmöglichen Blockierung für Störfalldaten: $t_{Störfall} = 0$ s, $n_{LT} = 9$ , $\alpha_{max} = 55^\circ$ , $\dot{q}_{max} = 1139$ kW/m <sup>2</sup>	97
Bild 5.11	Optimalflugbahn für $\delta_{block} = 14^\circ$ , $t_{Störfall} = 0$ s, $n_{LT} = 9$ , $\alpha_{max} = 55^\circ$ , $\dot{q}_{max} = 1250$ kW/m <sup>2</sup>	98
Bild 5.12	Größtmögliche Blockierung $\delta_{block} = 20.8^\circ$ für: $n_{LT} = 9$ , $\alpha_{max} = 55^\circ$ , $\dot{q}_{max} = 1250$ kW/m <sup>2</sup>	99

Bild 5.13 Vergleich der Flugbahnen für eine Erhöhung der maximal zulässigen Wärmelast für den Fall $\delta_{block} = 19^\circ$ , $t_{Störfall} = 0$ s, $n_{LT} = 9$ , $\alpha_{max} = 55^\circ$	100
Bild 5.14 Kleinste blockierte Heckklappenstellung $\delta_{block} = 9.9^\circ$ mit Störfalldaten: $t_{Störfall} = 0$ s, $n_{LT} = 9$ , $\alpha_{max} = 55^\circ$ , $\dot{q}_{max} = 1250$ kW/m <sup>2</sup> , $n_{max} = 3$ , $m_{LT} = 80$ kg.	101
Bild 5.15 Zusammenfassung für Störfallszenario „blockierte Heckklappe“ mit Störfalldaten: $t_{Störfall} = 0$ s, $\alpha_{max} = 55^\circ$ , $\dot{q}_{max} = 1250$ kW/m <sup>2</sup>	102
Bild 5.16 Einfluss des maximal zur Verfügung stehenden Schubes für das Störfallszenario „blockierte Heckklappe“ mit Störfalldaten: $t_{Störfall} = 0$ s, $\alpha_{max} = 55^\circ$ , $\dot{q}_{max} = 1250$ kW/m <sup>2</sup>	103
Bild 5.17 Operationelle Gesichtspunkte der funktionierenden Heckklappe für Fall: $\delta_{block} = 18^\circ$ , $t_{Störfall} = 0$ s, $n_{LT} = 9$ , $\alpha_{max} = 55^\circ$ , $\dot{q}_{max} = 1250$ kW/m <sup>2</sup>	104
Bild 5.18 Vergleich der Steuerungen für den Fall einer linken blockierten Heckklappe ( $\delta_{block} = 18^\circ$ )	104
Bild 5.19 Einfluss des Landeplatzes auf die Treibstoffmasse für Störfallszenario „blockierte Heckklappe“ im Vergleich zum nominellen Landeplatz für Fall $\delta_{block} = 14^\circ$ mit Störfalldaten: $t_{Störfall} = 0$ s, $\alpha_{max} = 55^\circ$ , $\dot{q}_{max} = 1250$ kW/m <sup>2</sup> , $q_{W,max} = 1300$ MJ/m <sup>2</sup>	105
Bild 5.20 3D-Flugbahn zum treibstoffoptimalem und nominellem Landeplatz	105
Bild 5.21 Optimalflugbahnen für verschiedene Störfallzeitpunkte für den Fall: $\delta_{block} = 18^\circ$ , $n_{LT} = 9$ , $\alpha_{max} = 55^\circ$ , $\dot{q}_{max} = 1250$ kW/m <sup>2</sup>	107
Bild 5.22 Übersicht über den Zusammenhang zwischen benötigter Treibstoffmasse und blockierter Heckklappe zu verschiedenen Störfallzeitpunkten	108
Bild 5.23 Zustands- und Steuergrößen für die Extremfälle: $\delta_{block} = 9.8^\circ$ , $t_{Störfall} = 100$ s und $\delta_{block} = 19.9^\circ$ , $t_{Störfall} = 1000$ s	109
Bild 5.24 3D-Flugbahn für die Extremfälle blockierter Heckklappenstellungen bei unterschiedlichen Störfallzeitpunkten	110
Bild 5.25 Einfluss des Landeplatzes auf die Treibstoffmasse für verschiedene blockierten Heckklappenstellungen mit Störfalldaten: $t_{Störfall} = 300$ s, $\dot{q}_{max} = 1250$ kW/m <sup>2</sup>	111
Bild 5.26 Einfluss des Landeplatzes auf die Treibstoffmasse bei verschiedenen blockierten Heckklappenstellungen mit Störfalldaten: $t_{Störfall} = 500$ s, $\dot{q}_{max} = 1250$ kW/m <sup>2</sup>	111
Bild 5.27 Einfluss des Landeplatzes auf die Treibstoffmasse bei verschiedenen blockierten Heckklappenstellungen mit Störfalldaten: $t_{Störfall} = 700$ s, $\dot{q}_{max} = 1250$ kW/m <sup>2</sup>	112
Bild 5.28 Darstellung von $\Delta\lambda_{abst. Knoten}$ für die Störfalldaten: $\delta_{block} = 14^\circ$ , $t_{Störfall}$ in der Orbitalphase, $m_{LT} = 100$ kg, $\dot{q}_{max} = 1250$ kW/m <sup>2</sup> mit Landeplatz Coober Pedy, Australien	113
Bild 5.29 Untersuchung der Orbitverweildauer mit den Landeplätzen: Coober Pedy (Australien), Nequem (Argentinien) und San Nicolas Island (USA)	114

Bild 5.30 Fall $\delta_{block} = 14^\circ$ mit Störfalldaten: $t_{Störfall}$ in der Orbitalphase, $m_{LT} = 100 \text{ kg}$ , $\alpha_{max} = 55^\circ$ , $\dot{q}_{max} = 1250 \text{ kW/m}^2$ , $q_{W,max} = 1300 \text{ MJ/m}^2$ mit Landeplatz: Coober Pedy, Australien	115
Bild 5.31 Gegenüberstellung von absteigendem Knoten des letzten Orbits und blockierten Heckklappenstellungen	116
Bild 5.32 Auswertung der Treibstoffmasse abhängig von der Längengradabweichung des absteigenden Knoten mit den Störfalldaten: $\delta_{block} = 14^\circ$ , $t_{Störfall}$ in der Orbitalphase	116
Bild 5.33 Momentenverteilungsfunktion (1. Phase) für Störfallszenario „blockierte Heckklappe“ mit Schubmodell 2 für Fall $\delta_{block} = 15^\circ$	117
Bild 5.34 Momentenverteilungsfunktion (2. Phase) für Störfallszenario „blockierte Heckklappe“ mit Schubmodell 2 für Fall $\delta_{block} = 15^\circ$	118
Bild 5.35 Größtmögliche blockierte Heckklappenstellung $\delta_{block} = 21.1^\circ$ bei Verwendung des Schubmodells 2 mit Störfalldaten: $t_{Störfall} = 0 \text{ s}$ , $\alpha_{max} = 55^\circ$ , $\dot{q}_{max} = 1250 \text{ kW/m}^2$ .	119
Bild 5.36 Zusammenfassung der benötigten Treibstoffmasse bei Variation des Schubmodells mit Störfalldaten: $t_{Störfall} = 0 \text{ s}$ , $\alpha_{max} = 55^\circ$ , $\dot{q}_{max} = 1250 \text{ kW/m}^2$ .	120
Bild 6.1 Einfluss der maximal zulässigen Oberflächentemperatur der beschädigten Heckklappe auf die Treibstoffmasse bei Einhaltung der Referenzflugbahn zu einem Störfallzeitpunkt von $t_{Störfall} = 500 \text{ s}$	122
Bild 6.2 Optimalbahn für Störfallszenario „Effizienzverlust einer Heckklappe“ Fall 4 mit Störfalldaten: $t_{Störfall} = 300 \text{ s}$ , $\alpha_{max} = 50^\circ$ , $m_{LT} = 100 \text{ kg}$	123
Bild 6.3 3D-Flugbahn des Falles 4 mit Störfalldaten: $t_{Störfall} = 300 \text{ s}$ , $\alpha_{max} = 50^\circ$ , $m_{LT} = 100 \text{ kg}$	124
Bild 6.4 Heckklappenstellungen der modellierten Fälle für das Störfallszenario „Effizienzverlust einer Heckklappe“ mit $t_{Störfall} = 300 \text{ s}$ , $m_{LT} = 100 \text{ kg}$	125
Bild 6.5 Minimale Oberflächentemperatur verschiedener modellierter Fälle mit $t_{Störfall} = 300 \text{ s}$ , $\alpha_{max} = 50^\circ$	125
Bild 6.6 Minimale Oberflächentemperatur verschiedener modellierter Fälle mit $t_{Störfall} = 700 \text{ s}$ , $\alpha_{max} = 50^\circ$	127
Bild 6.7 Steuer- und Zustandsgrößen für $t_{Störfall} = 1100 \text{ s}$ , modellierter Fall 1	128
Bild 6.8 Einfluss des Störfallzeitpunkts auf die Treibstoffmasse in Abhängigkeit des untersuchten Schubmodells für das Störfallszenario „Effizienzverlust einer Heckklappe: Fall 1“, $m_{LT} = 100 \text{ kg}$	128
Bild 6.9 3D-Flugbahnen für unterschiedliche Störfallzeitpunkte beim Störfallszenario „Effizienzverlust einer Heckklappe: Fall 1“, $m_{LT} = 100 \text{ kg}$	129
Bild 7.1 Steuerungs- und Zustandsgrößen für das Störfallszenario „blockiertes Seitenruder“ mit $\delta_{r,block} = 5^\circ$ bei einem Störfallzeitpunkt von $t_{Störfall} = 1300 \text{ s}$	132
Bild 7.2 3D-Flugbahn bei einem Störfallzeitpunkt von $t_{Störfall} = 1300 \text{ s}$	133

Bild 7.3	Zusammenfassung möglicher blockierter Seitenruderstellungen bei einem Störfallzeitpunkt von $t_{Störfall} = 1300$ s, $M_{Störfall} = 4, 6$ und $8$	134
Bild 7.4	Steuerungs- und Zustandsgrößen für das Störfallszenario „blockiertes Seitenruder“ mit $\delta_{r,block} = 12^\circ$ bei einem Störfallzeitpunkt von $M_{Störfall} = 8$	134
Bild 8.1	Störfallplan für das Störfallszenario „blockierte Heckklappe“	137
Bild 8.2	Störfallplan für das Störfallszenario „Effizienzverlust einer Heckklappe“ ( $S_{EV} / S_{BF}$ einer außenliegenden Degradation der Heckklappe: Fall 1 - 4)	138
Bild 8.3	Monte Carlo-Auswertung für das Störfallszenario „blockierte Heckklappe“ mit Störfalldaten: $\delta_{block} = 16^\circ$ , $t_{Störfall} = 500$ s, $n_{LT} = 9$ , $\alpha_{max} = 55^\circ$ , $\dot{q}_{max} = 1250$ kW/m <sup>2</sup>	141
Bild 9.1	Veränderte Referenzflugbahn für $\alpha_{max} = 45^\circ$ , $\dot{q}_{max} = 1050$ kW/m <sup>2</sup> , $q_{W,max} = 1200$ MJ/m <sup>2</sup>	145

# Tabellenverzeichnis

Tabelle 2.1	Risikoklassen	8
Tabelle 2.2	Beschreibung möglicher Störfallzeitpunkte	23
Tabelle 2.3	Bahnbeschränkungen für das Störfallszenario „blockierte Heckklappe“	25
Tabelle 2.4	Bahnbeschränkungen für das Störfallszenario „Effizienzverlust einer Heckklappe“	27
Tabelle 3.1	Daten von X-38 V 201	31
Tabelle 3.2	Abmessungen und Belastungsgrenzen der Heckklappe	31
Tabelle 3.3	Abmessungen und Belastungsgrenzen der Seitenruder	32
Tabelle 3.4	Aerodynamische Referenzdaten	34
Tabelle 3.5	Verschiebung des degradierten Klappenschwerpunkts	46
Tabelle 3.6	Belastungsgrenzen des Fluggeräts für die Referenzmission	48
Tabelle 3.7	Maximale Klappenstellgeschwindigkeiten	50
Tabelle 3.8	Lage und Schubvektor der einzelnen Lageregelungstriebwerke	52
Tabelle 3.9	Kenngrößen eines Lageregelungstriebwerkes	52
Tabelle 3.10	Auslegungsvarianten des redundanten Triebwerkssystems	54
Tabelle 3.11	Schub- und Massedaten des Deorbit-Moduls	55
Tabelle 3.12	Koeffizienten für Druck- und Dichteberechnung	56
Tabelle 3.13	Daten des Trägheitstensors für das untersuchte Fluggerät	60
Tabelle 4.1	Endbedingungen	69
Tabelle 4.2	Größenverhältnisse für das Maximalmoment der Triebwerke	74



# Bezeichnungen

Die verwendeten Bezeichnungen entsprechen so weit wie möglich den Normen LN 9300 [85], DIN 9300 [86] und DIN 5450 [91]. Auch die für das untersuchte Fluggerät X-38 spezifischen Bezeichnungen wurden weitestgehend übernommen.

Symbol	Bedeutung (lateinischer Buchstabe)	Einheit
$A$	Auftrieb	N
$a$	Schallgeschwindigkeit	m/s
$a, b, c, d, e, f$	Konstanten für die Atmosphärenmodellierung	-
$b$	Breite des Fluggeräts	m
$C$	Beiwert	-
$F$	Schub, Kraft	N, N
$G$	Universelle Gaskonstante	$\text{m}^3/(\text{kg}\cdot\text{s}^2)$
$g$	Erdbeschleunigung	$\text{m}/\text{s}^2$
$h$	Flughöhe, Höhe des Fluggeräts	m, m
$i$	Inklination der Erdumlaufbahn	Grad
$I$	Trägheitstensor	$\text{kg}\cdot\text{m}^2$
$J$	Zielfunktion	-
$l$	Länge des Fluggeräts	m
$L$	Rollmoment	Nm
$m$	Masse des Fluggeräts, Treibstoffmasse	kg, kg
$M$	Machzahl, Moment, Nickmoment	-, Nm, Nm
$\dot{m}$	Treibstoffdurchsatz	kg/s
$n$	Lastfaktor	-
$N$	Giermoment	Nm
$p$	Luftdruck, Rollrate	Pa, Grad/s
$q$	Nickrate	Grad/s
$q_w$	Spezifische Wärmelast	$\text{J}/\text{m}^2$
$\dot{q}$	Spezifische Wärmefluss	$\text{W}/\text{m}^2$
$\bar{q}$	Staudruck	Pa

Symbol	Bedeutung (lateinischer Buchstabe)	Einheit
$R$	Krümmungsradius, Gaskonstante	m, J/kgK
$r$	Kugelradius, Abstand, Gierrate	m, m, Grad/s
$S$	Flügelfläche	m <sup>2</sup>
$T$	Lufttemperatur, Umlaufzeit	K, s
$t$	Flugzeit	s
$u$	Steuergröße	Grad/s
$V$	Fluggeschwindigkeit	m/s
$W$	Widerstand	N
$x$	Zustand, Abstand	-, m
$Y$	Seitenkraft	N
$y$	Abstand	m

Symbol	Bedeutung (griechischer Buschstabe)	Einheit
$\alpha$	Anstellwinkel	Grad
$\beta$	Schiebewinkel	Grad
$\chi$	Kurswinkel	Grad
$\delta$	Geographische Breite, Ausschlag einer Stellfläche	Grad, Grad bzw. rad
$\gamma$	Flugbahnwinkel	Grad
$\kappa$	Isotropenexponent	-
$\lambda$	Geographische Länge	Grad
$\mu$	Gravitationskonstante der Erde, Hängewinkel	m <sup>3</sup> /s <sup>2</sup> , Grad
$\nu$	Zu erreichende Drehbeschleunigung	Grad/s <sup>2</sup>
$\rho$	Luftdichte	kg/m <sup>3</sup>
$\tau$	Auf Flugabschnitt normierte Zeit	%
$\omega$	Winkelgeschwindigkeit	Grad/s

Symbol	Bedeutung (tiefergestellte Indizes)	Englisch
0	Referenz, Anfangszustand	reference
AS	Aerodynamische Stellflächen	aerodynamic surfaces
a	Roll- und Giermomentenerzeuger	aileron
abst	Abstrahlung	radiation
bn	Benötigter Schub, benötigtes Moment	thrust required
BF	Heckklappe	body flap

<b>Symbol</b>	<b>Bedeutung (tiefergestellte Indizes)</b>	<b>Englisch</b>
block	Blockiert	block
C	Kommandiert	command
Deorbit	Deorbit-Modul	deorbit module
e	Höhenruder	elevon
E	Erde	earth
EI	Atmosphärenrand	entry interface
EV	Effizienzverlust	loss of efficiency
LT	Lageregelungstriebwerke	thruster
r	Seitenruder	rudder
ref	Referenz	reference
res	Resultierende	resulting
S	Schwerpunkt	center of gravity
sb	Luftbremse	speedbrake
V	Fluggerät	vehicle

# Abkürzungen

<b>Kurzbezeichnung</b>	<b>Beschreibung</b>
ASTRA	Ausgewählte Technologien für zukünftige Raumtransport-Anwendungen
CMC	Ceramic Matrix Composite Material
CREDITS	Closed-Loop Reentry Dynamics Real-Time Simulator
CRV	Crew Return Vehicle
EMA	Electro Mechanical Actuator
EMS	Emergency Management System
ESA	European Space Agency
FADS	Flush Air Data System
FEI	Flexible Extern Isolation (Hitzeschutz)
GN&C	Guidance, Navigation and Control
ISS	International Space Station
NASA	National Aeronautics and Space Administration
ONS	Off Normal Situations
RLV	Reusable Launch Vehicle
SIGI	Space Integrated Global Positioning System / Inertial Navigation System
STS	Shuttle Transport System
TETRA	Technologien für zukünftige Raumtransportsysteme
TPS	Thermal Protection System

# Kapitel 1 Einführung

## 1.1 Einführung

Am 1. Februar 2003 erschütterte die Nachricht vom Absturz der Columbia STS-107 die ganze Welt. Während der Wiedereintrittsphase des Orbiters verloren sieben Astronauten sechzehn Minuten vor der Landung ihr Leben. Schuld daran waren Hitzekacheln, die beim Aufstieg zerstört worden waren. So konnte wegen fehlender Hitzeisolation an der linken Flügelvorderkante extrem heißes Plasma in den Innenraum des Orbiters gelangen, was zum Strukturversagen des Fluggeräts führte. Wie schon bei der Challenger-Katastrophe 1986 wurde auch bei diesem Unglück zur Diskussion gestellt, ob das Space Shuttle die zur Gewährleistung der Missionssicherheit der Astronauten notwendigen Anforderungen erfüllt. Da während der Untersuchung des zweiten Space Shuttle-Unglücks der Flugbetrieb eingestellt blieb, konnte die Internationale Raumstation ISS nicht mehr, wie vorgesehen, versorgt und betrieben werden. Die dauerhafte Stationierung eines Rettungsfluggeräts an der ISS stellt eine Möglichkeit dar, solchen und anderen unvorhersehbaren Situationen vorzubeugen. Die zur Realisierung eines Crew Return Vehicle (CRV) notwendigen Technologien wurden in amerikanisch-europäischer Kooperation erarbeitet und sollten an Bord des Versuchsträgers X-38 erprobt werden. Dieser Erprobungsträger dient als Grundlage dieser Arbeit.

Bei der Entwicklung eines solchen Fluggeräts muss die Missionssicherheitsanalyse verstärkt auf den Wiedereintrittsbereich ausgeweitet werden. In diesem Bereich werden die aerodynamischen Stellflächen extrem belastet. Die Ausfallwahrscheinlichkeit ist deshalb besonders groß.

Es werden aus diesem Grunde vermehrt Anstrengungen unternommen, den besonderen Gefahren des Wiedereintritts bereits in der Missionsplanung Rechnung zu tragen. Im Rahmen des ASTRA-Programms (Ausgewählte Technologien für zukünftige Raumtransport-Anwendungen) wurden Störfallszenarien untersucht, die durch degradierte aerodynamische Stellflächen auftreten können. Da ein solcher Störfall eine autonome, schnelle und optimale Reaktion der verbleibenden Steuerorgane erfordert, ist eine umfassende Strategie zur Gewährleistung der Missionssicherheit notwendig. Sie bedingt einerseits eine geeignete Anpassung der Flugregel- und Fluglenkungsalgorithmen. Gleichzeitig muss aber auch mit Hilfe von Bahnoptimierungsuntersuchungen die verbleibende Steuerbarkeit und damit die Missionsflexibilität des Fluggeräts maximiert werden. Damit soll die Missionssicherheit eines Wiedereintrittsfluggeräts entscheidend verbessert werden.

## 1.2 Literaturbetrachtung

In den letzten Jahrzehnten wurden weltweit Anstrengungen in der Entwicklung von Raumtransportsystemen unternommen, um einerseits die Kosten zu reduzieren und andererseits die operative Sicherheit zu erhöhen. Dabei wurden in den letzten Jahrzehnten und werden derzeit auf amerikanischer (X-33, X-34, X-37, X-40, etc.), japanischer (AFLEX, HOPE, HYFLEX, etc.) und europäischer Seite (A.R.D., Sub-Orbital Hopper, ARES-H, PRE-X, Phoenix, Fly-Back Booster, et al., siehe auch [75] und [60]) Konzepte für Fluggeräte und Versuchsträger entwickelt und untersucht, die sowohl als einstufige, als auch als mehrstufige Systeme ausgelegt sind. Grundsätzlich sollen alle diese neu entwickelten Fluggerätkonzepte teilweise oder vollständig wieder verwendbar sein, so dass eine echte Konkurrenz hinsichtlich sowohl der Betriebskosten als auch der Missionssicherheit zu den heutigen Trägersystemen entstehen soll. Entscheidend bei der Entwicklung eines wieder verwendbaren Raumtransportsystems (RLV: Reusable Launch Vehicle) sind Überlegungen und konkrete Analysen, die die Missionssicherheit erhöhen. Vergewagt man sich die Entwicklungskosten heutiger Satelliten und Nutzlastsysteme (bis zu mehreren Milliarden Euro), so kann das einzige, heute existierende und (teilweise) wieder verwendbare System (Space Shuttle), das derzeit eine Ausfallrate von 2 aus 107 Flügen hat, nicht mit den äußerst sicheren Wegwerfträgersystemen (Ariane 4, Sojus, etc.) hinsichtlich der Missionssicherheit und damit auch hinsichtlich der Gesamtkosten konkurrieren. Im Abschlussbericht der Untersuchungskommission [84] des Space Shuttle-Unglücks im Februar 2003 wird die besondere Bedeutung der Missionssicherheit für bemannte Missionen insofern deutlich, als damit weitere Space Shuttle-Flüge aufgrund ihrer katastrophalen Ausfallbilanz für die Zukunft ausgeschlossen sind, es sei denn es werden sicherheitsrelevante Änderungen am Gesamtsystem vorgenommen.

Bei der Entwicklung eines Crew Return / Rescue Vehicle (CRV) für die internationale Raumstation (ISS) wurden die amerikanischen und europäischen Anstrengungen gebündelt, um die besonderen Herausforderungen, die an dieses Projekt gestellt wurden, zu bewältigen. Der Missionsabschnitt des Wiedereintritts eines solchen Fluggeräts stellt dabei einen besonderen technischen Anspruch an die verwendeten Materialien aufgrund der hohen thermischen und mechanischen Beanspruchung dar. Auch die verwendeten GN&C (Guidance, Navigation, and Control) Algorithmen mussten aufgrund der schlechten aerodynamischen Güte des Fluggeräts teilweise neu entwickelt werden. Bei der Wahl fortschrittlicher Flugführungs- und Flugregelungsstrategien, die für den Erprobungsträger X-38 in [113], [116], [114], [15], [35] und [40] erstellt wurden, müssen zukünftig zwingend Aspekte der **Missionssicherheit und Störfallstrategien** berücksichtigt werden. Hierzu wurden innerhalb des TETRA-Projekts (Technologien für zukünftige Raumtransportsysteme) erste Untersuchungen am Lehrstuhl für Flugmechanik und Flugregelung der TU München durchgeführt ([25], [24] und [87]). Störfallstrategien stellen für die sichere Durchführung einer Raumfahrtmission eine wichtige Grundlage dar, da sie die Auswirkungen von (nicht katastrophalen) Störungen auf einen geänderten Missionsverlauf, statt auf einen Verlust der Mission und des Fluggeräts begrenzen können. Ihnen kommt daher, wie beschrieben, auch eine hohe wirtschaftliche Bedeutung zu. Aus diesem Grund

veröffentlichten die Raumfahrtbehörden NASA [89] und ESA [92] Richtlinien für Sicherheitsuntersuchungen, deren Schwerpunkt auf der theoretischen Erfassung von möglichen Störfallursachen liegt. Die Sicherheits- bzw. Störfalluntersuchungen, die in früheren Jahren bei verschiedenen Raumfahrtprogrammen durchgeführt wurden, blieben aber auf einem meist eher theoretischen Stand, bei denen die Identifikation verschiedener Störfallszenarien im Vordergrund standen ([5], [49]).

In den letzten Jahren wurden vermehrt praktische Untersuchungen zu konkreten einzelnen Störfallszenarien durchgeführt. In den Bereichen der Detektion und Identifikation wurden in [120] und [97] Algorithmen entwickelt, um den heute verwendeten Health Monitoring Systems und Sensoren mehr Informationen über nicht nominelle Eigenschaften des Fluggeräts zu geben, die unter Umständen zu einem Störfall führen können. Auch nahm die Sensibilität gegenüber möglichen im Entwicklungsprozess nicht vorgesehener Unsicherheitsfaktoren zu. So beschäftigt sich [42] ausführlich mit einer möglichen atmosphärischen Dichteschwankung und deren Einfluss auf die Treibstoffmasse beim Flugbetrieb des Space Shuttle. Die Veröffentlichungen von [13], [54], [55], [56] und [20] beschäftigen sich mit der Fähigkeit des Flugregelungskonzepts, sich nach einem Störfall autonom neu zu konfigurieren und so auf eine degradierte Stellfläche zu reagieren. Im Gegensatz zu dem in dieser Arbeit untersuchtem Fluggerät hat das Fluggerät X-33, das bei allen Untersuchungen als Grundlage diente, aber die Möglichkeit, aufgrund der Vielzahl an verbleibenden aerodynamischen Stellflächen (acht unabhängige Stellflächen) die Flugbahn weiter einzuhalten. Insbesondere im Rahmen von Robustheitsuntersuchungen wurden Lenk- und Regelalgorithmen in [123], [69], [45] und [51] für verschiedene Fluggerätskonzepte auch mit möglichen Störfallszenarien konfrontiert, um deren Reaktion auf unerwartete Ereignisse zu untersuchen. Ein weiterer Ansatz, die Lage des Fluggeräts bei einer degradierten aerodynamischen Stellfläche mittels veränderlichen Schubes zu kontrollieren, wurde in der Zivilluftfahrt entwickelt und getestet ([11], [12]). Die Veränderungen der Bahnbeschränkungen für das untersuchte Fluggerät wird in [16] untersucht, wobei festgestellt werden kann, dass ähnlich wie bei den Ergebnissen der Missionssicherheitsuntersuchungen aus [18] nach der Columbia-Katastrophe, bei der Referenzmission eine geringere Wärmelast durch Anpassung des Anstellwinkels ermöglicht werden kann. In [17] wird für eine Wiedereintrittskapsel der Einfluss einer blockierten Heckklappe untersucht, der aber nur eine Veränderung des Landegebiets betrifft.

Eine Änderung der Flugbahn und somit der kommandierten Lagewinkel unter bestimmten Optimalkriterien in Kombination mit fortschrittlichen Fluglenkungs- und Flugregelalgorithmen im Falle einer degradierten Steuerfläche wird jedoch in keiner Veröffentlichung in Betracht gezogen. In [43] und [44] wird in Hinblick auf Störfallsituationen ein erster Ansatz zur ganzheitlichen Betrachtung aus Sicht der Flugregel- und Fluglenkungsalgorithmen vorgestellt, bei dem der Einfluss verschiedener Störfallszenarien auf die gesamte Flugbahn untersucht und bewertet wird. Dieser Ansatz ist Teil dieser Arbeit und wird kontinuierlich für das untersuchte Fluggerät weiter verfolgt. Dabei wird insbesondere der Ansatz aus [74] herangezogen, die Missionssicherheit eines Raumtransportsystems mittels Bahnoptimierung zu verbessern. In [74] werden Störfallszenarien, die einen Ausfall des Triebwerkes betreffen, für ein zweistufiges Fluggerät untersucht. Die Vorgehensweise, Störfallsze-

narien, die die Degradation von aerodynamischen Stellflächen betreffen, mit Hilfe von angepassten Flugbahnoptimierungen dahingehend zu untersuchen, dass die verbleibende Steuerbarkeit und damit die Missionssicherheit maximiert werden können, stellt allerdings Neuland dar.

### 1.3 Ziel der Arbeit

Die Hauptziele, die sowohl die amerikanische Weltraumorganisation NASA wie auch die europäische Weltraumorganisation ESA bei der Entwicklung zukünftiger Raumtransportsysteme anstreben, sind die Verringerung der Kosten und gleichzeitig die Erhöhung der operativen Sicherheit. Dabei misst man Störfallszenarien, die während der Wiedereintrittsphase eines Fluggeräts auftreten können, eine, wie im Rahmen von Gesprächen bei der NASA ([83]) bestätigt werden konnte, hohe Beachtung besonders in den letzten Jahren bei.

Die übergeordnete Zielsetzung dieser Arbeit, die damit auch auf die veränderten Anforderungen an ein zukünftiges Wiedereintrittsfluggerät eingeht, ist, den atmosphärischen Rückkehrflug unter Berücksichtigung verschiedener Störfallszenarien zu untersuchen und Störfallstrategien für einen sicheren Wiedereintritt zu erarbeiten. Die Durchführung einer Missionssicherheitsanalyse muss als Teil der notwendigen, zu erarbeitenden Technologie der Wiedereintrittsproblematik umfassend betrachtet werden. Im ersten Teil einer Missionssicherheitsanalyse müssen im Rahmen einer Gefahrenanalyse die kritischsten Störfallszenarien analysiert werden. Mit Hilfe von Bahnoptimierungsbetrachtungen sollen dann die Auswirkungen dieser Störfallszenarien untersucht und geeignete alternative Flugbahnen errechnet werden. Die dazu notwendigen Algorithmen müssen weitestgehend neu entwickelt werden und stellen damit eine besondere Herausforderung dieser Arbeit dar.

### 1.4 Inhaltsübersicht

Zu Beginn dieser Arbeit wird eine allgemeine Einführung in die Thematik der Missionssicherheitsanalyse gegeben. Auf der Basis der durchgeführten Gefahrenanalyse, in der mögliche gefährdende Bedingungen klassifiziert und entsprechende Störfallszenarien entwickelt wurden, konnten Strategien für die sichere Fortführung der Mission entwickelt werden. Von besonderer Wichtigkeit für die Aussagekraft der Ergebnisse ist eine möglichst realistische Modellierung der Dynamik des Fluggeräts in Kombination mit dem aerodynamischen Datensatz. Für die einwandfreie Funktion des Verfahrens ist es unerlässlich, dass die Modelle auf die Anforderungen des im Rahmen dieser Arbeit verwendeten direkten Optimierungsverfahrens angepasst werden. Dies gilt besonders für die Implementierung der Störfallszenarien.



Die entwickelten Momentenverteilungsfunktionen sind für die Beherrschung der verschiedenen Störfallszenarien von großer Bedeutung, da auf ihrer Grundlage optimale Sechs-Freiheitsgrad-Wiedereintrittsbahnen errechnet werden konnten. Im Anschluss an die Modellierung finden sich die Ergebnisse der Störfallszenarien „blockierte Heckklappe“, „Effizienzverlust einer Heckklappe“ und „blockiertes Seitenruder“. Bei diesen Störfallszenarien wurden unter Berücksichtigung veränderter Bahnbeschränkungen für verschiedene Störfallzeitpunkte optimale Wiedereintrittsbahnen errechnet. Daran schließen sich Störfallpläne an, die für jedes untersuchte Störfallszenario entwickelt wurden und die Ergebnisse der vorangegangenen Untersuchung zusammenfassen. Abschließend werden die grundsätzlichen Erkenntnisse dieser Arbeit dazu verwendet, eine geänderte Referenzmission und Anpassung des Fluggeräts vorzuschlagen, um die Missionssicherheit kostengünstig und mit geringem Aufwand zu verbessern.

# Kapitel 2 Missionssicherheitsanalyse

Um Ursachen und Ereignisketten für ein Systemversagen sowie dessen Auswirkungen auf verschiedene Störfallszenarien bestimmen zu können, werden zunächst grundlegende Begriffe der Missionssicherheitsanalyse definiert. Ein wichtiger Aspekt ist dabei, dass Fluggerät und nomineller Missionsablauf detailliert beschrieben sind. Darauf baut dann die Unterscheidung zwischen den verschiedenen Gefahrenquellen auf, die zu einer Degradation der Steuerorgane führen können. Grundsätzlich handelt es sich dabei um die Auswirkungen eines längeren Aufenthalts im All (bis zu 3 Jahren) und um die extremen thermischen und mechanischen Belastungen, die auf das Fluggerät während der Wiedereintrittsphase einwirken. Auch die besondere Konfiguration des Fluggeräts, die Referenzmission sowie die Tatsache, dass viele verwendete Komponenten noch nicht im Flug erprobt sind, bergen weitere Gefahrenquellen in sich. Eine detaillierte Untersuchung dieser verschiedenen Gefahrenquellen kann Schlüsse auf eine oder mehrere nicht nominelle Flugbedingungen zulassen, die ihrerseits Degradationen an den Steuerorganen und damit ein Störfallszenario verursachen können. Ausgewählt für diese Untersuchung wurden diejenigen Störfallszenarien, bei denen die Missionssicherheit durch eine unter optimal definierten Gesichtspunkten dem jeweiligen Störfallszenario angepasste Flugbahn erhöht werden kann.

## 2.1 Definition der Missionssicherheitsanalyse

Unter dem Begriff **Missionssicherheitsanalyse** sind in dieser Arbeit mehrere Analysen zusammengefasst, die zwar mit unterschiedlichen Zielsetzungen dennoch das Gesamtziel verfolgen, für das zu untersuchende Fluggerät Strategien für die verbleibende Missionsplanung und Vorgaben für die notwendigen missionssicherheitspezifischen Erweiterungen der Flugregel- und Fluglenkungsalgorithmen zu erarbeiten. Sie dienen dazu, eine größtmögliche Sicherheit im Falle von nicht nominellen Bedingungen (Störfallszenarien) zu erreichen, die im Rahmen der nominellen Missionsauslegung nicht berücksichtigt wurden. Dazu gehört zu Beginn die Durchführung einer Gefahrenanalyse, deren Ziel die systematische Identifikation und Klassifizierung verschiedener Gefahrenquellen in Störfallszenarien ist. Anhand der identifizierten Störfallszenarien sollen mit Hilfe angepasster Algorithmen bezüglich der Flugregelung und Fluglenkung die entscheidenden Kriterien für die Rekonfiguration der verbleibenden Mission untersucht und bewertet werden. Dabei handelt es sich um mögliche und notwendige Veränderungen der Konfiguration des Fluggeräts, veränderte maximale Belastungsgrenzen sowie spezifisch erforderliches Optimalkriterium, das für jedes unter-

suchte Störfallszenario separat analysiert werden muss. Ein weiterer wichtiger Punkt betrifft die Implementierung dieser Störfallszenarien und der angepassten Flugregel- und Fluglenkungsalgorithmen in eine verifizierte Simulationsumgebung [34], um die Ergebnisse sowie die Wirkungsweise der Algorithmen zu überprüfen und unter weiteren Gesichtspunkten (Einfluss von Störungen und Modellunsicherheiten) zu untersuchen.

## 2.1.1 Gefahrenanalyse

In diesem Kapitel sind alle notwendigen Voraussetzungen für die Durchführung einer Gefahrenanalyse erfasst. Die Vorgehensweise bei der Durchführung einer Gefahrenanalyse ist von der amerikanischen und europäischen Weltraumorganisation NASA [92] und ESA [89] definiert und bei der Durchführung der Gefahrenanalyse berücksichtigt. Die detaillierte Ausarbeitung dieser Gefahrenanalyse ist in [25] nachzulesen.

### 2.1.1.1 Begriffsdefinitionen

Eine **Gefahrenanalyse** ist die systematische Identifikation, Evaluierung und Klassifizierung aller möglichen gefährdenden Effekte und deren Abfolgemöglichkeiten bis hin zu einem Störfallszenario, die sich aus dem Systementwurf und der Operation des Fluggeräts sowie aus darauf einwirkenden Umwelteinflüssen ergeben können. Die Wirkungsabfolge ist dabei folgendermaßen festgelegt:

Ein Weltraumfluggerät wird konfrontiert mit verschiedenen Gefahren, die sich in Form von Gefährdungsbedingungen auflisten lassen können. Aufgrund einer oder mehrerer initialen Gefährdungsbedingungen kann es in verschiedenen zeitlichen Abfolgen zu einem oder mehreren unerwünschten Ereignissen kommen, die zu einem Störfallszenario führen können.

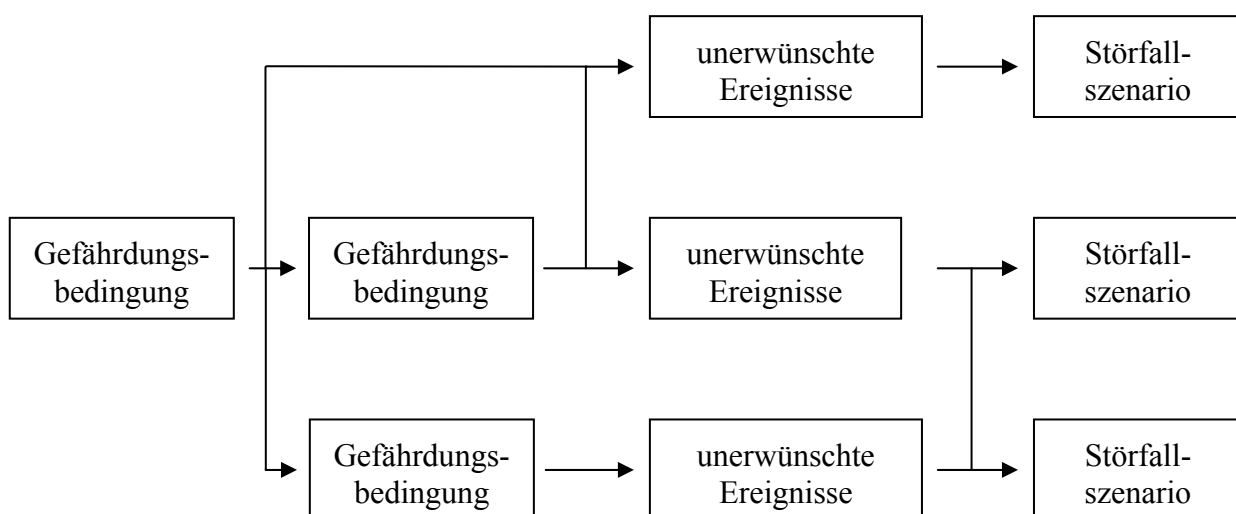


Bild 2.1 Ereignisbaumstruktur und Wirkungsabfolge einer Gefahrenanalyse

Um die möglichen Verzweigungen dieser Wirkungsabfolge vollständig erfassen zu können, wurde der Untersuchung sowohl eine Ereignisbaumstruktur, als auch der „Bottom-Up“-Ansatz zugrunde gelegt, welcher, ausgehend von einer Gefährdungsbedingung, alle weiteren möglichen Gefährdungsbedingungen bzw. unerwünschten Ereignisse bis hin zu verschiedenen Störfallszenarien analysiert. Bild 2.1 zeigt diese generelle Baumstruktur sowie die Wirkungsabfolge. Die identifizierten Störfallszenarien sind anschließend in verschiedene Risikoklassen (siehe 2.1.1.2) eingeteilt, um notwendige Gegenmaßnahmen bzw. Ziele und Anforderungen der weiteren Missionssicherheitsanalyse festlegen zu können.

### 2.1.1.2 Risikoklassen

Die Einteilung der verschiedenen Gefährdungsbedingungen erfolgt standardisiert nach [32] oder [74] in vier verschiedene Risikoklassen. Aus Sicht der Missionssicherheitsanalyse sind für die weitere Untersuchung Störfallszenarien mit den Risikoklassen 1 und 2 von Interesse, da bei diesen Szenarien weiterhin eine (zwar eingeschränkte) Steuerbarkeit des Fluggeräts vorausgesetzt wird. Im Rahmen der Untersuchung sollen die verschiedenen Störfallszenarien bewertet werden und in entsprechenden Risikoklassen eingeteilt werden. Zu Risikoklasse 3 gehören Störfallszenarien, die den Missionsabbruch und den Verlust des Fluggeräts zur Folge haben. Bei der Risikoklasse 4 handelt es sich um Störfallszenarien mit der Konsequenz eines sofortigen Totalverlusts von Besatzung und Fluggerät, beispielsweise aufgrund einer Explosion an Bord. In den Störfallszenarien der Risikoklasse 3 und 4 ist keine Einflussnahme mehr möglich. Daher muss bereits in der Entwicklungsphase des Fluggeräts mit einer genügend hohen Wahrscheinlichkeit berücksichtigt werden, dass solche ernsthaften oder katastrophalen Systemausfälle nicht auftreten.

Risikoklasse	Einteilung	Mögliche Störfallszenarien
1	Geringfügig	Störung oder Ausfall redundanter oder sekundärer Systeme
2	Schwerwiegend	Teilweiser Verlust der aerodynamischen Steuerbarkeit
3	Ernsthaft	Komplettausfall des GN&C-Systems, Feuer an Bord
4	Katastrophal	Explosion an Bord, Verlust der Lebenserhaltungssysteme

Tabelle 2.1 Risikoklassen

Ein Beispiel für die fehlende Absicherung bei einem Störfallszenario der Risikoklasse 3 stellt Sojus-11 im Jahre 1971 dar, bei der die drei Kosmonauten bei der Landung starben. Wegen eines defekten Ventils entwich in der Wiedereintrittsphase die Atemluft aus der Kapsel. Die Kosmonauten trugen aus Platzgründen keine Raumanzüge. Es sei in diesem Zusammenhang darauf

hingewiesen, dass für die Risikoklasse 3 oder 4, wenn möglich, ein autonomes Rettungssystem vorzusehen ist. Das Ziel in der Entwicklung von Fluggeräten neuerer Generation ist laut [99] dabei das einmalige Auftreten der Risikoklassen 3 oder 4 innerhalb eintausend nomineller Flüge. In Tabelle 2.1 sind die verwendeten Risikoklassen mit den dazugehörigen beispielhaften Störfallszenarien aufgelistet.

### 2.1.2 Risikoabschätzung

Zum besseren Verständnis der Risikoabschätzung verschiedener Störfallszenarien werden in diesem Kapitel die Begriffe „Risiko“, „Sicherheit“ und „Zuverlässigkeit“ definiert und erklärt. Dabei soll jedoch keine quantitative Aussage über die Eintrittswahrscheinlichkeit verschiedener Störfallszenarien gemacht, sondern allgemein abgeschätzt werden, inwieweit die Betrachtung von Störfallszenarien notwendig ist.

Im Gegensatz zum allgemeinsprachlichen Verständnis „Risiko = Gefahr“ umfasst der technische Begriff Risiko immer die Häufigkeit eines (unerwünschten) Ereignisses und dessen Ausmaß (Risikoklasse). Zur Verdeutlichung dieses Zusammenhangs wurden in Bild 2.2 die beschriebenen Parameter aufgetragen sowie das entsprechend höhere Risiko dunkler eingefärbt.

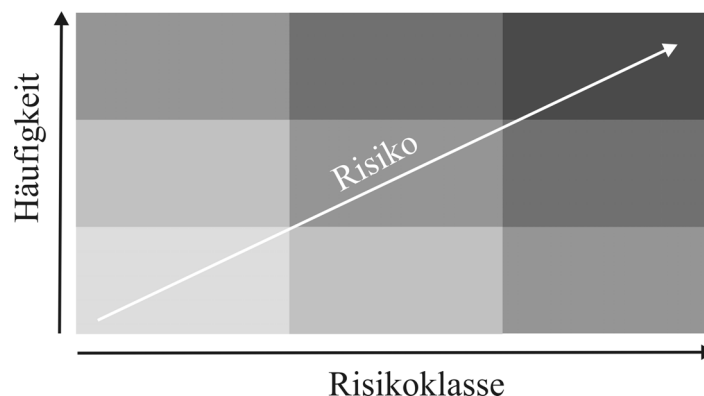


Bild 2.2 Risiko als eine Funktion der Parameter Häufigkeit und Risikoklasse

Um eine qualitative Aussage über das Risikopotential beim Wiedereintritt zu erarbeiten, wurde im Rahmen dieser Arbeit auf vorhandene Untersuchungen während der Wiedereintrittsphase des Space Shuttle zurückgegriffen. Dabei wurde in [32] und [33] das Gesamtrisiko eines katastrophalen Störfallszenarios zu jeweils 50% auf die Aufstiegsphase und 50% auf die Wiedereintrittsphase verteilt. Dies führt einerseits vor Augen, dass wegen der besonderen Problematik der Wiedereintrittsphase nicht nur das Antriebssystem (laut [74] passieren 90% aller Fehlermöglichkeiten während der Aufstiegsphase), sondern auch die Hitzebelastung der Nase, Unterseite und aerodynamischen Stellflächen eine besondere Rolle in der Risikoabschätzung spielen. Andererseits verdeutlichen die weiteren Aussagen aus [32] auch, dass verschiedene Missionsabbruchszszenarien (Störfallszenarien) notwendig sind, da bei einem Großteil der Wiedereintrittsmission (außer in der Landephase im Unter- und Transschall) kein zusätzliches Rettungssystem (Fallschirm- bzw. Kapselausschuss) in

Frage kommt. In [96] wurde beim Space Shuttle auch eine Risikoabschätzung der einzelnen Komponenten durchgeführt mit dem Ergebnis, dass das Risiko eines Totalausfalls (Risikoklasse 4) bei den Komponenten Kacheln (23% bezogen auf das Gesamtrisiko) und Flügel/Stellflächen (9%) am höchsten ist. Dies ist somit eine wichtige Aussage bezüglich des Ausfallpotentials bei den in dieser Arbeit betrachteten Störfallszenarien.

Der Begriff „Sicherheit“ kann als die Freiheit von unvertretbarem Risiko definiert werden. Aufgrund dieser Begriffsdefinition kann im Rahmen dieser Arbeit nur von der Erhöhung der Missionssicherheit während der Wiedereintrittsphase gesprochen werden, da trotz Beachtung verschiedener Störfallszenarien ein gewisses Restrisiko stets verbleibt. Derzeit wird laut [106] das Risiko eines Totalausfalls des Space Shuttle mit 1 zu 148 Flügen angegeben. Stetige Nachentwicklung und Anwendungen von Missionssicherheitsanalysen verfolgen das Ziel von 1 zu 500 Flügen im Jahre 2012 (Außerdienststellung). Diese Vorgabe weist auf einen maßgeblichen Faktor innerhalb der Risikoabschätzung hin, der auf die Lernkurve innerhalb der Entwicklung komplexer technischer Systeme abzielt.

Die „Zuverlässigkeit“ ist die Beschaffenheit einer Einheit bezüglich ihrer Eignung, während einer vorgegebenen Zeitspanne bei vorgegebenen Anwendungsbedingungen zu funktionieren. Somit kann unter dem Begriff „Zuverlässigkeit“ auch die in Wahrscheinlichkeit ausgedrückte „Qualität auf Zeit“ verstanden werden. Diese Definition zeigt auch die Problematik der Wiederverwendbarkeit auf, da die hohen Zuverlässigkeitsbedingungen in der bemannten Raumfahrt ([98]) mit immensen Entwicklungs-, Test- und Herstellungskosten verbunden sind, man sich aber aufgrund der extremen Anforderungen der Wiedereintrittsphase im Grenzbereich der Materialbelastungen befindet. Zum anderen sind bestimmte Anwendungsbedingungen vorgeschrieben (z.B. maximale thermische Belastungen), bei deren Überschreitung die Zuverlässigkeit extrem sinken kann. Auf diese Problematik wird in Kapitel 2.3.3 eingegangen.

### **2.1.3 Strategie beim Auftreten von Störfallszenarien**

Ausgehend von den Ergebnissen der Gefahrenanalyse müssen für die identifizierten und klassifizierten Störfallszenarien Strategien erarbeitet werden, die die übrig gebliebenen Ressourcen an verbleibender Steuerbarkeit möglichst optimal zum Einsatz bringen, so dass die Besatzung und damit auch das degradierte Fluggerät sicher zur Erde zurückgebracht werden können. Dazu ist eine genaue Kenntnis der wegen der Degradation verringerten Missionsflexibilität notwendig. Ein sinnvolles Mittel, um die verbleibende Steuerbarkeit innerhalb aller definierten Anforderungen unter optimalen Gesichtspunkten zu maximieren, stellt die Flugbahnoptimierung dar. Da aufgrund der hohen Anforderung an Rechenleistung und Genauigkeit solche Flugbahnoptimierungen in absehbarer Zeit nicht während des Fluges durchgeführt werden können, sind diese Untersuchungen im Rahmen einer Missionssicherheitsanalyse noch während der Entwicklungsphase eines Fluggeräts durchzuführen. Die Ergebnisse der Flugbahnoptimierungen müssen die Einteilung in die definierte

Risikoklasse in den einzelnen Störfallszenarien absichern und sind wichtige Voraussetzungen für die Neuplanung der Mission im Flug (online – mission reconfiguration).

Das Ziel der durchgeführten Flugbahnoptimierungen besteht darin, die ab dem Zeitpunkt der Detektion und Identifikation von bestimmten Störfallszenarien verbleibende Mission so auszulegen, dass innerhalb von neu definierten Belastungsbeschränkungen für Fluggerät und Besatzung bei eingeschränkter Steuerbarkeit des Fluggeräts ein für das Störfallszenario spezifisches Optimalkriterium erreicht wird. Diese Optimalkriterien sind für bestimmte Störfallszenarien notwendig, da, wie in Kapitel 2.3.5 beschrieben, die Referenzflugbahn nicht mehr eingehalten werden kann und somit eine alternative, dem Störfall angepasste Flugbahn ermittelt werden muss. Je nach Störfallszenario und Risikoklasse können somit geänderte Bahnbeschränkungen angenommen werden, da z.B. bei einem Störfall mit hoher Risikoklasse die Wiederverwendbarkeit und die damit verbundenen Anforderungen an die maximal erlaubte Wärmelast der Flugbahn nur noch eine untergeordnete Rolle spielen. Eine detaillierte Anforderungsliste an die veränderten Bahnbeschränkungen entsprechend der identifizierten Störfallszenarien ist in Kapitel 2.3.5 zu finden. Störfallszenarien, die in eine geringere Risikoklasse eingeteilt wurden, können die Referenzmission mit Hilfe von veränderten Flugregel- und Fluglenkungsalgorithmen oder von redundant ausgelegten Teilsystemen erfüllen. Um die Auswirkungen einer degradierten Stellfläche auf die Bewegung des Fluggeräts analysieren zu können, ist es notwendig, auch die rotatorische Dynamik innerhalb der Flugbahnoptimierung zu berücksichtigen.

## **2.2 Untersuchtes Fluggerät und Referenzmission**

In diesem Kapitel werden Missionsaufgaben, Auslegungskriterien, Referenzmission und das untersuchte Fluggerät vorgestellt, um den von [89] und [92] vorgegebenen Richtlinien nachzukommen. Darin wird bei einer im Rahmen der Missionssicherheitsanalyse durchgeführten Gefahrenanalyse eine detaillierte Beschreibung des zu untersuchenden Systems vorausgesetzt. Insbesondere werden dabei die eingesetzten Steuerorgane näher beschrieben, da, wie in Kapitel 2.1.1.2 beschrieben, Degradationen von Steuerorganen zu den Störfallszenarien gehören, die mit Hilfe geeigneter Flugbahnoptimierung und Erweiterung der Flugregel- und Fluglenkungsalgorithmen das Potential für eine sichere Rückkehr zur Erde unter Störfallbedingungen bieten.

### **2.2.1 Missionssaufgaben und Auslegungskriterien des Crew Return Vehicle**

Die Missionsaufgaben des untersuchten Fluggeräts (Crew Return oder Rescue Vehicle, kurz CRV) wurden im Zusammenhang mit der Entwicklung der Internationalen Raumstation (ISS) festgelegt. Bei Betrieb einer solchen Raumstation benötigt man für den möglichen Fall der Inoperabilität der Raumstation (Feuer, Explosion, Kollision (Space Debris) etc.), Erkrankung eines der Besatzungsmitglieder oder Inoperabilität des nominellen Versorgungsfluggeräts (amerikanisches Space Shuttle)

ein dauerhaft stationiertes Rettungsfluggerät, um die siebenköpfige Besatzung innerhalb kürzester Zeit evakuieren und sicher zur Erde zurücktransportieren zu können. Auslegungskriterien bei der Entwicklung des unbemannten Raumgleiters X-38, der ein Technologiedemonstrator für das zukünftige CRV darstellt, sind zunächst die maximale Kostenreduzierung, wobei sich diese auf die Anforderung der Wiederverwendbarkeit, erforderliche Seitenreichweite (Anzahl der Landeplätze), Auswahl von System- und Untersystemkomponenten und Konfigurationsstruktur auswirkt. Darüber hinaus sind es die verfügbaren Transportsysteme der NASA (Space Shuttle) oder ESA (Ariane 5), die die Anforderung für die Dimensionierung (Gewicht, Größe, etc.) vorgeben. Die für diese Auslegungskriterien bestmögliche Konfiguration stellt ein Auftriebskörper (Lifting Body mit Landung an einem Fallschirm) dar, der im Vergleich zu einer Kapsel (z.B. Sojus) eine viel bessere Hyperschall-Gleitzahl und eine damit verbundene Erhöhung der Seitenreichweite aufweist. Dies entspricht der Notwendigkeit, mit einer geforderten maximalen Aufenthaltsdauer von 9 Stunden im All und drei Landeplätzen auszukommen. Dagegen konnte ein geflügeltes System (z.B. Space Shuttle), das eine horizontale Landung ermöglichen würde, nicht verwirklicht werden, da die Dimensionierung in geometrischer Hinsicht zu stark eingeschränkt ist (um bei entsprechender Skalierung in konventionellen Trägersystemen transportiert werden zu können, ist die Auslegung aerodynamisch zu „spitz“ und wird damit während der Wiedereintrittsphase zu heiß). Detaillierte Untersuchungen zu den Auslegungskriterien und Missionsanforderungen des untersuchten Fluggeräts finden sich in [90], [47], [36], [109], [24] und [121].

## 2.2.2 Auftriebskörper und Steuerungsorgane

Bei der Entwicklung des Technologieträgers X-38 wurde primär das Ziel der Kostenreduzierung verfolgt. Um der Anforderung nach minimalen Entwicklungskosten zu entsprechen, sollen 80% der benötigten Komponenten von bereits für andere Fluggeräte entwickelten Komponenten übernommen werden (commercial off-the-shelf). So basiert die aerodynamische Auslegung auf der Untersuchung von Auftriebskörpern (X-23, X-24 A) aus der Mitte der 60er Jahre. Auch bei der Verwendung verschiedener Untersysteme, wie des Wärmeschutzsystems auf der Oberseite des Fluggeräts (Thermal Blankets), welche in [68] beschrieben werden, wurde auf vorhandene Technologien zurückgegriffen. Die damit verbundene Suboptimalität des Systemdesigns birgt eine zusätzliche Gefahrenquelle, die in Kapitel 2.3.3 näher erläutert wird. Im Rahmen der Entwicklung sind vier verschiedene Experimentalfluggeräte (V 131, V 132, V 133 und V 201) vorgesehen, wobei nur die letzte Entwicklungsstufe V 201 außerhalb der Erdatmosphäre zum Einsatz kommen soll und somit Gegenstand der Untersuchung ist. Die Erprobung des Konzepts V 201 sieht vor, den Start vom Kennedy Space Center in der Ladebucht des Space Shuttle auszuführen und das Fluggerät in einer niedrigen Erdumlaufbahn auszusetzen. Das Fluggerät wird dann autonom über das Zünden des Deorbit-Moduls den Wiedereintritt einleiten und durchführen. Diese Antriebsstufe ist nicht wieder verwendbar und soll in der Erdatmosphäre verglühen. Ziel der V 201-Entwicklung ist es, das gesamte für ein Crew Return Vehicle der Internationalen Raumstation repräsentative Missionsprofil zu demonstrieren. Bild 2.3 zeigt ein Modell der Konfiguration V 201 im Erdorbit mit dem Deorbit-



Modul. Das Fluggerät X-38 ist aufgrund der oben genannten Auslegungskriterien ein Lifting Body, d.h. er generiert seinen Auftrieb vornehmlich durch die Formgebung seines extrem gedrunenen Rumpfes. Das Fehlen von Tragflächen bzw. von Leitwerken wie bei einem geflügelten System erlaubt es, auch nicht aerodynamische Stellflächen in größerer Entfernung zum Schwerpunkt anzubringen, so dass die Effektivität der Stellflächen entsprechend gering ist.

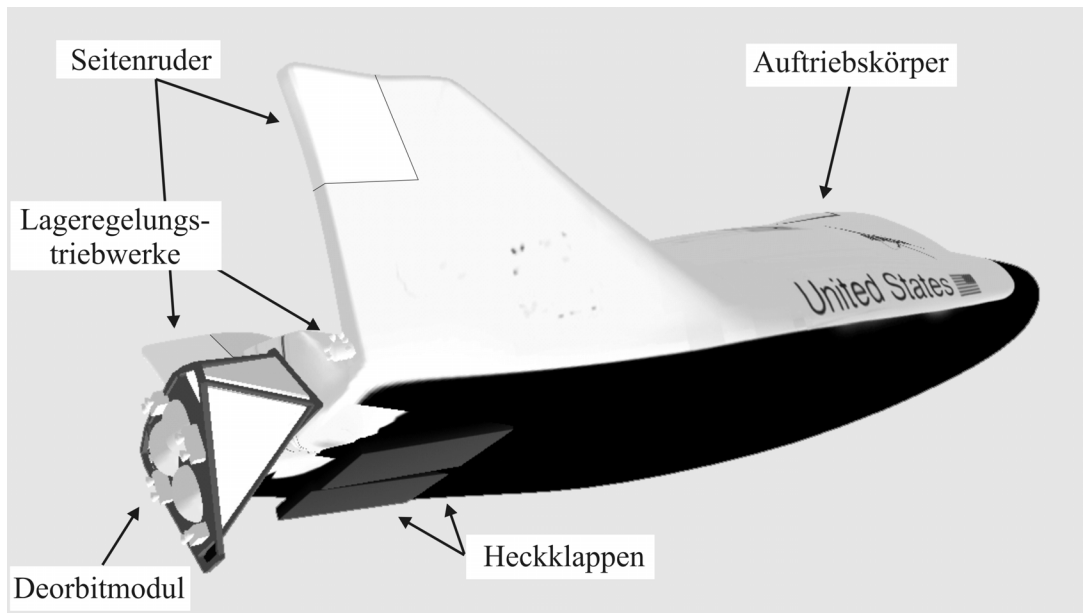


Bild 2.3 Untersuchtes Fluggerät (Modellansicht der X-38 V201 mit Deorbit-Modul)

Der Einsatz der zur Steuerung des Fluggeräts notwendigen Steuerorgane ist in verschiedene Teilbereiche aufgeteilt, die abhängig von dem wirkenden Staudruck und den thermischen Belastungen sind. In der ersten Phase, zu der die Orbitalphase und der Wiedereintrittsbereich bis zu einer Höhe von ungefähr  $H \approx 90$  km gehören, wird die Lageregelung mit Hilfe von kleineren Lageregelungstriebwerken ( $F_{max} = 111$  N) durchgeführt. Dabei stehen ein System aus insgesamt acht gleichartigen Triebwerken sowie ein für den Schadens- oder Komplettausfall gleichartig konfiguriertes redundantes System zur Verfügung. Diese konfigurationsbedingte Maßnahme senkt die Risikoklasse, in die ein mögliches Versagen der Lageregelungstriebwerke eingestuft werden muss, erheblich. Da ab einem Höhenbereich von etwa 90 km die aerodynamischen Stellflächen in zunehmendem Maße wirksam werden, kann die Steuerung der Fluglage mit Hilfe einer an der Fluggerätunterseite angebrachten zweigeteilten Heckklappe sukzessive übernommen werden. Ein symmetrischer Ausschlag dient der Kontrolle der Nickbewegung (Höhenrudernfunktion), wogegen ein asymmetrischer Ausschlag Momente in Roll- und Gierbewegung erzeugen (eine Art Querrudernfunktion). Aufgrund der extremen thermischen (Temperaturen am Spezialkeramikgleitlager bis zu  $T_{BF,max} = 1750$  °C) und mechanischen Belastung während des Wiedereintritts stellen beweglich ausgelegte aerodynamische Stellflächen einen sehr hohen technologischen Entwicklungsanspruch an die verwendeten Materialien. Die Heckklappe selbst sowie alle anderen Komponenten wie Gleitlager, Achse, Sicherungsringe oder Schrauben werden aus diesem Grund aus hochtemperaturbelastungsfähigem CMC (Ceramic Matrix Composite) Material, bestehend aus kohlenstoffverstärktem Siliziumkarbid, gefertigt, welches den Vorteil einer

gefertigt, welches den Vorteil einer wesentlichen Verringerung des Gesamtgewichts bei gleichzeitiger Erhöhung der thermischen Belastbarkeit bietet. Es ist jedoch festzuhalten, dass es sich einerseits um eine vollkommene Neuentwicklung handelt, die noch keinen Erprobungsflug durchgeführt hat, und andererseits die Referenzmission thermische Belastungen nahe der maximalen Grenzbelastungen dieses Materials [29] hervorruft. Da die zwei Seitenruder, die an den seitlichen Stabilisierungsflächen angebracht sind, aus Metall gefertigt sind, kann erst unterhalb einer Flugeschwindigkeit von  $M = 6$  und damit verbundener geringerer thermischer Lasten die Kontrolle der Gierbewegung über den gleichsinnigen Ausschlag der Seitenruder erfolgen. Ab einer Flugeschwindigkeit von  $M = 2.5$  können dann die Seitenruder auch gegensinnig ausgeschlagen werden, was eine leichte Beeinflussung der Trimmung und somit eine Geschwindigkeitskontrolle erlaubt.

Das Fluggerät X-38 kann als ein zukunftsweisendes Konzept eines Lifting Body angesehen werden, da zum einen die geringe Anzahl an aerodynamischen Stellflächen eine Reduzierung der Entwicklungs- und Betriebskosten darstellt und zum anderen die geringe Größe des Fluggeräts für die Aufgabe des Personentransports zurück auf die Erde optimal ausgenutzt wird. Bei den Überlegungen zum Nachfolgekonzept des amerikanischen Space Shuttle (Orbital Space Plane -OSP) stellt daher das Konzept eines Lifting Body mit einer großen Ähnlichkeit zum Fluggerät X-38 eine der möglichen Auslegungsvarianten dar.

### 2.2.3 Referenzmission

Die Referenzmission dieser Untersuchung basiert auf den Missionsvorgaben Cycle 8 [109] der NASA. Die frühere Missionsvorgabe Cycle 7 [110] ist auf Grund der Erhöhung der Fluggerätmasse nicht mehr repräsentativ. Die Erhöhung der Fluggerätmasse von ursprünglich 9.3 Tonnen auf jetzt 11.34 Tonnen wirkt sich laut [102] in einer erhöhten thermischen Belastung für das Fluggerät aus, so dass vorgegebene Sicherheitsreserven für die Temperaturbelastungen verringert und neu angesetzt wurden. Die Missionsvorgaben nach Cycle 8 wurden im Rahmen von [102] ausführlich untersucht und beschrieben. Die Eintritts- und Endbedingungen (Initiierung der Gleitschirmphase) sind in Kapitel 4.3.1 und 4.3.2 zusammengefasst.

Der atmosphärische Wiedereintritt des Fluggeräts beginnt in einer Höhe von  $H_{EI} = 122$  km (definierter Atmosphärenrand). Während des Beginns der Wiedereintrittsphase ist es das wesentliche Ziel, die hohe kinetische Energie, die sich bei einer Orbitalgeschwindigkeit von 7.6 km/s ergibt, so zu verringern, dass das Fluggerät weder in der Atmosphäre verglüht (zu steiler Bahnwinkel), noch von der Atmosphäre abbrillt (zu flacher Bahnwinkel). Dabei hat die Fluglenkung die Aufgabe, das Rückkehrfluggerät von einem vom Navigationssystem geschätzten momentanen Flugzustand innerhalb eines Beschränkungskorridors mit einer ausreichenden Zielgenauigkeit zum Landeplatz zu überführen. Für den Beschränkungskorridor gelten die Forderungen, sowohl den Landeplatz zu erreichen, als auch die thermischen und strukturellen Belastungsgrenzen des Fluggeräts einzuhalten. Bezüglich der Reichweitenforderung (geforderte Längsreichweite: ca. 8000 km) wird von der NASA ein bereits beim Space Shuttle verwendetes Lenkverfahren vorgeschlagen, welches im We-

sentlichen die Widerstandsbeschleunigung  $W_a = W/m$  des Fluggeräts einer vordefinierten Referenzmission nachführt. Dies kann durch eine Veränderung entweder des Anstellwinkels (Veränderung der Auftriebs- und Widerstandsfläche) oder des Hängewinkels (eine Veränderung der Auftriebsrichtung nimmt Einfluss auf die Sinkrate, welche die Widerstandskomponente aufgrund der dichteren Atmosphäre verändert) erreicht werden. Dabei ist festzuhalten, dass die Veränderung des Anstellwinkels eine viel sensitivere Einflussnahme auf die Energieabnahme des Fluggeräts darstellt und eine Verletzung der Wärmelastbeschränkung zur Folge haben kann.

Aus diesem Grund wurde bezüglich des Referenzbahnenlenkungs-konzepts ein festes Anstellwinkelprofil (im Hyperschall konstant  $\alpha = 40^\circ$ ) vorgegeben. Die Flugrichtung des Fluggeräts wird somit nur durch Veränderung des Hängewinkels vorgegeben, hat jedoch gleichzeitig eine Abweichung vom Kurs in Richtung Landeplatz zur Folge. Aus diesem Grund muss zu bestimmten vorgegebenen Zeitpunkten ein Rollmanöver durchgeführt werden, wodurch das Fluggerät wieder in Richtung des Landeplatzes geführt wird. Dieses Manöver wird als „bank reversal“ bezeichnet und zeigt sich bezüglich der Bodenspur als eine Folge von S-Kurven an (in der von der NASA definierten Flugsteuerung werden drei „bank reversals“ benötigt). Durch Vergleich der momentanen Widerstandsbeschleunigung mit der Geschwindigkeit wird im Allgemeinen die Reichweitenforderung eingehalten. Für den Fall, dass der Landeplatz im momentanen Flugzustand nicht erreicht werden kann (zu wenig Energie), kann dies durch eine geringere Widerstandsbeschleunigung (als die der Referenzbahn entsprechende) ausgeglichen werden. Dazu muss ein geringerer Hängewinkel eingenommen werden, um die Sinkrate und die entsprechende Widerstandskomponente zu verringern. Für den anderen Fall der Überschreitung des Landeplatzes (zu viel Energie) gilt die Umkehrung dieses Steuerungsprinzips. Um die Unsicherheitsfaktoren (atmosphärische und aerodynamische Unsicherheiten und variable Eintrittsbedingungen) dieser Flugphase ausgleichen zu können, wurde in der nominalen Flugmission eine zusätzliche Beschränkung vorgesehen. Diese Beschränkung schreibt das Einnehmen eines konstanten Bahnwinkel vor und wird „Equilibrium Glide (EG)“ genannt. Daraus resultiert, dass der Hängewinkel in einer Höhe zwischen ca. 30 km und 80 km Werte größer als  $+37^\circ$  oder kleiner als  $-37^\circ$  (Ausnahme: „bank reversal“) einnehmen muss, so dass es sich somit auch um einen Flug mit maximaler Reichweite unter Berücksichtigung einer bestimmten Auftriebsreserve handelt. Diese Beschränkung lässt sich im Widerstandsbeschleunigungs-Geschwindigkeits-Diagramm als eine weitere zu beachtende Beschränkung (neben Wärmefluss, Lastfaktor und Staudruck) darstellen, wobei der Korridor zwischen Einhaltung der Wärmefluss- und „Equilibrium Glide (EG)“- Beschränkung sehr schmal ist. In Bild 2.4 sind die zeitlichen Verläufe (Gesamtflugzeit  $t_{gesamt} = 30.2$  min) aller wichtigen Bahndaten der Referenzmission nach der von der NASA vorgegebenen Flugsteuerung abgebildet, wobei die zu beachtenden Bahnbeschränkungen grau eingefärbt sind. Eines der entscheidenden Kriterien ist die Einhaltung des maximal zulässigen Wärmeflusses. Die extreme Reibung des Orbiters an den Luftmolekülen während des Wiedereintritts führt zu einem Wärmefluss von mehr als einem Megawatt pro Quadratmeter. Der Hitzeschutzschild führt die aufgestaute Wärme ab und heizt sich dabei auf. Bei Anwendung der von der NASA vorgegebenen Flugsteuerung wird die zulässige Wärmeflussgrenze bei einem Zeitpunkt von etwa  $t = 700$  s erreicht.

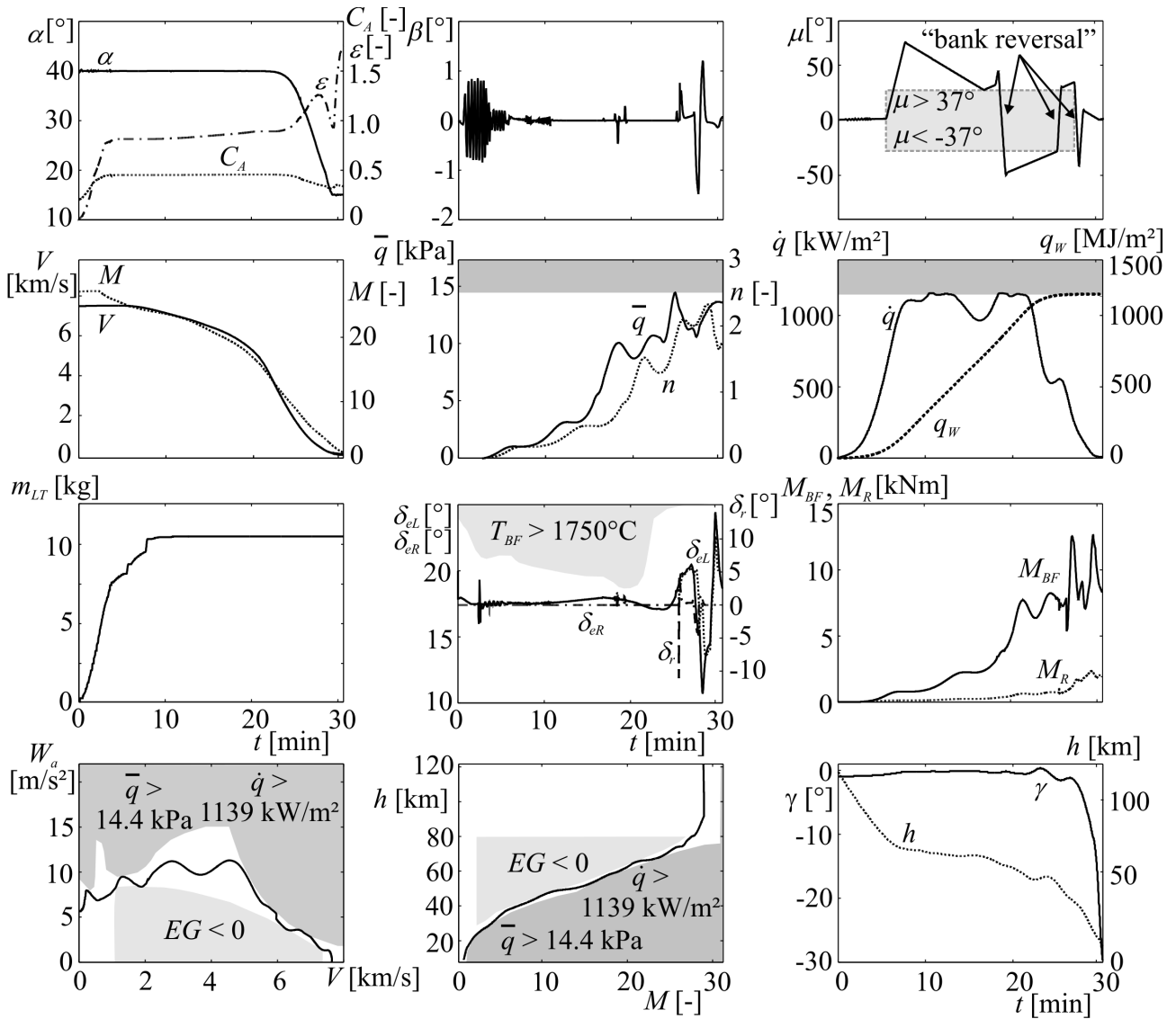


Bild 2.4 Verlauf wichtiger Bahndaten der Referenzmission Cycle 8 mit der von der NASA vorgegebenen Flugsteuerung

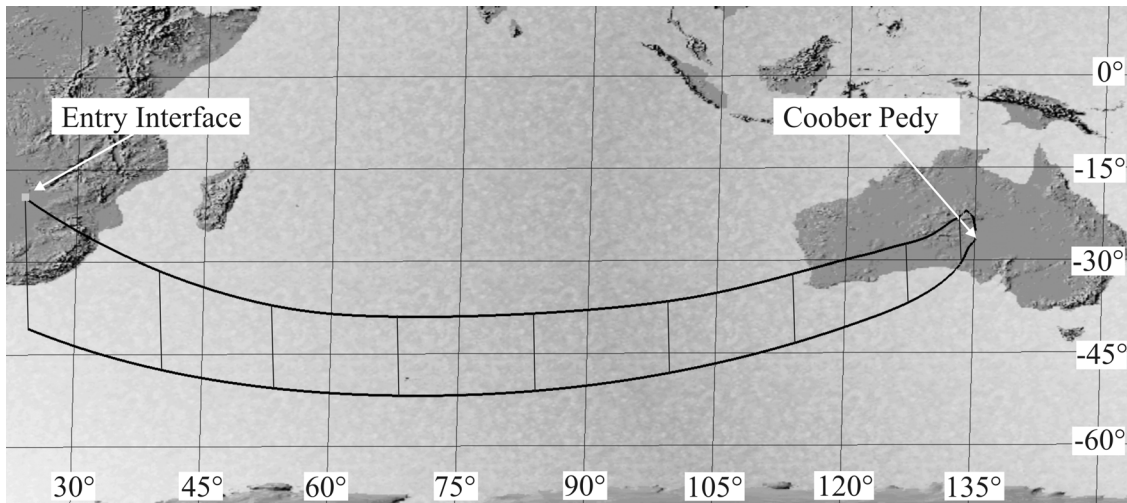


Bild 2.5 3D-Flugbahn der Referenzmission Cycle 8

Die dabei entstehende Temperaturbelastung wurde als eine der Hauptgefahrenquellen identifiziert, wie in Kapitel 2.3.3 gezeigt wird. Andere Belastungsgrenzen, wie z.B. Staudruck oder Lastvielfaches, stellen für die Missionsvorgabe Cycle 8 keine kritischen Bahnbeschränkungen dar. Die Treibstoffmasse, die beim Einsatz der Lageregelungstriebwerke zur Steuerung der Lage zu Beginn des Wiedereintritts verbraucht wird, liegt knapp über 10 kg. Die Heckklappenausschläge  $\delta_{eL}$  und  $\delta_{eR}$  verbleiben unterhalb der maximal erlaubten Oberflächentemperatur der Heckklappe ( $T_{BF,max} = 1750^\circ\text{C}$ ) und variieren am Ende der Flugbahn in einem Bereich zwischen  $11^\circ$  und  $23^\circ$ . Die Lagerbelastungen der Heckklappen  $M_{BF}$  bleiben hinsichtlich ihrer thermischen als auch strukturellen Belastungen innerhalb der vorgegebenen Beschränkungen. Bild 2.5 stellt die dreidimensionale Bahn der Referenzmission dar, wobei die Darstellung des Höhenverlaufs zur besseren Veranschaulichung im Rahmen dieser Arbeit um das Zehnfache erhöht worden ist.

#### 2.2.4 Beschränkungen der Referenzmission

Verschiedene Beschränkungen der Referenzmission nach Cycle 8 sind nicht von Fluggerät (maximal zulässiger Staudruck, maximal zulässiger Wärmefluss) oder Besatzung (maximal zulässiger Lastfaktor) bestimmt und bedürfen im Rahmen einer Missions sicherheitsanalyse separater Untersuchung. Dazu gehören insbesondere das Einhalten des maximal zulässigen Anstellwinkels von  $\alpha = 40^\circ$  während der Hyperschallphase sowie das Einhalten des zulässigen Flugwindhängewinkelbereichs, der für den Referenzfall, wie beschrieben, eine Sicherheitsreserve für nicht nominelle Bedingungen vorsieht. Beide Flugsteuerungsvorgaben wurden hauptsächlich aufgrund der Forderung nach Kosteneinsparung verwendet und führten somit dazu, das mittlerweile veraltete Lenkkonzept des Space Shuttle zu übernehmen, das jedoch eine wesentlich günstigere aerodynamische Konfiguration darstellt. Untersuchungen zu alternativen Eintrittsbahnen und der Einsatz neuartiger Lenkkonzepte [38] zeigten, dass die Erhöhung des Anstellwinkels im hypersonischen Bereich und Vernachlässigung der Equilibrium Glide-Forderung eine signifikante Verringerung der Wärmelasten ermöglichen, ohne die Anforderung nach genügend hoher Querreichweiten zu verletzen. Auch die dynamische Flugstabilität für höhere Anstellwinkelprofile, die in der Festlegung der Aerodynamik durch Windtunnel und CFD-Berechnungen beachtet wurde, konnte mittels Flugbahnsimulation nachgewiesen werden. Selbst fluggerät- oder besatzungsbedingte Belastungsvorgaben sind im Fall eines Störfallszenarios neu zu untersuchen, da bestimmte Anforderungen, wie in Kapitel 2.2.1 beschrieben, abhängig von der Risikoklasse neu definiert werden können und müssen. Aus diesem Grund werden in dieser Untersuchung Einfluss und Auswirkung von Belastungs- und Flugsteuerungsgrenzen auf die Flugbahn bei bestimmten Störfallszenarien variiert und gesondert untersucht.

#### 2.2.5 Entwicklungsstand

Die im Projektverlauf auftauchenden Probleme der zunehmenden Hitzebelastungen, die von der Erhöhung der Gesamtmasse des Fluggeräts auf mittlerweile 11.56 Tonnen herrührten, wurden mit einer Änderung der Missionsvorgaben [111] gelöst, da das Thermalschutzsystem bereits gefertigt

war und keine höheren Thermallasten tolerieren konnte. Diese Missionsvorgaben werden in [39] ausführlich beschrieben und untersucht. Betont werden muss, dass aufgrund von Änderungen an den atmosphärischen Wiedereintrittsbedingungen, die einen maßgeblichen Einfluss auf die Größe der Wärmelast besitzen, die Missionsvorgaben nach Cycle 9 nicht mehr repräsentativ für ein CRV sind und aus diesem Grund nicht näher untersucht wurden. Gleichzeitig zeigen diese veränderten Missionsvorgaben, dass wegen der erhöhten Fluggerätmassse das Thermalschutzsystem und die kritischen Bereiche, wie Nasenbereich und Heckklappen, an ihren strukturellen und konfigurationellen Limits betrieben werden müssen.

## 2.3 Ergebnisse aus der Gefahrenanalyse

In diesem Kapitel ist die in [24] und [121] für das untersuchte Fluggerät durchgeführte Gefahrenanalyse zusammengefasst, aus der sich die im Nachfolgenden beschriebenen Störfallszenarien ergeben. Die Gefahrenquellen sind dabei in drei Hauptbereiche unterteilt, die sich am beschriebenen Missionsverlauf des untersuchten Fluggeräts orientieren. Dabei ist es, wie in Kapitel 2.1.1 allgemein beschrieben, das Ziel, mögliche Ursachen für nicht nominelle Situationen (off-normal situations kurz ONS [71]) zu evaluieren und daraus folgernd unerwünschte Ereignisse zu beschreiben. Die Verkettung solcher Ereignisse, die im Entwicklungsprozess nicht beachtet wurden, kann zu einem Störfallszenario führen und ist ebenfalls nachfolgend beschrieben.

### 2.3.1 Gefahrenquellen durch die natürlichen Weltraumumgebung

Ist das untersuchte Fluggerät an der Internationalen Weltraumstation angedockt, so wirken verschiedenste Weltallbedingungen und Phänomene, die z.B. in [24] und [121] beschrieben sind, auf das Fluggerät ein. Das Ziel einer dreijährigen Aufenthaltsdauer im Weltall (siehe 2.2.1) bedeutet, dass die Systeme und Untersysteme hinsichtlich ihrer Beständigkeit innerhalb der Weltraumumgebung verschärften Anforderungen genügen und demnach entsprechend ausgelegt sein müssen. Dabei gelten die gleichen Voraussetzungen für das Material und insbesondere für die Computersysteme wie bei der Internationalen Raumstation ISS, deren Gefahrenquellen in [7], [62] oder [6] ausführlich beschrieben sind. Erwähnenswert sind dabei Gefahrenquellen, die aus der thermischen Strahlung, dem Plasma (spacecraft charging), der ionisierenden Strahlung und den magnetischen Stürmen resultieren und vor allem zu Fehlschaltung und Systemausfällen der sensiblen Elektronik des Fluggeräts führen können. In Hinblick auf die Gefahrenquelle Weltraumumgebung ist besonders die Gefahr der Kollision mit Kleinmeteoriten und Weltraumschrott ([7], [27]) bedeutsam, die vor allem eine Beschädigung sowie eine Ermüdung von Oberflächenstrukturen, einschließlich der aerodynamischen Stellflächen, verursachen können. Die im nominellen Betrieb der ISS durchgeführten Routineüberprüfungen des Fluggeräts können auch z.B. auch aufgrund menschlichen Versagens nicht alle Risiken ausschließen. Ein weiteres Risiko geht von der Eintrittswahrscheinlichkeit einer CRV-Mission selber aus. Wie in Kapitel 2.2.1 beschrieben, muss bei Inoperabilität der Weltraumstation das Fluggerät in der Lage sein, innerhalb kürzester Zeit von der Station abzukop-

pehn. Beschädigungen oder Degradationen, die aufgrund einer Beschädigung der Station auch Auswirkungen auf das Fluggerät haben könnten, sind dabei nicht auszuschließen. Zusammenfassend kann davon ausgegangen werden, dass eine nicht vorbereitete CRV-Mission nach längerem Weltraumaufenthalt in einer Störfallsituation an der ISS zum größten Risiko von nicht nominellen Bedingungen innerhalb dieses Missionsabschnittes werden kann. Mögliche Auswirkungen dieser nicht nominellen Bedingungen sind in Kapitel 2.3.4 zusammengefasst.

### 2.3.2 Gefahrenquellen während des atmosphärischen Wiedereintritts

Eine genauere Untersuchung der oberen Atmosphärenschichten (Mesosphäre und Thermosphäre) ist nur stark eingeschränkt möglich und führt zu Dichteabweichungen im verwendeten Referenzmodell. So zeigt eine Untersuchung der bisherigen Flüge des amerikanischen Space Shuttle, die als einzige zuverlässige Quelle dienen können, Erhöhungen des tatsächlichen Dichtewertes gegenüber den Vorhersagen des Modells laut [42] von bis zu  $\Delta\rho \approx 19\%$ . Die unmittelbare Folge dieser Dichteabweichung ist eine Erhöhung des Wärmeflusses, der für die Referenzmission in diesen Höhenbereichen, wie in Kapitel 2.2.3 beschrieben, bereits ein Maximum vorsieht. Weitere in den höheren Atmosphärenschichten vorkommende Effekte, wie z.B. leuchtende Nachtwolken, die in einer Höhe von ca. 85 km in der Mesopause zur Bildung von Eiskristallen führen, oder Aufladungen in großen Höhen (Transient Luminous Events), zu denen schwach leuchtende Blitze, Red Spites, Blue Jets oder Elves gehören, spielen bei der Planung des Wiedereintritts des Space Shuttle nach [42] eine Rolle, da die Ungefährlichkeit der Phänomene noch nicht nachgewiesen wurde. Bei der Wiedereintrittsplanung eines CRV könnte es jedoch notwendig sein, Bereiche, in denen die beschriebenen Effekte auftreten können, zu durchfliegen ([58]). Eine weitere Gefahrenquelle während des Wiedereintritts stellt ein verfrühter oder asymmetrischer Grenzschichtübergang dar, der aufgrund von lokal sich ändernden, temperaturbedingten Ausdehnungen der Hitzekacheln hervorgerufen werden kann. Durch deren Hervorstehen erhöht sich die Rauigkeit der Oberfläche des Fluggeräts und führt zu verstärkten Störungen im Strömungszustand und daraus folgernd zu einer frühzeitigen, lokalen Transition mit starken Temperaturerhöhungen. Nach den heutigen Erfahrungswerten tritt eine verfrühte Transition in 20% aller Flüge auf, und diese ist nach [42] in 60% der Fälle asymmetrisch. Der vollständige Ausfall aller Kommunikationsanlagen (Radio Blackout), der durch eine Schicht ionisierter und jeglichen Funkverkehr verhindernder Luftmoleküle um das Fluggerät hervorgerufen werden kann, ist eine weitere Gefahrenquelle, wodurch die Genauigkeit der Navigationsdaten erheblich verringern kann. In dieser Blackoutphase wird jedoch das TPS-System mit den höchsten Temperaturen belastet, so dass Ungenauigkeiten und Fehler in der Lagebestimmung katastrophale Konsequenzen haben können.

### 2.3.3 Gefahrenquellen aufgrund der Konfiguration, Mission und Systeme des Fluggeräts

Die stetige Gewichtszunahme in der Konfigurationsphase führte, wie in Kapitel 2.2.3 beschrieben, zu verringerten Sicherheitsreserven hinsichtlich der Versagenswahrscheinlichkeit des Thermal-

schutzsystems und der Überbeanspruchung der thermischen Klappenbelastungen. Eine entscheidende Rolle für die hohen thermischen Lasten insbesondere für die beweglichen Lagerkomponenten spielt dabei die aus dem Systementwurf stammende Anordnung und Einbaulage der Heckklappe. Im Gegensatz zum Space Shuttle-Konzept ist bei dem untersuchten Fluggerät die Heckklappe so im Strömungsfeld angeordnet, dass zwischen der Oberseite der Heckklappe, in der das Lager und die Verbindung zum Aktuator zur Ansteuerung der Klappe eingebaut sind (Leeseite), und der hinteren unteren Rumpfstruktur ein Hohlraum entsteht, in dem sich beim Wiedereintritt vermehrt Plasma ansammeln kann. Aus diesem Grund ist für die thermische Dichtung der zur Kraftübertragung notwendigen Aktuatorgewindestange noch kein bisher verwendetes Konzept geeignet, obwohl es für die korrekte Funktionsweise der Heckklappe außerordentlich wichtig wäre.

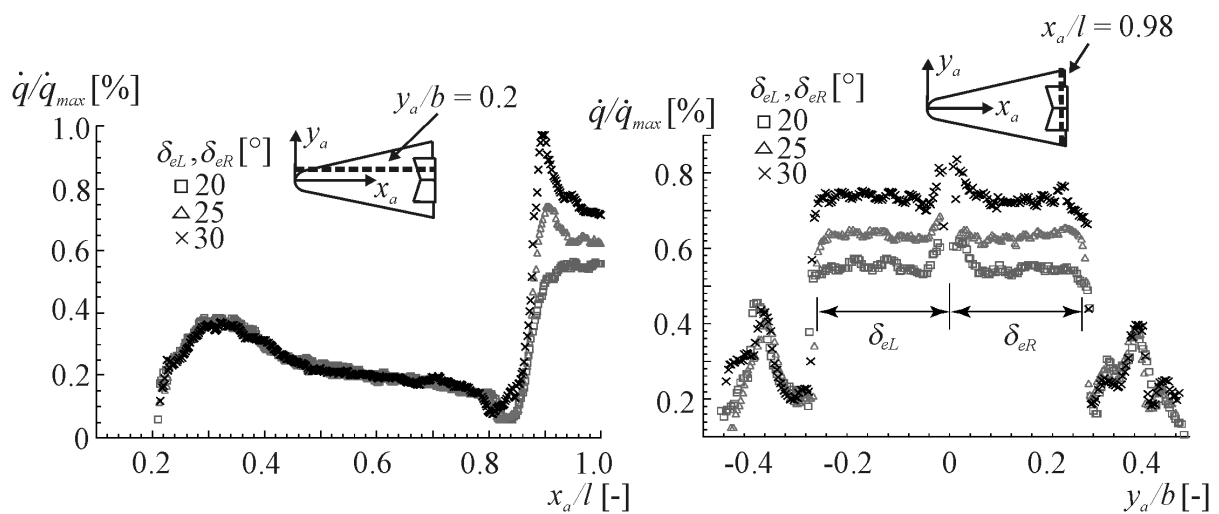


Bild 2.6 Hitzebelastung für  $\alpha = 40^\circ$ ,  $Re_\infty = 2.0 \cdot 10^6$ ,  $M_\infty = 6$  für verschiedene Heckklappenausschläge (Quelle: [48])

In [21] wurde von der NASA ein vollkommen neues Konzept erarbeitet, bei dessen Realisierung unter anderem das Problem des Abnutzverhaltens des favorisierten Materials (Keramikfasern) auftauchte, das zu einem kritischen Zustand führen kann. Bei der Umströmung der Heckklappe selber bildet sich ein komplexes dreidimensionales Strömungsfeld aus, das hohe thermische Lasten aufgrund von Strömungsablösungen, Scherschichttransition, multiplen Stoßprozessen, Expansion und Beschleunigung der Strömung in den Bereichen der Heckklappenkanten und der Lücke zwischen Rumpf und Heckklappe verursacht. Dieser komplexe aerothermodynamische Strömungszustand ist experimentell und numerisch nur schwer zu modellieren ([48], [78] und [50]) und lässt auf einen erhöhten Unsicherheitsfaktor schließen. Die Ergebnisse der experimentellen Vorhersagen zeigen, wie in Bild 2.6 für einen exemplarischen Längs- und Querschnitt zu sehen ist, einen deutlichen Temperatursprung im Bereich der Heckklappenaufhängung, die abhängig vom Ausschlagwinkel der Heckklappe ist. Damit werden die Anforderungen an die thermische Belastbarkeit der in diesem Bereich verwendeten und vom Ausschlagwinkel abhängigen Keramikgleitlager nahezu voll ausgeschöpft. Aufgrund der hohen thermischen Belastungen wurden in [30] auch die beweglich ausgelegten Heckklappenscharniere und die Anbindung an die Struktur detailliert untersucht. Für den Thermalschutz des Spaltes zwischen Heckklappe und Struktur konnte keine wieder verwendba-



re Lösung gefunden werden. Dies stellt aufgrund der maximal ausgeschöpften Anforderung an das Material eine mögliche Gefahrenquelle für die Funktion der Heckklappe dar. Eine weitere Gefahrenquelle bilden die zur Steuerung des Fluggeräts notwendigen Sensorikdaten, die Funktion des Bordcomputers und die Zuverlässigkeit der Bauteile. So wurden bei der Inspektion der Discovery im Jahr 2003 leichte Korrosionserscheinungen an den Aktuatoren der Seitenruder festgestellt, die sich auf Abnutzungserscheinungen und fehlerhaften Einbau zurückführen lassen. Wie in Kapitel 2.2.2 erwähnt, sollen durch Verwendung von bereits für andere Fluggeräte entwickelte Untersysteme die Entwicklungskosten drastisch gesenket werden. Am Beispiel des im Systementwurf verwendeten Fluglenkungsalgorithmus, der nach den gleichen Vorgaben und Gesichtspunkten wie der des Space Shuttle arbeitet und somit, wie in Kapitel 2.2.4 beschrieben, ein vermindertes Potential an Fluglenkungsaufgaben beim verwendeten Fluggerät ausführen kann, lässt sich die Suboptimalität dieser Vorgabe aufzeigen. Komponenten, die neu entwickelt wurden, wie z.B. die hochtemperaturbelastbare Sensorik [53], Verfahren zur Luftdatenbestimmung (FADS, SIGI) [118] und [70], wurden noch keinem vollständigen Wiedereintrittstest unterzogen.

#### **2.3.4 Identifizierte Störfallszenarien**

Bei der Zusammenstellung der unerwünschten Ereignisse, die zu einem Störfallszenario führen können, wurde der „Bottom-Up“-Ansatz benutzt, der in Kapitel 2.1.1.1 beschrieben ist. Es lassen sich zusätzlich verschiedene Auswirkungskategorien definieren, die eine Aussage darüber treffen, ob die identifizierten Gefahrenquellen und gefährdenden Effekte direkt oder indirekt ein unerwünschtes Ereignis bewirken können. Verlässt das Fluggerät die Nominalflugbahn, dann steigen die Thermalbelastungen. Dies stellt eine der indirekten Hauptauswirkungen dar, da erst als Folge dieser Abweichung verschiedene weitere hinsichtlich der Temperaturbelastung problematische Gefahrenquellen (Schäden durch verfrühten oder asymmetrischen Grenzschichtübergang, Anordnung der Heckklappen, Versagen des Thermalsystems, Seitenruder-Strukturanbindung, Zuverlässigkeit der Bauteile, Suboptimalität von Komponenten etc.) auftreten und ihrerseits Auswirkungen auf die Systeme haben werden. Direkte Auswirkungen wurden dagegen zusammengefasst in den Kategorien Beschädigungen der Struktur des Fluggeräts durch Umweltkontakt (Einschlag von Partikeln, Atmosphäreneffekte etc.), Beschädigung der Bordelektronik (Beeinträchtigung der Energieversorgung, Beeinträchtigung der elektronischen Schaltkreise und -leitungen, Einschlag von Partikeln etc.) oder Beschädigungen durch Abweichungen der Realität vom Referenzmodell (große Dichteabweichungen, fehlerhafte Strömungsmessungen etc.). Die nächste Stufe der Gefahrenanalyse besteht darin, verschiedene System- und Untersystemkomponenten zu identifizieren, die durch die aufgelisteten gefährdenden Effekte beeinträchtigt werden können. Eine solche Matrix (Hazard Matrix) wurde in [24] erstellt, wobei die verschiedenen Steuerorgane des Fluggeräts die Hauptsystemkomponenten (main system zones) dieser Untersuchung darstellen. Auf der Grundlage dieser Matrix wurden Ereignisketten und Störfallszenarien entwickelt, die bei einem oder mehreren unvorhergesehenen Ereignissen auftreten können. Bild 2.7 zeigt einen Überblick über die einzelnen identifizierten Störfallszenarien. Dabei sind die untersuchten Störfallszenarien grau unterlegt. Wie in Kapitel 2.1.1.2

beschrieben, wurden Störfallszenarien mit der Risikoklasse 1 - 2 zur Analyse herangezogen. Störfallszenarien mit der Risikoklasse 3 und 4, wie z.B. „Verlust einer Heckklappe“ (Folge von Bruch oder Zerstörung der Führungsstange und der Lager), „Heckklappe folgt den aerodynamischen Kräften“ (Folge von Bruch der Führungsstange) wurden nicht untersucht.

*untersuchte Hauptsystemkomponenten:*

<b>Heckklappe</b>	<b>Seitenruder</b>	<b>Lageregelungs- triebwerke</b>
-------------------	--------------------	--------------------------------------

*identifizierte Störfallszenarien:*

Verformung unter mechanischer Last	Blockieren / Arretieren des Seitenruders	Reduktion der Effektivität der Triebwerke
Verformung der kalten Struktur	eingeschränkte Beweglichkeit	Verlust / Zerstörung eines Triebwerks
Blockieren / Arretieren der Heckklappe	Beschädigung der Aktuatorverbindung	Verlust / Zerstörung mehrerer Triebwerke
eingeschränkte Beweglichkeit	thermale Überbeanspruchung	Verlust aller Triebwerke durch Tankleck
Effizienzverlust einer Heckklappe	Verformung der kalten Struktur	Fehler in der Ansteuerung der Triebwerke
folgt aerodynamischen Kräften	folgt aerodynamischen Kräften	Fehler an der Triebwerks-ventilsteuerung

Bild 2.7 Zusammenfassung der identifizierten Störfallszenarien

Die Möglichkeit, dass gleichzeitig oder in zeitlicher Abfolge mehr als nur ein Störfallszenario auftreten kann, ist im Rahmen dieser Untersuchung ausgeschlossen. Dazu gehören auch diejenigen Störfallszenarien, die den Einsatz eines redundanten Systems erforderlich machen. Beispiele hierfür sind das Störfallszenario „Komplettausfall GNC“ (Risikoklasse 4 ohne redundante Flight Computer) oder alle Störfallszenarien, die den Ausfall bzw. das Versagen eines oder mehrerer Lageregelungstriebwerke betreffen. Grund für die notwendige redundante Auslegung der Lageregelungstriebwerke ist die Tatsache, dass bei einem Störfall zu Beginn des Wiedereintritts die aerodynamischen Stellflächen, die die Steuerung des Fluggeräts übernehmen könnten, noch keine genügend hohe Wirksamkeit besitzen. Alle anderen identifizierten Störfallszenarien bieten die Möglichkeit, mit Hilfe von Bahnoptimierungen die Missionssicherheit zu erhöhen. Ausgewählt und im Rahmen dieser Arbeit detailliert untersucht wurden nur die kritischsten Fälle (worst case-Analyse), da deren Lösung auch die nachfolgend erwähnten Störfallszenarien abdeckt. Dies gilt z.B. für das Störfallszenario „eingeschränkte Heckklappenstellung“, da die Optimalbahnen, die für das Störfallszenario „blockierte Heckklappe“ ermittelt werden, auch für diesen Fall, der eine geringere Risikoklasse darstellt, angewendet werden können. Gleiches gilt auch für das Störfallszenario „eingeschränkter Seitenruderausschlag“. Noch geringer sind die Auswirkungen beim Störfallszenario „Effizienzverlust eines Seitenruders“, weil ein degradiertes Seitenruder nur eine geringe Veränderung der Aerodynamik zur Folge hat.

### 2.3.5 Untersuchte Störfallszenarien

Die in Kapitel 2.1.3 definierte Strategie beim Auftreten von Störfallszenarien ermöglicht eine optimale Reaktion seitens der Flugsteuerung. Da eine vollständige Untersuchung aller Störfallzeitpunkte nicht möglich ist, werden Störfallzeitpunkte exemplarisch für gefährliche Missionsphasen ausgewählt. In den folgenden Abschnitten werden für die untersuchten Störfallszenarien die möglichen unerwarteten Ereignisse, die Auswirkungen auf die Referenzmission und die neu definierten Belastungsgrenzen beschrieben und in eine Risikoklasse eingeteilt.

#### 2.3.5.1 Mögliche Störfallzeitpunkte

Im Folgenden werden die ausgewählten und untersuchten Störfallzeitpunkte beschrieben.

Störfallzeitpunkt:	Beschreibung des Missionszustands:
$t_{\text{Störfall}} = 0 \text{ s (EI)}$	Erster Einfluss durch die Atmosphäre
$t_{\text{Störfall}} \approx 100 \text{ s}$	Beginn der Heckklappenaktivitäten
$t_{\text{Störfall}} \approx 300 \text{ s}$	Ende des Einsatzes der Roll- und Nicklageregelungstriebwerke / erster „roll reversal“
$t_{\text{Störfall}} \approx 500 \text{ s}$	Erstes Maximum des Wärmeflusses
$t_{\text{Störfall}} \approx 700 \text{ s}$	Maximaler Wärmefluss (Nasentemperatur: $\approx 2000 \text{ K}$ )
$t_{\text{Störfall}} \approx 1000 \text{ s}$	Ende der durch den maximalen Wärmefluss bestimmten Phase
$t_{\text{Störfall}} \approx 1300 \text{ s}$	Beginn der durch den maximalen Staudruck bestimmten Phase
$t_{\text{Störfall}} \approx 1560 \text{ s}$	Beginn des Einsatzes der Seitenruder ( $M = 6$ )

Tabelle 2.2 Beschreibung möglicher Störfallzeitpunkte

Dabei wurden insbesondere Störfallzeitpunkte ausgewählt, die exemplarisch entweder den Zeitpunkt des ersten Einsatzes der aerodynamischen Stellflächen beschreiben oder stellvertretend für extreme thermische und strukturelle Belastung während der Wiedereintrittsphase stehen. In Tabelle 2.2 sind die identifizierten Störfallzeitpunkte und die dazugehörige kurze Beschreibung des Missionszustands zusammengefasst.

#### 2.3.5.2 Störfallszenario „blockierte Heckklappe“

Eine blockierte Heckklappe wird im Rahmen dieser Arbeit mit  $\delta_{\text{block}}$  bezeichnet. Nachfolgend sind die unerwarteten Hauptauswirkungen aufgelistet, die beim Auftreten des Störfallszenarios „blockierte Heckklappe“ identifiziert wurden:

- Beschädigung (Biegen, Anbrechen, Knicken, etc.) der metallischen Aktuatorgewindestange (EMA Rod)
- Verklebung der teleskopischen Isolation der Aktuatorverbindungsstange
- Beschädigung (teilweiser Bruch, Festfahren, Klemmen, Umformung) eines Aktuatorgleitlagers (EMA Bearing) oder Beschädigung (Bruch, Festfahren, Klemmen, Umformung) eines Gelenkgleitlagers (Hinge Bearing)
- Ausfall des Aktuators (Schaden an der Batterie, Stromversorgung oder -zuleitungen etc.)

Dieses Störfallszenario wurde hinsichtlich der möglichen identifizierten Gefahrenquellen (Orbit, Wiedereintritt beschränkt auf die heiße Phase) in einem Zeitraum vom Missionsbeginn (Abkopplungssequenz von der Raumstation / vom Space Shuttle) bis zu einer Wiedereintrittszeit von 1000 s (Ende der durch den maximal zulässigen Wärmefluss beschränkten Phase) untersucht.

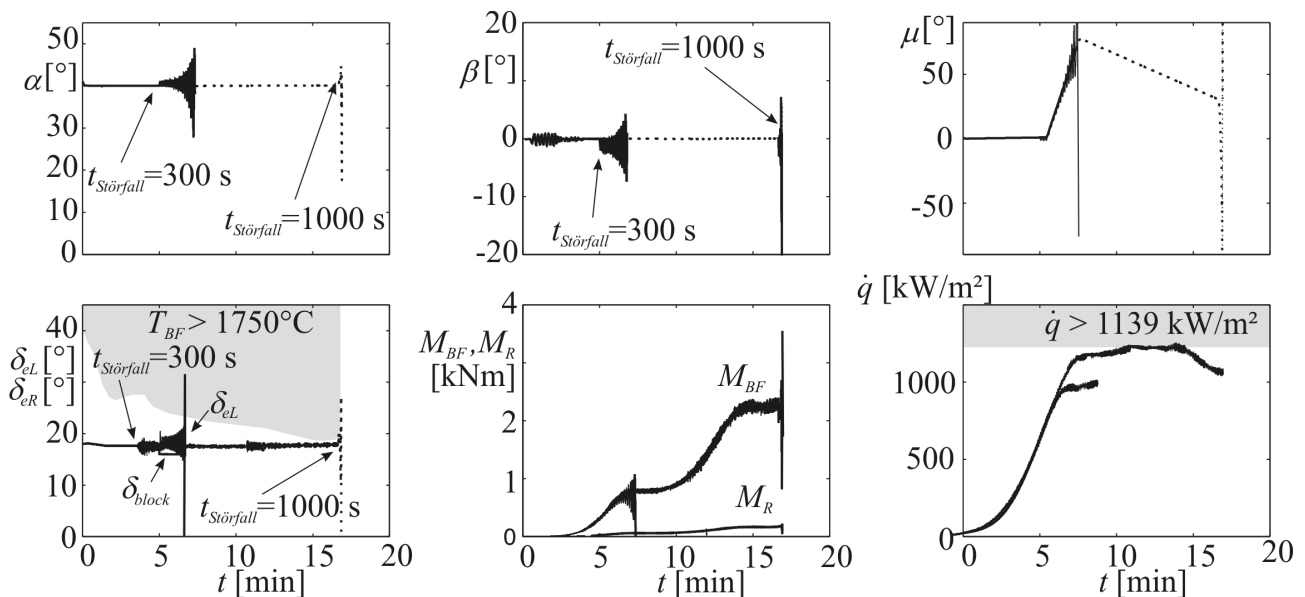


Bild 2.8 Auswirkungen des Störfallszenarios „blockierte Heckklappe“ für verschiedene Störfallzeitpunkte

In Bild 2.8 werden die Auswirkung dieses Störfallszenarios ohne entsprechende Anpassung der Flugbahn und der Flugregel- und Fluglenkgorithmen am Beispiel einer rechten blockierten Heckklappe  $\delta_{block} = 17^\circ$  zu zwei verschiedenen Störfallzeitpunkten veranschaulicht. Nach nur sehr kurzer Zeit nach Blockierung der Heckklappe können die zur Einhaltung der kommandierten Flugbahn benötigten Momente nicht mehr aufgebracht werden, was zu einem unkontrollierbaren Flugzustand (Aufschwingen des Anstellwinkels) führt. Dies hat zur Folge, dass wegen der erhöhten thermischen Lasten (Schiebewinkel) die strukturelle Integrität des Fluggeräts zerstört wird, was gleichbedeutend mit dem Totalverlust der Crew sowie des Fluggeräts ist. Die maximal zulässige Oberflächentemperatur  $T_{BF,max}$  und Lagerscharniermoment  $M_{BF,max}$  der Heckklappen werden dabei nicht verletzt. Untersuchungen im Rahmen von [24] und [63] ergaben, dass jegliche Art der Blockierung einer Heckklappe zu allen untersuchten Störfallzeitpunkten ohne geeignetes Lenk- und Regelkonzept und

Ausnutzung der Lageregelungstriebwerke zum Totalverlust des Fluggeräts führt. Aufgrund dessen, das es sich bei der Heckklappe um eine nicht redundante aerodynamische Stellfläche handelt, wird dieses Störfallszenario in die Risikoklasse 2 bis 3 in Abhängigkeit der blockierten Klappenstellung eingestuft.

Die Zielsetzung der verbleibenden Mission muss die sichere Rückkehr zur Erde sein. Aufgrund der katastrophalen Auswirkungen dieses Störfallszenarios muss dabei auch eine Missachtung des Wiederverwendungsaspekts in Kauf genommen werden, da nach Aussage von [98] eine Erhöhung des maximal zulässigen Wärmeflusses und der Wärmelast bis zu 10% möglich ist, ohne die Struktur des Fluggeräts entscheidend zu beschädigen. Auch die notwendige Erhöhung der die Flugsteuerung beschränkenden Parameter (siehe Kapitel 2.2.4) ist auf die kritischen Auswirkungen dieses Störfallszenarios zurückzuführen. In Tabelle 2.3 sind die veränderten Missionsbeschränkungen aufgeführt, die für die Untersuchung dieses Störfallszenarios herangezogen wurden.

max. Anstellwinkel $\alpha_{max}$ [°]	55	Erhöhung um 27.2%
max. Wärmelast $q_{W,max}$ [MJ/m <sup>2</sup> ]	1350.0	Erhöhung um 3.7%
max. Staudruck $\bar{q}_{max}$ [Pa]	14396	keine Veränderung
max. Wärmefluss $\dot{q}_{max}$ [kW/m <sup>2</sup> ]	1250.0	Erhöhung um 8.8%
max. Lastfaktor $n_{max}$ [-]	3	Erhöhung um 16.6%

Tabelle 2.3 Beschränkungen für das Störfallszenario „blockierte Heckklappe“

### 2.3.5.3 Störfallszenario „Effizienzverlust einer Heckklappe“

Die wichtigsten unerwarteten Hauptauswirkungen, die beim Eintreten des Störfallszenarios „Effizienzverlust einer Heckklappe“ identifiziert wurden, sind folgende:

- Lokaler Materialschaden, verursacht durch Weltraumschrott (Space Debris) am Heckklappen-Seitensteg, führt bei späterer Hitzebelastung zu einem lokalen Durchbrand.
- Beschädigung der luvseitigen Anströmfläche (Membran) in einer Kammer (durch fehlerhaften, lokal zerstörten oder überbeanspruchten Oxidationsschutz mit der Folge der erhöhten aktiven Oxidation, Materialfehler).
- Durch- oder Abreißen einer Membran in einer Kammer (höchste Wahrscheinlichkeit bei den hinteren innen und außen gelegenen Ecken der Heckklappe, da hier die höchsten thermischen und mechanischen Belastungen angreifen).
- Verformung der Struktur / Schwächung der Struktur durch lokalen Abbrand der Fasern / erhöhte thermische oder mechanische Beanspruchung.

- Schmelzen der Struktur (innen- und aussenliegende Ecken der Heckklappe) mit Verringerung der Steifigkeit (erhöhte Durchbiegung)

Das Eintreten dieses Störfallszenarios wurde von einem Wiedereintrittszeitpunkt ab  $t = 300$  s (Beginn der durch den maximal zulässigen Wärmefluss beschränkten Phase) bis  $t = 1300$  s (Anfang der durch den maximal zulässigen Staudruck beschränkten Phase) untersucht. Das Eintreten eines derartigen Störfallszenarios ist im Orbit möglich (Space Debris), kann jedoch aufgrund der geringen Größe (mittlere Fragmentgröße: 1 mm bis zu 50 mm Durchmesser) nur sehr schwer erkannt werden.

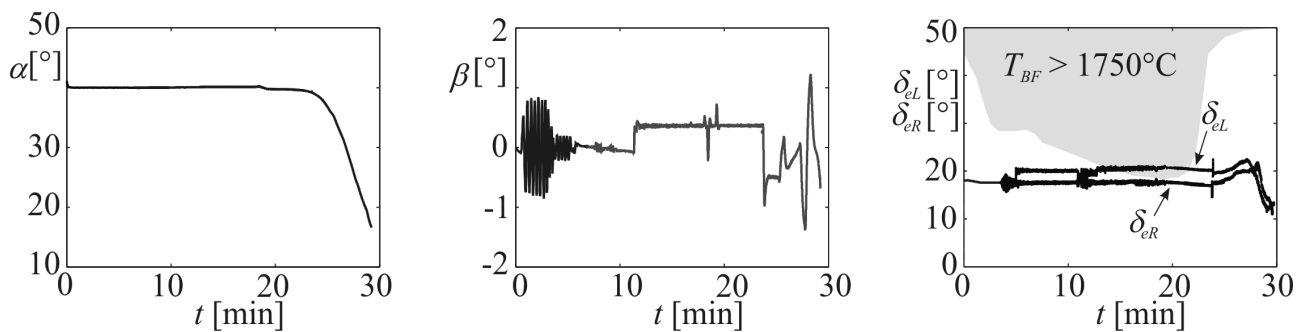


Bild 2.9 Auswirkungen des Störfallszenarios „Effizienzverlust einer Klappe“

In Bild 2.9 wird die Auswirkung dieses Störfallszenarios ohne entsprechende Anpassung der Flugbahn und der Flugregel- und Fluglenkungsalgorithmen am Beispiel einer linken degradierten Heckklappe für den Fall 4 (vgl. Kapitel 3.1.2.3) zu einem Störfalleintrittszeitpunkt  $t_{\text{Störfall}} = 500$  s veranschaulicht. Um der verringerten aerodynamischen Wirksamkeit der degradierten Heckklappe entgegenzuwirken, muss der Ausschlag dieser Heckklappe erhöht werden. Dabei nimmt die Gefahr einer weiteren Degradation wegen der stärkeren thermischen Belastung zu. Die thermische Belastung der beschädigten Heckklappe übersteigt somit die nominell zugelassene Belastung, was sich an der Verletzung der thermischen Maximalbelastung  $T_{BF, \text{max}} > 1750$  °C zeigt. Auch der sich einstellende unsymmetrische Flugzustand aufgrund der unterschiedlich wirkenden Widerstände auf beiden Seiten des Fluggeräts kann zu unerwünschten thermischen Mehrbelastungen führen. Spätere Störfallzeitpunkte sind aufgrund der kürzeren Überlastungszeitdauer als weniger kritisch einzustufen. Das Erreichen des Landeplatzes sowie andere Belastungsbeschränkungen werden jedoch in diesem Störfallszenario nicht beeinflusst.

Zielsetzung bei der Untersuchung dieses Störfallszenarios ist eine Minimierung der thermischen Belastung für die degradierte Heckklappe, wobei vorausgesetzt wird, dass eine Absenkung der Maximaltemperatur der degradierten Klappe zwischen 8 % und 10 % gegenüber dem Referenzfall ( $T_{BF, \text{max}} = 1750$  °C auf  $T_{BF, \text{max}} = 1610$  °C - 1575 °C) keine weitere Degradation der beschädigten Heckklappe verursacht. Dieses Störfallszenario wird in die Risikoklasse 2 eingestuft, da eine Kombination aus geänderter Flugbahn und Anpassung der Momentenverteilung innerhalb des Flugregelalgorithmus die Möglichkeit bietet, die thermische Belastung der beschädigten Heckklappe in diesem Störfallszenario zu senken. Um das Risiko einer weiteren Degradation der Heckklappe

zu vermeiden, werden auch die Auswirkungen einer Verringerung des maximal zulässigen Wärmeflusses und der maximal zulässigen Wärmelast untersucht. In Tabelle 2.4 sind die veränderten Missionsbeschränkungen aufgeführt, die für die Untersuchung dieses Störfallszenarios herangezogen wurden. Der maximal zulässige Anstellwinkel wird aufgrund der Risikoklasse auf  $\alpha_{max} = 50^\circ$  gesetzt, um über eine größere Sicherheitsreserve bei der Reaktion auf Störeinflüsse und Modellunsicherheiten zu verfügen.

max. Anstellwinkel $\alpha_{max}$ [°]	50	Erhöhung um 25%
max. Wärmelast $q_{W,max}$ [MJ/m <sup>2</sup> ]	1200.0	Verringerung um 4.2%
max. Staudruck $\bar{q}_{max}$ [Pa]	14396	keine Veränderung
max. Wärmefluss $\dot{q}_{max}$ [kW/m <sup>2</sup> ]	1100.0	Verringerung um 3.5%
max. Lastfaktor $n_{max}$ [-]	2.5	keine Veränderung

Tabelle 2.4 Beschränkungen für das Störfallszenario „Effizienzverlust einer Heckklappe“

#### 2.3.5.4 Störfallszenario „blockiertes Seitenruder“

Ein blockiertes Seitenruder wird im Rahmen dieser Arbeit mit  $\delta_{r,block}$  bezeichnet. Im Folgenden sind die unerwarteten Auswirkungen beschrieben, die beim Eintreten des Störfallszenarios „blockiertes Seitenruder“ identifiziert wurden:

- Bei Abkühlung Verformung des Lagers mit vorangegangener thermischer Überbeanspruchung des Gelenklagers
- Beschädigung (teilweiser Bruch, Festfahren, Klemmen, Umformung) eines Gelenklagers (Ruder Bearing)
- Ausfall des Seitenruderaktuators (Schaden an der Batterie, Stromversorgung oder -zuleitungen etc.)
- Beschädigung (Biegen, Anbrechen, Knicken etc.) der Seitenruderaktuatorenverbindung

Das Eintreten dieses Störfallszenarios ist ab einem Wiedereintrittszeitpunkt von  $t = 1300$  s (Beginn der durch den maximal zulässigen Staudruck beschränkten Phase) bis zum Erreichen des Fallschirmausschusses zu untersuchen. Ein Verlust an Seitenruderfläche wegen thermischer Überlastung ist nur sehr unwahrscheinlich, da sich das Seitenruder nicht direkt in der heißen Umströmung befindet. In Bild 2.10 werden Flugbahnen zu dem nominellen Landeplatz Coober Pedy in Australien für dieses Störfallszenarios ohne entsprechende Anpassung der Flugbahn und der Flugregel- und Fluglenkungsalgorithmen am Beispiel verschiedener Blockierungsstellungen zum Störfalleintrittszeitpunkt  $t_{Störfall} = 1300$  s gezeigt. Die aufgrund des blockierten Seitenruders zusätzlich wirkenden Momente können durch einen entsprechenden differentiellen Ausschlag der Heckklappen ausgeglichen werden. Bei Erreichen einer Flugmachzahl von  $M = 6$  wird der Aus-

schlag des verbleibenden Seitenruders genutzt, um die Gier- und Rollmomente auszugleichen. Durch den gegensinnigen Ausschlag der Seitenruder (Luftbremse) verändern sich jedoch Auftrieb und Widerstand des Fluggeräts, die eine geringe Abweichung vom Landeplatz zur Folge haben. Die mechanische Lagerbelastung für rechte funktionstüchtige Seitenruder bei einer positiven Blockierung des linken Seitenruders erreicht beim Machdurchgang nahezu die maximale Belastungsbeschränkung und gefährdet somit die hintere Rumpfstruktur. Dieses Störfallszenario wird in die Risikoklasse 1 - 2 eingestuft, da mit einer Kombination aus geänderter Flugbahn und Anpassung der Momentenverteilung innerhalb des Flugregelalgorithmus die Möglichkeit gegeben ist, die Auswirkungen dieses Störfallszenarios zu kontrollieren. Die Mission kann aber nicht, wie beschrieben, unverändert fortgesetzt werden.

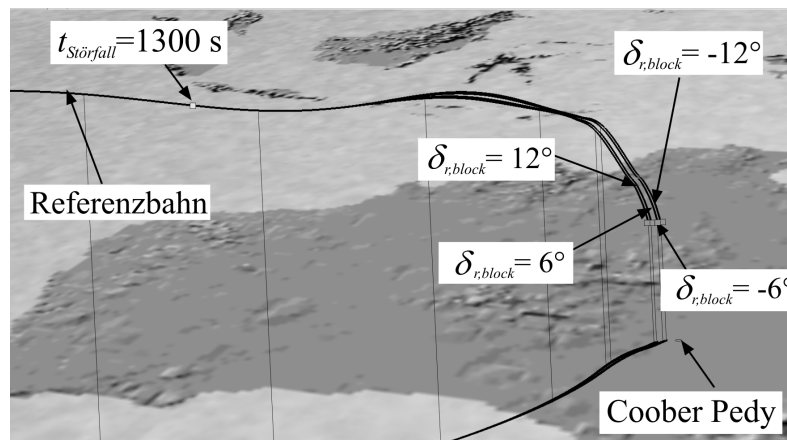


Bild 2.10 3D-Flugbahn bei dem Störfallszenario „blockiertes Seitenruder“

## 2.4 Fehlerdetektion und -identifikation

Um auf eine mögliche Degradation einer Stellfläche in entsprechender Form reagieren zu können, muss das autonome Flugregelungs- und Fluglenkungssystem Informationen über die Art und Stärke der Degradationen besitzen. Diese können teilweise aus dem Health Monitoring System, das eine große Bedeutung für zukünftige Raumtransportsysteme haben wird, oder von geeigneten Sensoren, die an den Aktuatoren der aerodynamischen Stellflächen angebracht werden, stammen. Eine weitere Möglichkeit stellen fortschrittliche Fehlerdetektions- und -identifikationsmethoden dar, die nur Änderungen an der Software des Bordrechners benötigen und somit keiner kostenintensiven Erweiterung der Hardware bedürfen. Auf dem Gebiet von Degradationen der aerodynamischen Steuerungen ([97]) oder von Ausfällen der Lageregelungstriebwerke ([120], [1]) wurde in den letzten Jahren intensiv geforscht. Durch Berücksichtigung einer weiteren kurzen Identifikationsphase ist es möglich, eine Aussage über die Stärke der Degradation zu treffen, deren Güte im Falle eines Sensorfehlers oder Ausfalls von entscheidender Bedeutung für die Sicherheit der verbleibenden Mission ist. Für die betrachteten Störfallszenarien kann nur teilweise eine Aussage über die geeignete Auswahl an Sensorik und über deren Stärke gemacht werden, da z.B. ein Effizienzverlust einer der Heckklappen überhaupt nicht über die Sensorik erfasst werden kann.



In [122], [103] und [57] wurde ein mögliches Fehlerdetektions- und Fehleridentifikationsmodell für das untersuchte Fluggerät erstellt und untersucht. Dabei konnte erfolgreich der Anforderung entsprochen werden, innerhalb kürzester Zeit (2 bis maximal 20 Sekunden) das jeweilige Störfallszenario erkennen und über die Stärke der Degradation eine detaillierte Aussage machen zu können.

## **2.5 Zusammenfassung**

Störfallszenarien, die eine Degradation der Steuerorgane zur Folge haben, wurden bei der Durchführung der Gefahrenanalyse systematisch identifiziert und klassifiziert. Untersuchungspotential bieten die identifizierten Störfallszenarien, die mit Hilfe von optimalen alternativen Flugbahnen und angepassten Flugregel- und Fluglenkungsalgorithmen einen sicheren Wiedereintritt ermöglichen. Dies soll im weiteren Verlauf der Arbeit gezeigt werden. Die Optimierung derartiger Flugbahnen mit spezifisch definierten Zielfunktionen steht dabei im Vordergrund.

# Kapitel 3 Flugmechanische Modellierung

Um Störfallszenarien, die bei einem im Wiedereintritt befindlichen Fluggerät auftreten können, realistisch beschreiben zu können, ist es notwendig, eine komplexe Modellierung aller physikalisch einwirkenden Faktoren zu erstellen. Hierbei müssen Fluggerät, Flugsteuerung, Umwelt und Flugdynamik in genügend hoher Genauigkeit durch numerische Beschreibungsmodelle abgebildet werden.

In diesem Kapitel wird zunächst das untersuchte Fluggerät vorgestellt. Von grundsätzlicher Bedeutung ist eine möglichst genaue aerodynamische Datenbasis, um mögliche Störfälle aufgrund degradierter Stellflächen untersuchen zu können. Im Anschluss werden alle physikalisch im Wiedereintritt ausschlaggebenden Beschränkungen aufgeführt sowie die Modellierung der Erdform und der Atmosphäre behandelt. Abschließend wird das dynamische Modell, in dem alle anderen Modelle eingebettet sind, vorgestellt. Es hat eine zentrale Bedeutung, um die Bewegung des Fluggeräts in allen Freiheitsgraden nachzubilden und realistische Optimierungsergebnisse zu erhalten.

## 3.1 Fluggerät

Bei dem untersuchten Fluggerät handelt es sich, wie in Kapitel 2.2.2 beschrieben, um den wieder verwendbaren Erprobungsträger X-38, der die kritische Technologie Wiedereintritt demonstrieren soll. In Tabelle 3.1 zusammengefasst sind wichtige Fluggerätdaten der Konfiguration V201, die für diese Untersuchung verwendet wurden und von der NASA [19], ESA [36], [37], [108] und dem DLR [61] genauer spezifiziert sind. Die Aerodynamik des Fluggeräts wird in Längs- und Seitenbewegungsanteilen aufgegliedert und ausführlich beschrieben. Da ein Hauptanliegen dieser Arbeit darin besteht, die Auswirkung degradierter Stellflächen auf die Flugbahn zu untersuchen, wird bei der Beschreibung der Abmessungen und der physikalischen Begrenzungen zwischen dem Auftriebskörper und den aerodynamischen Stellflächen des Fluggeräts unterschieden.

### 3.1.1 Abmessungen

Das Fluggerät X-38 ist ein so genannter Auftriebskörper (Lifting Body), dessen Besonderheiten in Kapitel 2.2.1 angesprochen wurden. Nachfolgend werden für die Modellierung des Fluggeräts wichtige Daten aufgezeigt.

### 3.1.1.1 Auftriebskörper

In Tabelle 3.1 sind wichtige Daten des Fluggeräts zusammengefasst.

Geometrie des Auftriebskörpers	
Länge $l_{V,max}$ [m]	8.63
Breite (max.) $b_{V,max}$ [m]	3.65
Höhe (max.) $h_{V,max}$ [m]	2.01
Nasenradius $r_{V,ref}$ [m]	0.37
Masse $m_V$ [kg]	11340
Gesamtmasse im Orbit $m_{V+DEORBIT}$ [kg]	14062

Tabelle 3.1 Daten von X-38 V 201

### 3.1.1.2 Stellflächen

Die geometrischen Abmessungen und physikalischen Belastungsgrenzen der Heckklappen und der Seitenrudder sind in Tabelle 3.3 und in Tabelle 3.2 angegeben. In Bild 3.1 ist eine der beiden Heckklappen mit einer Vergrößerung des Lageraufbaus abgebildet.

Heckklappe			
Fläche $S_{BF}$ [m <sup>2</sup> ]	1.872	Breite $b_{BF}$ [m]	1.185
Länge $l_{BF}$ [m]	1.579	Ausschlagsbereich [°]	0 - 45
Maximales Lagerscharniermoment $M_{BF,max}$ [Nm]	25880		
Maximale Oberflächentemperatur $T_{BF,max}$ [°C]	1750		
Maximaler dynamischer Druck $\bar{q}_{BF,max}$ [kPa]	18.5		
Maximale Anzahl an Zyklen [-]	760		
Maximaler integraler Ausschlag [°]	3760		
Abstand $x_s$ - Angriffspunkt Heckklappe: $x_{nom}$ [m]	2.764		
Abstand $y_s$ - Angriffspunkt Heckklappe: $y_{nom}$ [m]	± 0.795		

Tabelle 3.2 Abmessungen und Belastungsgrenzen der Heckklappe

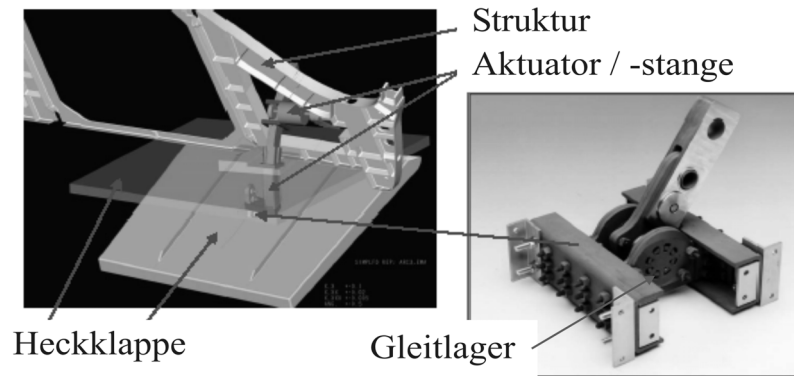


Bild 3.1 3D-Zeichnungen der Heckklappe mit Aktuator- und Gelenkgleitlager

Seitenruder	
Referenzfläche $S_R$ [m <sup>2</sup> ]	0.66
Referenzlänge $l_R$ [m]	0.98
Ausschlagsbereich [°]	-12 - 12
Maximales Lagerscharniermoment $M_{R,max}$ [Nm]	3901

Tabelle 3.3 Abmessungen und Belastungsgrenzen der Seitenruder

Wie in Kapitel 2.2 beschrieben, besitzt die X-38 zwei paarweise angeordnete Steuerorgane, die folgende Funktionen erfüllen. Dies sind die an der Unterseite des Fluggeräts angebrachten Heckklappen sowie die an der Oberseite der zwei vertikalen Finnen angebrachten Seitenruder bzw. Bremsklappen. In Bild 3.1 sind die Definitionen ihrer Ausschlagsrichtungen zu sehen.

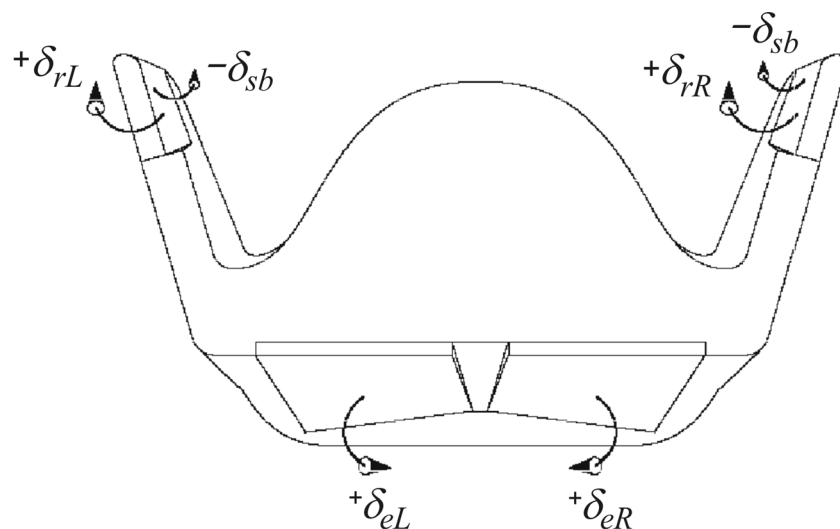


Bild 3.2 Definition der Seitenruder-, Bremsklappen- und Heckklappen-Ausschlagsrichtung

Der gleichsinnige Ausschlag der beiden Heckklappen wird zu einem Höhenruderausschlag gemittelt:

$$\delta_e = \frac{\delta_{eL} + \delta_{eR}}{2} \quad (3.1)$$

Ein differentieller Ausschlag (Roll - und Giermomentenerzeuger) ergibt sich zu:

$$\delta_a = \frac{\delta_{eL} - \delta_{eR}}{2} \quad (3.2)$$

In gleicher Weise ergibt sich der Gesamtstellung des Seitenruders:

$$\delta_r = \frac{\delta_{rL} + \delta_{rR}}{2} \quad (3.3)$$

Die Bremsklappenstellung errechnet sich analog wie folgt:

$$\delta_{sb} = \frac{\delta_{rL} - \delta_{rR}}{2} \quad (3.4)$$

Dabei ist eine positive Bremsklappenstellung als eine nach aussen gerichtete Stellung der beiden Seitenruder definiert.

### 3.1.2 Aerodynamik

Aerodynamische Reaktionen liefern einen maßgeblichen Beitrag zu den an einem Fluggerät wirkenden Kräften und Momenten. Davon sind Flugleistungen und Flugdynamik wesentlich beeinflusst. Es besteht ein komplexer Zusammenhang zwischen dem geometrischen Aufbau und den damit wirkenden aerodynamischen Kräften und Momenten, die die Flugbewegung des Gesamtsystems verändern. Die aerodynamische Modellierung der X-38 erfolgt anhand von Datensätzen, welche in Windkanaluntersuchungen von Dassault-Aviation [65] ermittelt und zur Verfügung gestellt wurden. Die Definition der jeweils positiv definierten Kraft- und Momentenbeiwerte im fahrzeugfesten Koordinatensystem ist in Bild 3.3 zu sehen.

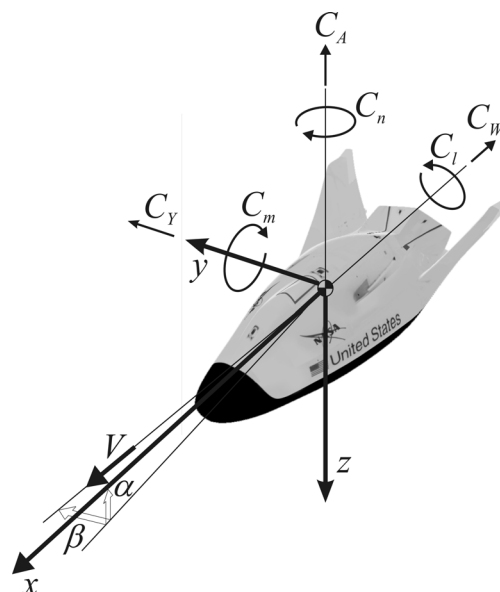


Bild 3.3 Definition der Kraft- und Momentenbeiwerte im fahrzeugfesten Koordinatensystem

Die zur Berechnung der Aerodynamik notwendigen aerodynamischen Referenzdaten, bezogen auf das aerodynamische Koordinatensystem, sind in Tabelle 3.4 aufgeführt.

Aerodynamische Referenzgrößen	
Referenzfläche $S_{ref}$ [m <sup>2</sup> ]	22.7
Referenzlänge $l_{\mu}$ [m]	8.43
Halbspannweite $b$ [m]	3.05

Tabelle 3.4 Aerodynamische Referenzdaten

Bei einem Störfallszenario, das von einem degradierten Steuerorgan verursacht wird, ist der damit verbundene Einfluss auf die aerodynamischen Kräfte und Momente in longitudinalen (Längsbewegung) und lateralen (Seitenbewegung) Anteilen von entscheidender Bedeutung für die Auswertung der Zielfunktion. Die longitudinalen Anteile entsprechen der Kraftkomponente in der vertikalen Bahnebene rechtwinklig zur Anströmung (Auftrieb), einer Kraftkomponente in selbiger Bahnebene in Richtung der Anströmung (Widerstand) und dem wirkenden Nickmoment. Die lateralen Anteile bestehen aus der Seitenkraft sowie dem Roll- und Giermoment. Diese Anteile werden in Form von dimensionslosen Beiwerten und Derivativen angegeben, welche auf den Anstellwinkel  $\alpha$ , den Schiebewinkel  $\beta$ , die Stellflächenausschläge  $\delta_e, \delta_a, \delta_r$  und  $\delta_{sb}$ , die Geschwindigkeit  $V$ , die Drehraten  $p, q$  oder  $r$  (Stabilitätsderivative) und die Referenzlänge  $l_{\mu}$  bezogen werden können.

### 3.1.2.1 Aerodynamische Beiwerte der Längsbewegung

Bei der Generierung des aerodynamischen Datensatzes wurde ein in Bild 3.4 gezeigter  $\alpha - M$  Bereich anhand von Messreihen in Windkanaluntersuchungen abgedeckt. Darin ist die Referenzflugbahn der X-38 nach NASA Cycle 8 enthalten, die in Kapitel 2.2.3 ausführlich analysiert wurde. Es zeigt sich deutlich, dass aerodynamische Daten für ein weites Spektrum an unterschiedlichen  $\alpha - M$  Kombinationen erstellt wurden. Für diesen  $\alpha - M$  Bereich wurden in [31] Untersuchungen zur statischen Stabilität und Trimmbarkeit des Fluggeräts durchgeführt. Bei der Erstellung der aerodynamischen Beiwerte der Längsbewegung wurden Schiebewinkel  $\beta$ , Seitenruderausschlag  $\delta_r$  und Ausschlag der Rollmomentenerzeuger  $\delta_a$  zu Null gesetzt.

## Trimmung

Stationär getrimmt ist das Fluggerät für solche Heckklappenstellungen ( $\delta_{eL}, \delta_{eR} \Rightarrow \delta_{et}$ ), bei denen kein Nickmoment bezüglich des Momentenbezugpunkts auftritt ( $C_m = 0$ ). Zur Bestimmung der Trimmzustände wurde der in [76] entwickelte und verifizierte Algorithmus verwendet. Für den Machzahlbereich über  $M > 6$  stellt sich ein statisch stabiler und trimmbarer Bereich für einen Anstellwinkelbereich von  $20^\circ \leq \alpha \leq 55^\circ$  ein. Für den Machzahlbereich  $M < 5$  verändert sich dieser Bereich auf  $0^\circ \leq \alpha \leq 40^\circ$ . Dabei konnte statische Trimmbarkeit für jede  $\alpha - M$  Kombination in-

nerhalb des untersuchten Trimbereichs in [31] für den untersuchten Schwerpunkt nachgewiesen werden. Der daraus über den gesamten erfliegbaren  $\alpha - M$  Bereich erzeugte aerodynamische Datensatz für den getrimmten stationären Zustand wurde in die Optimierungsumgebung eingefügt. Der Vorteil dieser Implementierung ist, dass die Kraft- und Momentenbeiwerte nicht mehr vom Heckklappenausschlag abhängig sind. Dadurch ist es möglich, verschiedene Wiedereintrittsflugbahnen im getrimmten Zustand mit unterschiedlichen Anstellwinkelprofilen zu untersuchen.

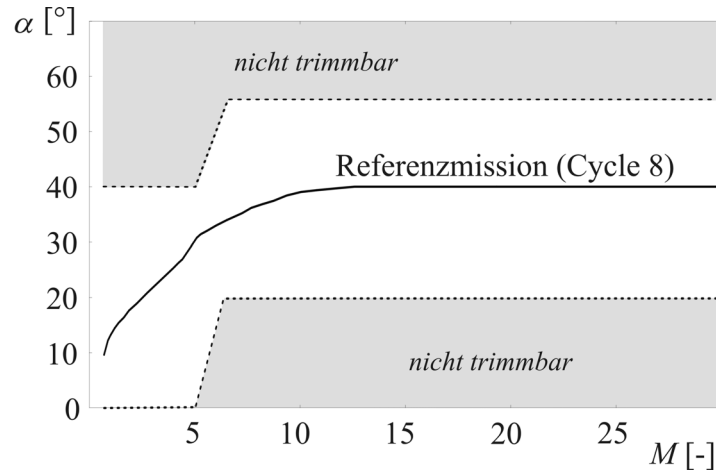


Bild 3.4 Trimbereich

Die aerodynamische Datenbasis wurde auf der Grundlage von Datenfeldern mit Hilfe eines Approximationsverfahrens in Abhängigkeit von Anstellwinkel  $\alpha$  und Machzahl  $M$  mehrfach stetig differenzierbar modelliert. Um eine möglichst gute Approximation dieser Daten zu erreichen, wurden Datenfelder für den Trans-, Über- und Hyperschall erstellt, wobei mit Hilfe linearer Interpolation der Übergangsbereich abgedeckt wird. Bei der Berechnung der getrimmten Heckklappenstellung  $\delta_{et}$  des Fluggeräts muss ab  $M < 6$  der Einfluss eines Bremsklappenausschlags berücksichtigt werden:

$$\begin{aligned} \delta_{et}(\alpha, M) &= \delta_{et, \delta_{sb}=0}(\alpha, M) & 6 < M \leq 28 \\ \delta_{et}(\alpha, M) &= \delta_{et, \delta_{sb}=0}(\alpha, M) + \Delta\delta_{et, \delta_{sb}}(\alpha, M) \delta_{sb} & 0.5 \leq M \leq 6 \end{aligned} \quad (3.5)$$

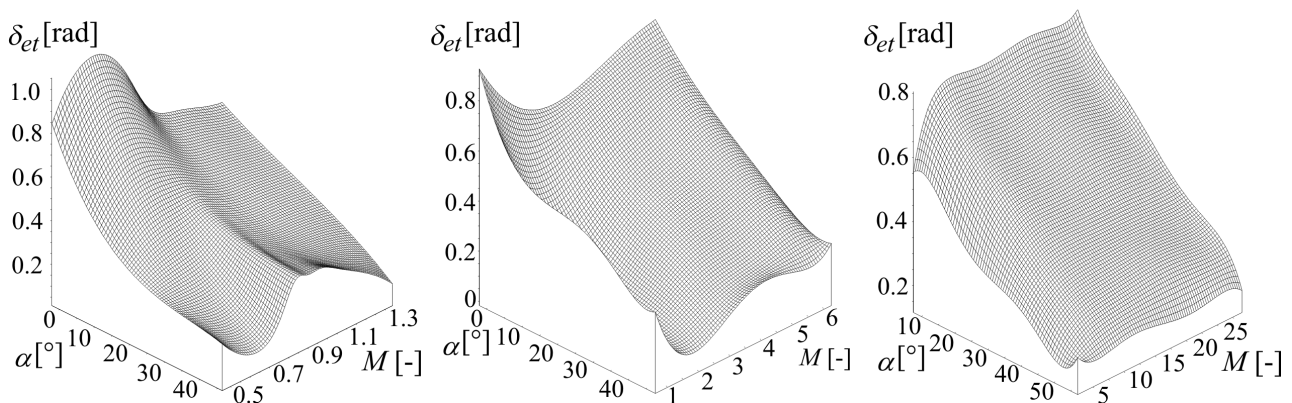
Bild 3.5 Trimmheckklappenausschlag  $\delta_{et, \delta_{sb}=0}(\alpha, M)$  für den Flugbereich:  $0.5 \leq M \leq 28$ 

Bild 3.5 zeigt den Verlauf der Trimmheckklappenausschläge für den gesamten Flugbereich. Im Hyperschall weist der getrimmte Heckklappenausschlag eine nahezu lineare Abhängigkeit vom

Anstellwinkel  $\alpha$  auf. Der Effekt der Machzahl-Unabhängigkeit ist in diesem Bereich deutlich zu sehen. Im Transschallbereich ist der für solche Fluggerätskonfigurationen typische notwendige Ausschlag der Trimmstellung zu erkennen. Die Auswirkungen eines Bremsklappenausschlages sind wegen der Symmetrie nur für die longitudinal wirkenden Kräfte und Momente von Bedeutung und werden über zusätzliche, vom Bremsklappenausschlag abhängige Beiwerte erfasst. In Bild 3.6 sind die Beiwertsinkremente, die den getrimmten Heckklappenausschlag verändern, für die nach innen und nach außen maximal zulässigen Ausschlagstellung ( $\delta_{sb} = \pm 12^\circ$ ) gezeigt. Insbesondere bei kleinen Anstellwinkeln ist der Einfluss eines großen Bremsklappenausschlages deutlich bemerkbar und verursacht bei nach innen ausgeschlagener Bremsklappe eine Erhöhung der Trimmstellung.

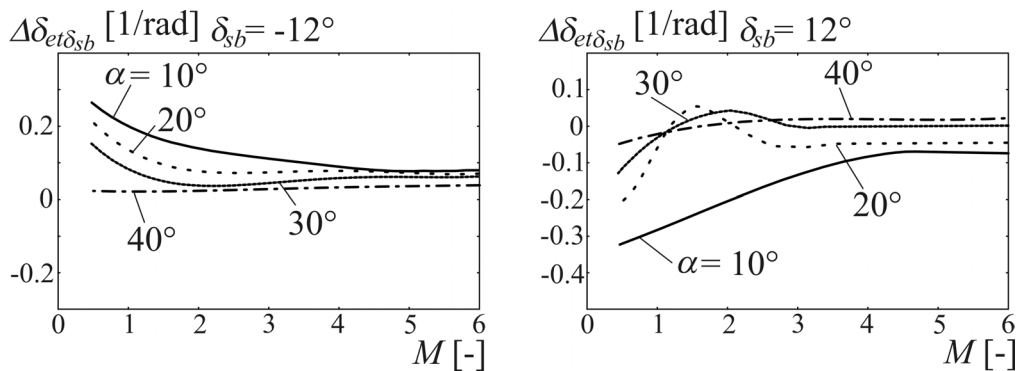


Bild 3.6 Getrimmtes Heckklappenausschlagssinkrement  $\Delta\delta_{et\delta_{sb}}(\alpha, M)$  infolge eines Bremsklappenausschlages für den Flugbereich:  $0.5 \leq M \leq 6$

### Auftriebsbeiwert

In gleicher Weise werden die aerodynamischen Beiwerte für den Auftrieb und Widerstand des Fluggeräts angegeben. Dabei kann der bremsklappenabhängige und -unabhängige Anteil am Auftrieb durch

$$A = (C_{A, \delta_{sb}=0}(\alpha, M) + \Delta C_{A, \delta_{sb}}(\alpha, M) \delta_{sb}) \bar{q} S_{ref} \quad (3.6)$$

bestimmt werden.

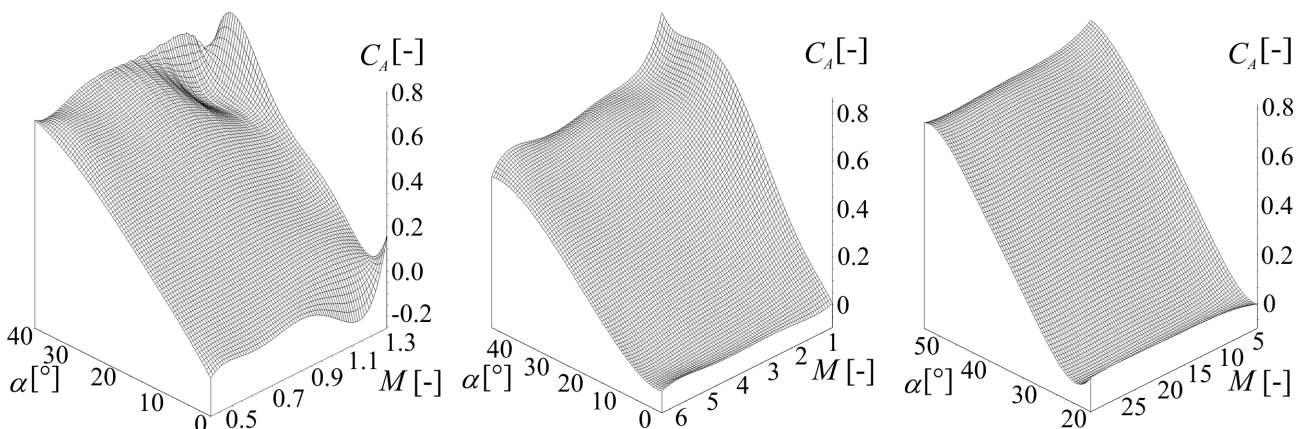


Bild 3.7 Auftriebsbeiwert  $C_{A, \delta_{sb}=0}(\alpha, M)$  für den Flugbereich:  $0.5 \leq M \leq 28$



Der Auftriebsbeiwert ist für den Trans-, Über- und Hyperschallflugbereich in Bild 3.7 dargestellt. Die Auftriebsbeiwerte, denen bei der Flugbahnoptimierung entscheidende Bedeutung hinsichtlich der Missionsplanung (Landeorte, Seitenreichweite) zukommt, zeigen eine ähnliche Charakteristik wie die beschriebene getrimmte Heckklappenstellung. Dabei zeigt sich eine quasi-lineare Abhängigkeit vom Anstellwinkel  $\alpha$ . Global betrachtet hat das Fluggerät je nach Größe des Anstellwinkels ein Auftriebswiderstandsverhältnis  $A/W$  von ca. 0.9 bis 0.95 im Hyperschallflugbereich ( $\alpha = 40^\circ$ ) und bis ca. 1.3 im Unterschallbereich ( $\alpha = 10^\circ$ ). Die aerodynamische Güte ist damit deutlich ungünstiger als jene des geflügelten Space Shuttle Orbiters, dessen vergleichbare Werte ca. 1.2 bzw. 4 betragen. Der Einfluss der Bremsklappenstellung auf den Auftriebsbeiwert ist in Bild 3.8 gezeigt. Dabei kann durch den gleichzeitigen Ausschlag der Seitenrudder nach außen der Auftriebsbeiwert insbesondere bei geringen Anstellwinkeln erhöht werden (negative Bremsklappenstellung verringert den Auftriebsbeiwert) und bietet somit eine Möglichkeit, mit Hilfe der aerodynamischen Steuerflächen die Reichweite des Fluggeräts zu steuern. Der Einfluss auf den Gesamtauftrieb des Fluggeräts ist jedoch aufgrund der geringen Größe der Seitenrudder relativ klein (maximal  $\Delta C_A = \pm 0.0008$ ).

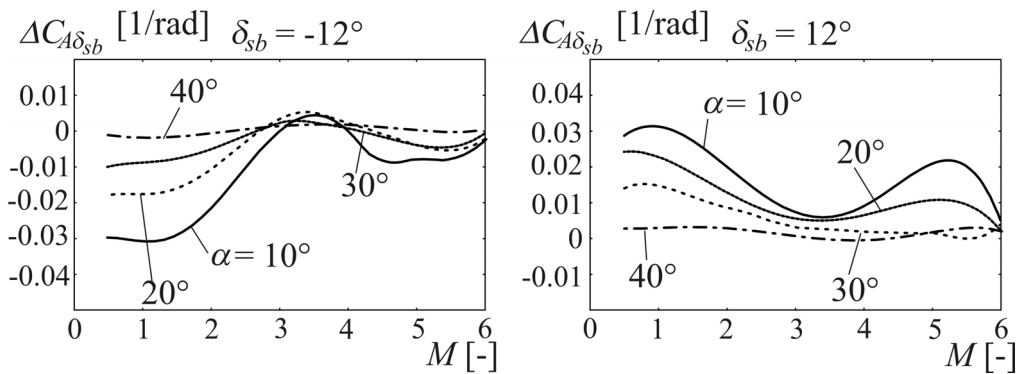


Bild 3.8 Auftriebsinkrement  $\Delta C_{A\delta_{sb}}(\alpha, M)$  infolge eines Bremsklappenausschlags für den Flugbereich:  $0.5 \leq M \leq 6$

### Widerstandsbeiwert

Ebenso beachtet wird bei der Modellierung des Widerstands der Einfluss eines Bremsklappenausschlags:

$$W = (C_{W, \delta_{sb}=0}(\alpha, M) + C_{W\delta_{sb}}(\alpha, M)\delta_{sb})\bar{q}S_{ref}. \quad (3.7)$$

Auch bei dem untersuchten Fluggerät weist der Widerstandsbeiwert insbesondere im Hyperschallflugbereich die Charakteristik einer quadratischen Polaren bezüglich des Anstellwinkels  $\alpha$  auf. In Bild 3.9 ist der typische Anstieg des Widerstandsbeiwertes kurz nach dem Schalldurchgang zu sehen. Ein besonderer Zusammenhang ergibt sich für den Widerstandsbeiwert bei einer nach innen ausgeschlagenen Bremsklappenstellung. Aufgrund der Fahrzeugkonfiguration und der damit verbundenen Interferenzeffekte vermindert sich dabei der Gesamtwiderstand geringfügig. Bei einem Bremsklappenausschlag nach außen erhöht sich der Widerstand, was, wie in Bild 3.10 zu sehen, im Fall geringer Anstellwinkel eine zusätzliche Möglichkeit bietet, das Fluggerät im Bedarfsfall stärker abzubremesen.

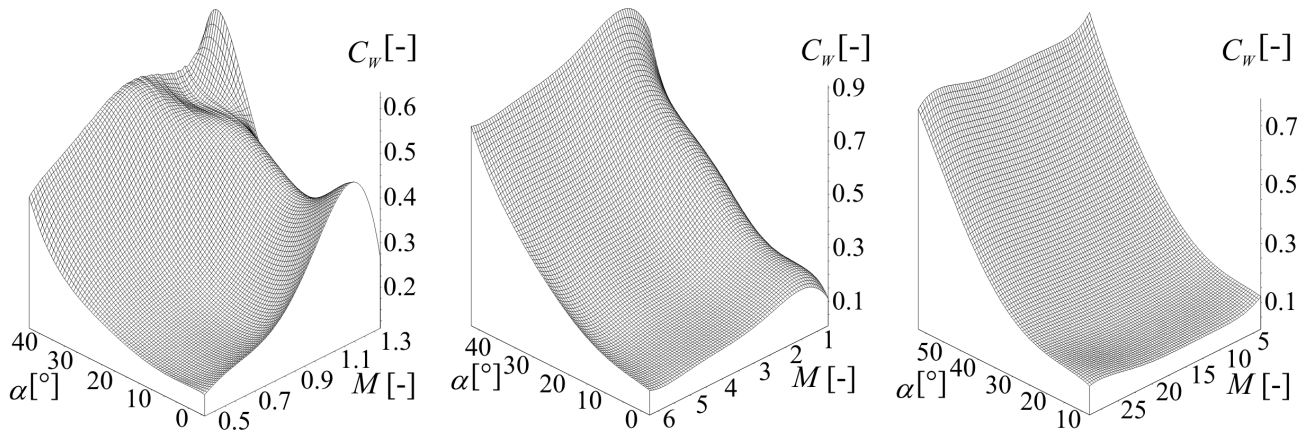


Bild 3.9 Widerstandsbeiwert  $C_{w,\delta_{sb}=0}(\alpha, M)$  für den Flugbereich:  $0.5 \leq M \leq 28$

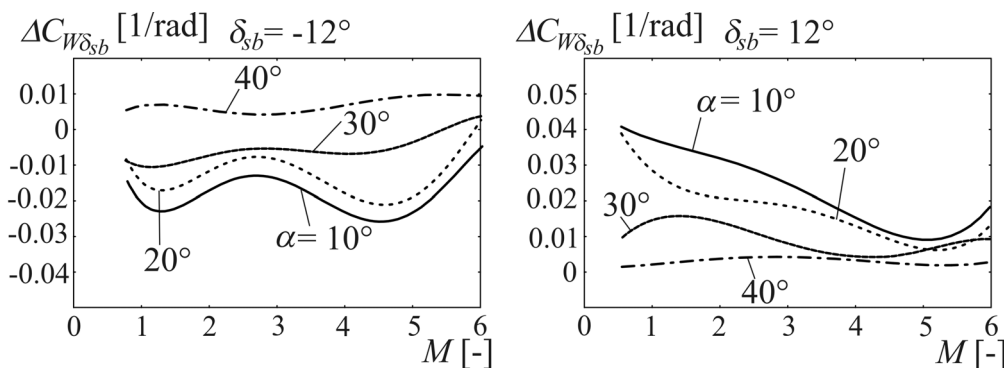


Bild 3.10 Widerstandsinkrement  $\Delta C_{w\delta_{sb}}(\alpha, M)$  infolge eines Bremsklappenaußschlags für den Flugbereich:  $0.5 \leq M \leq 6$

### Nickmomentenbeiwert

Ein Nickmoment wirkt, wenn das Fluggerät sich außerhalb des Timmzustands befindet. Dieses kann entweder durch eine Abweichung des Anstellwinkels  $\alpha$  vom kommandierten Anstellwinkel  $\alpha_c$ , für den die getrimmte Heckklappenstellung  $\delta_{et}$  errechnet wurde, oder durch einen nicht der Trimmheckklappenstellung  $\delta_{et}$  entsprechenden gleichsinnigen Heckklappenaußschlag  $\delta_e$  verursacht werden. Ebenfalls wird die von der Machzahl  $M$  abhängige Nickdämpfung  $C_{mq}$  berücksichtigt. Damit lässt sich das Nickmoment folgendermaßen ausdrücken:

$$M = \left( C_{m\alpha}(\alpha, M)(\alpha - \alpha_c) + C_{m\delta_e}(\alpha, M)(\delta_e - \delta_{et}) + C_{mq}(M) \frac{ql_\mu}{V} \right) \bar{q} S_{ref} l_\mu. \quad (3.8)$$

Der Bremsklappenaußschlag  $\delta_{sb}$  hat zwar einen Einfluss auf das Nickmoment, der aber bei der Berechnung der Trimmheckklappenstellung bereits beachtet ist. Nicht betrachtet wird eine mögliche Verschiebung des Schwerpunkts gegenüber dem Bezugspunkt, die einen zusätzlichen Anteil bei der Berechnung des Nickmoments bilden würde. Mit negativem Vorzeichen des vom Anstellwinkel  $\alpha$  abhängigen Nickmomentenanstiegs  $C_{m\alpha}$  kann anschaulich die statische Stabilität in der Längsbewegung im hypersonischen Bereich gezeigt werden. Wie in Bild 3.11 zu ersehen ist, stellt sich nur

für sehr hohe Anstellwinkel ( $\alpha > 40^\circ$ ) im transonischen Bereich ein grenzstabiler Bereich ein. Die betragsmäßig großen Werte für das vom Heckklappenausschlag abhängige Nickmomentenderivativ, das in Bild 3.12 abgebildet ist, zeigen den in dieser Momentenrichtung maßgeblichen Einfluss der Heckklappen. Bei geringeren Machzahlen ist eine betragsmäßig stark vom Anstellwinkel  $\alpha$  abhängige ansteigende Effizienz der Heckklappen festzustellen. Insbesondere im transonischen Bereich verändert sich das Nickmomentenderivativ bei einem Anstellwinkelbereich zwischen  $20^\circ \leq \alpha \leq 30^\circ$  sehr stark. Die Nickdämpfung variiert nur im transonischen Flugbereich und weist im Hyperschallbereich, wie in Bild 3.13 zu sehen, einen sehr geringen konstanten Wert auf.

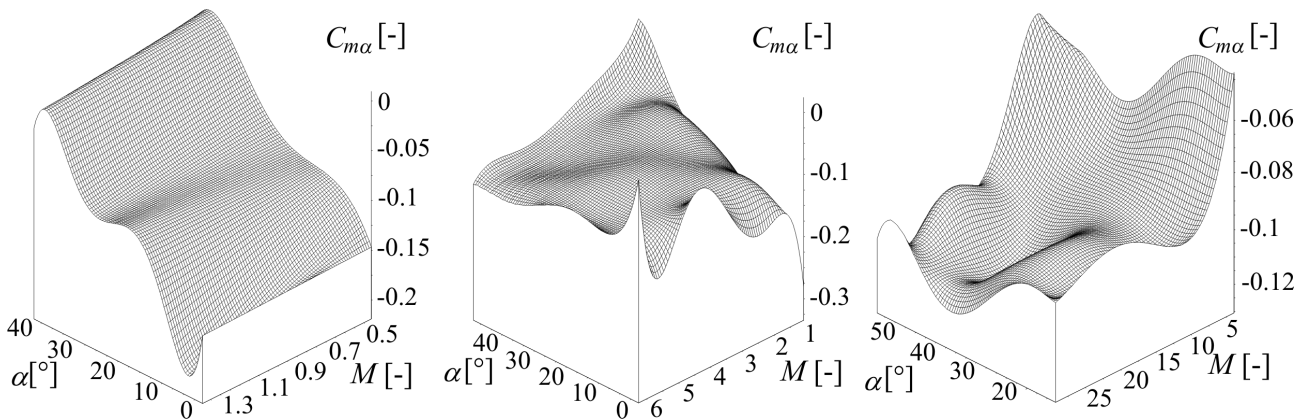


Bild 3.11 Vom Anstellwinkel  $\alpha$  abhängiger Nickmomentenanstieg  $C_{m\alpha}(\alpha, M)$  für den Flugbereich:  $0.5 \leq M \leq 28$

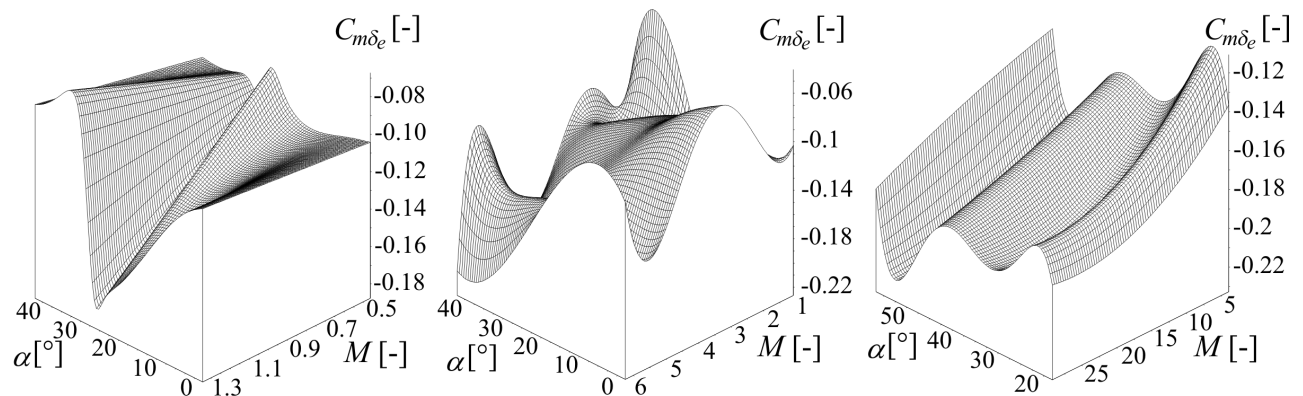
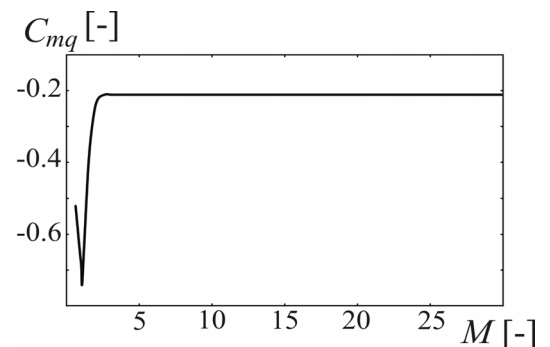


Bild 3.12 Nickmomentenderivativ abhängig vom Heckklappenausschlag  $C_{m\delta_e}(\alpha, M)$  für den Flugbereich:  $0.5 \leq M \leq 28$

Bild 3.13 Nickdämpfungsbeiwert  $C_{mq}(M)$  für den Flugbereich:  $0.5 \leq M \leq 28$



### 3.1.2.2 Aerodynamische Beiwerte der Seitenbewegung

Die aerodynamischen Beiwerte der Seitenbewegung werden über Derivative des Seitenruders, des differentiellen Ausschlags der Heckklappen (Roll- und Giermomentenerzeuger) und des Schiebewinkels erfasst. Zusätzlich wurden die Roll- und Gierdämpfungen modelliert worden. Ein Luftbremsenausschlag wirkt sich aufgrund des symmetrischen Ausschlags nicht auf die Beiwerte der Seitenbewegung aus.

#### Seitenkraftbeiwert

Der Seitenkraftbeiwert  $C_Y$  wird aus den Anteilen des Einflusses des Schiebewinkels und der Effektivität des Seitenruders auf die Seitenkraft gebildet. Der Anteil eines differentiellen Heckklappenausschlags auf die Seitenkraft  $C_{Y\delta_a}$  sowie die Seitenkraftsderivative  $C_{Yp}$  und  $C_{Yr}$  sind sehr gering und werden somit nicht modelliert. Die Seitenkraft ergibt sich dann zu:

$$Y = (C_{Y\beta}(\alpha, M)\beta + C_{Y\delta_r}(\alpha, M)\delta_r)\bar{q}S_{ref} \quad (3.9)$$

Das Schiebeseitenkraftderivativ  $C_{Y\beta}$ , das in Bild 3.14 gezeigt wird, weist eine lineare Abhängigkeit vom Anstellwinkel  $\alpha$  auf und erhöht sich leicht mit kleineren Machzahlen  $M$ . Im transonischen Flugbereich ist eine starke Änderung des Gradienten in einem Anstellbereich zwischen  $5^\circ \leq \alpha \leq 15^\circ$  zu beobachten, die auf die besonderen Strömungsverhältnisse im Heckbereich zurückzuführen ist. Bild 3.15 zeigt den Verlauf des Seitenruder-Seitenkraftderivativs  $C_{Y\delta_r}$ .

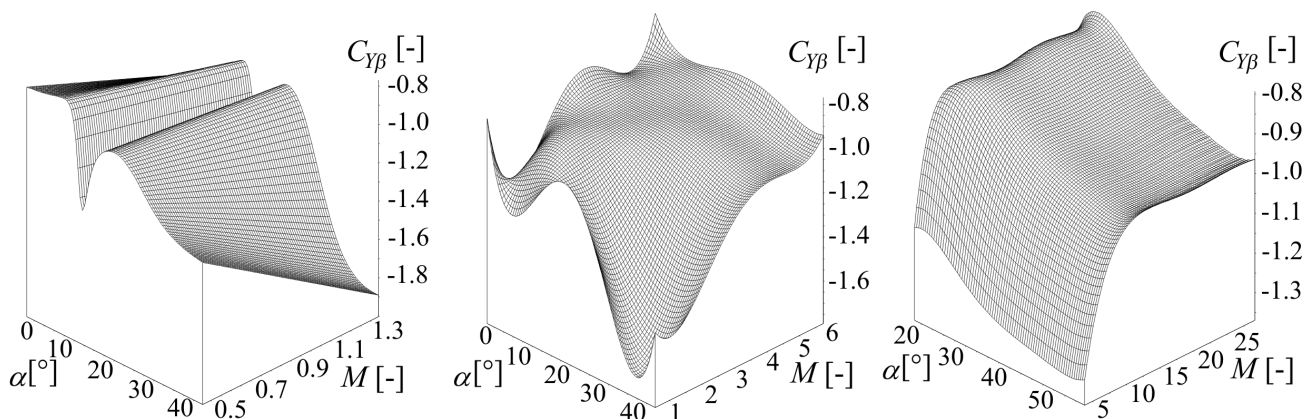
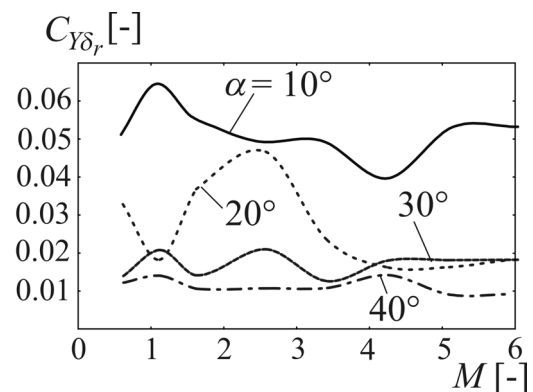


Bild 3.14 Schiebeseitenkraftderivativ  $C_{Y\beta}(\alpha, M)$  für den Flugbereich:  $0.5 \leq M \leq 28$

Bild 3.15 Seitenruder-Seitenkraftderivativ  $C_{Y\delta_r}(\alpha, M)$  für den Flugbereich:  $0.5 \leq M \leq 6$



### Rollmomentenbeiwert

Das Rollmoment wird folgendermaßen errechnet:

$$L = \left( C_{l\beta}(\alpha, M)\beta + C_{l\delta_a}(\alpha, M)\delta_a + C_{l\delta_r}(\alpha, M)\delta_r + C_{lp}(M)\frac{pl_\mu}{V} \right) \bar{q} S_{ref} l_\mu. \quad (3.10)$$

Die Werte für das Gier-Rollkopplungsmoment  $C_{lr}$  sind betragsmäßig sehr klein und werden vernachlässigt. Die Charakteristik des Schieberollmoments  $C_{l\beta}$  erlaubt grundlegende Aussagen über das Vorhandensein von Flugstabilität der Seitenbewegung. Ein rückstellendes Moment ergibt sich, wenn gilt:

$$C_{l\beta}(\alpha, M) < 0. \quad (3.11)$$

In Bild 3.16 ist das Schieberollmoment  $C_{l\beta}$  für den gesamten Flugbereich abgebildet und zeigt für den Über- und Hyperschall durchwegs negative Werte. Für den transonischen Machzahlbereich können grenzstabile Bereiche in Bezug auf den Schieberollbeiwert  $C_{l\beta}$  für sehr hohe Anstellwinkel auftauchen (siehe auch [66] und [31]).

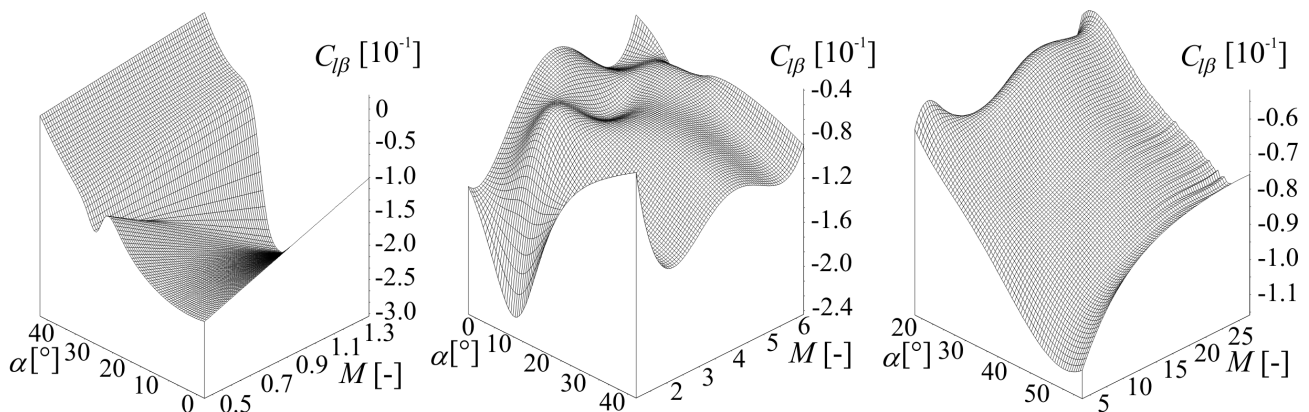


Bild 3.16 Schieberollmoment  $C_{l\beta}(\alpha, M)$  für den Flugbereich:  $0.5 \leq M \leq 28$

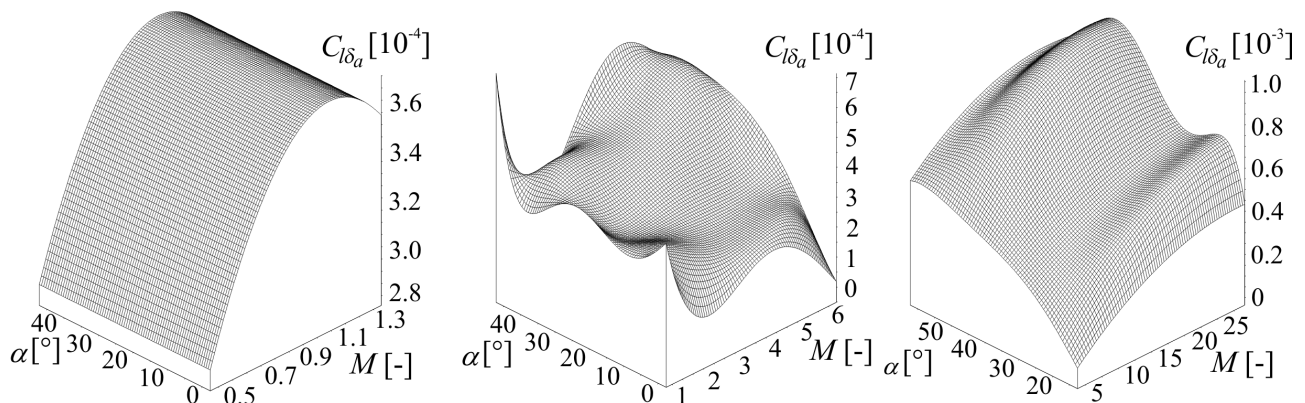


Bild 3.17 Rollmoment in Folge eines differentiellen Heckklappenausschlags  $C_{l\delta_a}(\alpha, M)$  für den Flugbereich:  $0.5 \leq M \leq 28$

Das Rollmoment in Abhängigkeit vom Anstellwinkels  $\alpha$  und der Machzahl  $M$ , das aufgrund eines differentiellen Heckklappenausschlags entsteht, ist in Bild 3.17 dargestellt. Da auch ein Zusammenhang des Rollmomentenderivativs mit dem gleichsinnigen Ausschlag der Heckklappen besteht, gelten diese Werte für die getrimmte Heckklappenstellung  $\delta_{et}$ . Der Verlauf des Seitenruder-Rollmoments  $C_{l\delta_r}$  ist in Bild 3.18 abgebildet und zeigt ein für kleiner werdende Machzahlen und bei geringen Anstellwinkeln größer werdende Wirkung eines Seitenruderausschlags auf das Rollmoment. Die Rolldämpfung  $C_{lp}$  ist abhängig von der Machzahl  $M$  und wirkt dem Rollmoment der Drehbewegung entgegen ( $C_{lp} < 0$ ). Bild 3.19 zeigt den Verlauf der Rolldämpfung, die im Hyperschall einen konstanten Wert besitzt.

Bild 3.18 Seitenruder-Rollmoment  $C_{l\delta_r}(\alpha, M)$  für den Flugbereich:  $0.5 \leq M \leq 10$

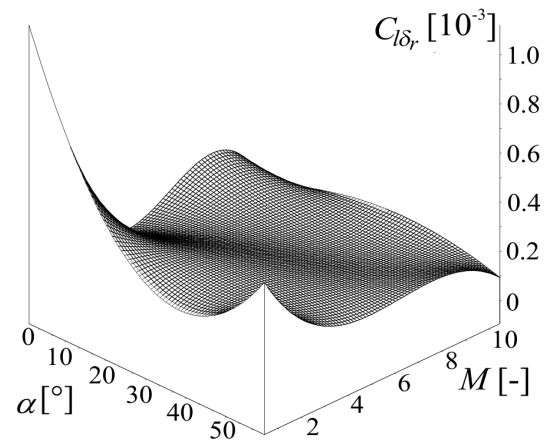
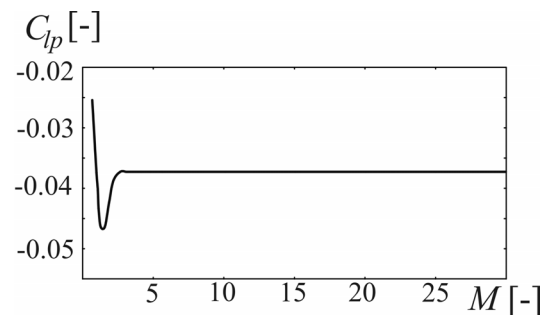


Bild 3.19 Rolldämpfungsbeiwert  $C_{lp}(M)$  für den Flugbereich:  $0.5 \leq M \leq 28$



### Giermomentenbeiwert

Das Giermoment setzt sich aus folgenden Anteilen zusammen:

$$N = \left( C_{n\beta}(\alpha, M)\beta + C_{n\delta_a}(\alpha, M)\delta_a + C_{n\delta_r}(\alpha, M)\delta_r + C_{nr}(M)\frac{r l_\mu}{V} \right) \bar{q} S_{ref} l_\mu. \quad (3.12)$$

Auch für die Berechnung des Giermoments wird das Kopplungsmoment  $C_{np}$  vernachlässigt, da es sich um einen sehr geringen Wert handelt. Das Schiebегiermoment  $C_{n\beta}$ , das in Bild 3.20 für den gesamten betrachteten Flugbereich abgebildet ist, gibt Aufschluss über die Richtungsstabilität des Fluggeräts. Bei Einhaltung der Bedingung

$$C_{n\beta}(\alpha, M) > 0 \quad (3.13)$$

ist eine Windfahnenstabilität gegeben, die vom untersuchten Fahrzeug für nahezu alle Anstell- und Machzahlbereiche gewährleistet ist. Nur in der transonischen Flugphase befindet sich - analog zum

Schieberollmoment - bei hohen Anstellwinkeln ein grenz- bis instabiler Bereich, der auf die kleinen Seitenleitwerke des Fluggeräts zurückzuführen ist.

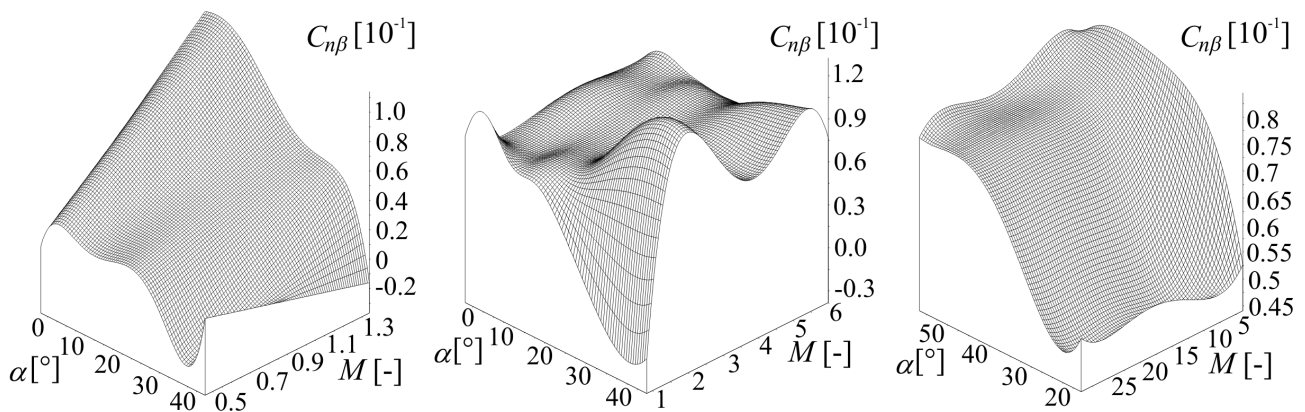


Bild 3.20 Schiebgiermoment  $C_{n\beta}(\alpha, M)$  für den Flugbereich:  $0.5 \leq M \leq 28$

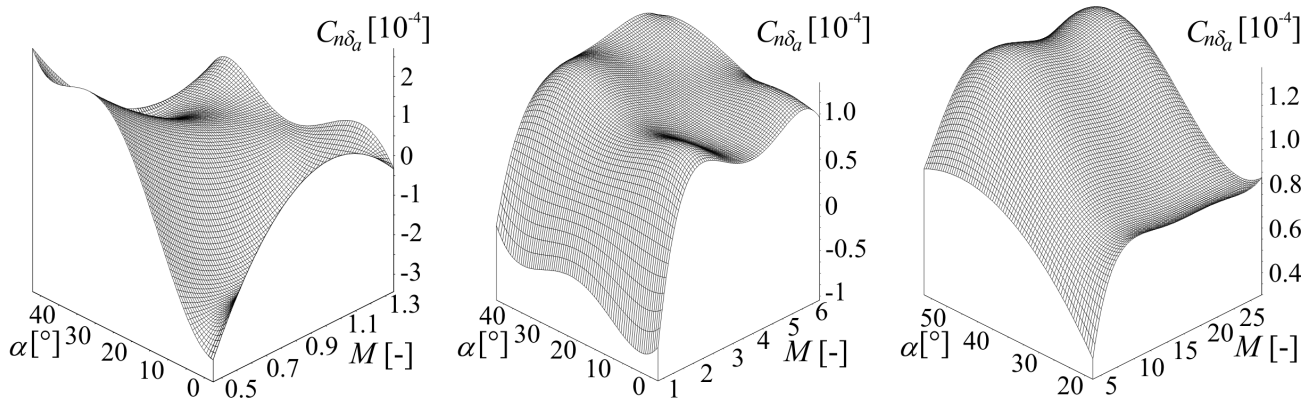


Bild 3.21 Giermoment in Folge eines differentiellen Heckklappenausschlags  $C_{n\delta_a}(\alpha, M)$  für den Flugbereich:  $0.5 \leq M \leq 28$

Das aufgrund eines differentiellen Heckklappenausschlags entstehende Giermoment ist bei dem untersuchten Fluggerät relativ gering. Bei einer Machzahl von  $M < 2$  erfolgt für bestimmte Anstellwinkel  $\alpha$ , wie in Bild 3.21 gezeigt, eine Umkehrung des Gradienten, was auf die komplexen Strömungsverhältnisse an der Heckklappe im transonischen Bereich zurückzuführen ist. Ein Vergleich mit dem Seitenruder-Giermoment, das in Bild 3.22 gezeigt wird, weist auf die geringe Effektivität eines differentiellen Heckklappenausschlags gegenüber einem Seitenruderausschlag in Gierrichtung hin. Auch die Werte für das Seitenruder-Giermoment sind relativ gering und deuten auf eine schlechte Seitenleitwerkswirksamkeit hin. Die Gierdämpfung  $C_{nr}$  erzeugt zwar ein rückstellendes Giermoment. Dieser Beitrag ist allerdings, wie in Bild 3.23 zu sehen, ebenfalls relativ gering, so dass man insgesamt von einer geringen Möglichkeit der Einflussnahme auf das Gierverhalten sprechen kann. Dies wurde in aerodynamischen Analysen bestätigt, die für das untersuchte Fluggerät angefertigt wurden (z.B. in [66]), und lässt sich einerseits durch die besondere Form des Fluggeräts und andererseits durch die kleine Dimensionierung der Seitenruderflächen erklären.

Bild 3.22 Seitenruder-Giermoment  $C_{n\delta_r}(\alpha, M)$  für den Flugbereich:  $0.5 \leq M \leq 10$

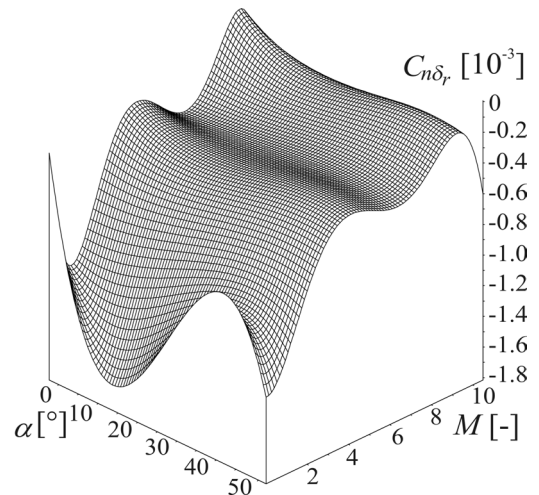
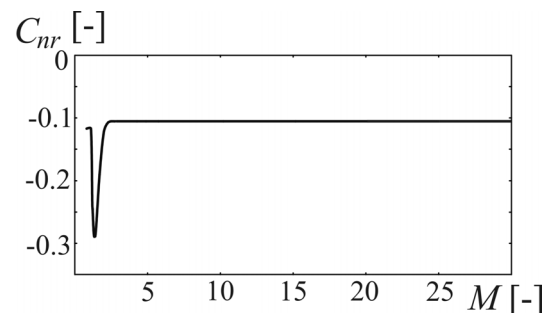


Bild 3.23 Gierdämpfungsbeiwert  $C_{nr}(M)$  für den Flugbereich:  $0.5 \leq M \leq 28$



### 3.1.2.3 Modellierung des Störfallszenarios „Effizienzverlust einer Heckklappe“

Eine erweiterte aerodynamische Modellierung des in Kapitel 2.3.5.3 beschriebenen Störfallszenarios ist notwendig, um der verringerten aerodynamischen Effektivität einer Heckklappe Rechnung zu tragen. Dabei werden folgende Annahmen und Vereinfachungen getroffen:

- Eine zeitlich veränderliche Degradation wird ausgeschlossen.
- Das modellierte Gitter ist der tatsächlichen Struktur der Heckklappe angepasst.
- Die Auswirkungen dieses Störfallszenarios betreffen nur Auftrieb und Widerstandsverteilung der degradierten Klappe.
- Interferenzeffekte, die aufgrund der ungleichen Umströmung der Klappe auftreten, werden nicht modelliert.
- Widerstands- und Auftriebsverlust können proportional zur fehlenden Oberfläche betrachtet werden. Diese wichtige Annahme ergibt sich aus der konstanten Druckverteilung im Überschall, aus dem Auftrieb und Widerstand errechnet werden.
- Folglich spielt der Ort der Degradation nur in der Verschiebung des Angriffspunkts für Auftrieb und Widerstand der Heckklappe eine Rolle (Bild 3.24).



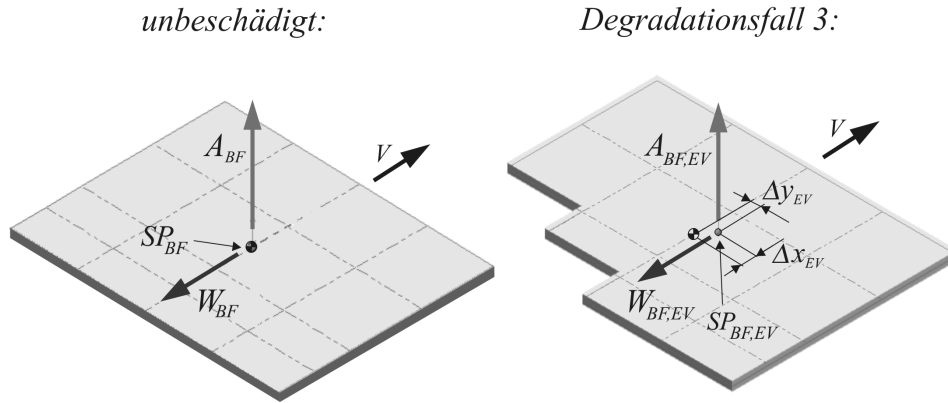


Bild 3.24 Prinzipdarstellung des verminderten Auftriebs und Widerstands aufgrund der Degradation einer Klappe im Gegensatz zur unbeschädigten Heckklappe

Gesamtauftrieb und -widerstand des Fluggeräts erfahren aufgrund einer degradierten Heckklappe eine geringe Verminderung um  $\Delta C_{A,EV}(\alpha, M)$  und  $\Delta C_{W,EV}(\alpha, M)$ , die durch geeignete Veränderung der aerodynamischen Datenbasis ermittelt werden konnte. Dies betrifft auch die Trimmstellung der Heckklappen, die um den Faktor  $\Delta \delta_{et,EV}(\alpha, M)$  verändert werden muss. Diese Veränderungen sind in Bild 3.25 in Abhängigkeit der Machzahl  $M$  und des Anstellwinkels  $\alpha$  abgebildet. Dabei kann, wie oben angenommen, von einem linearen Zusammenhang zwischen der Veränderung des Beiwerts bzw. Trimmung und der Verlustfläche der Klappe ausgegangen werden.

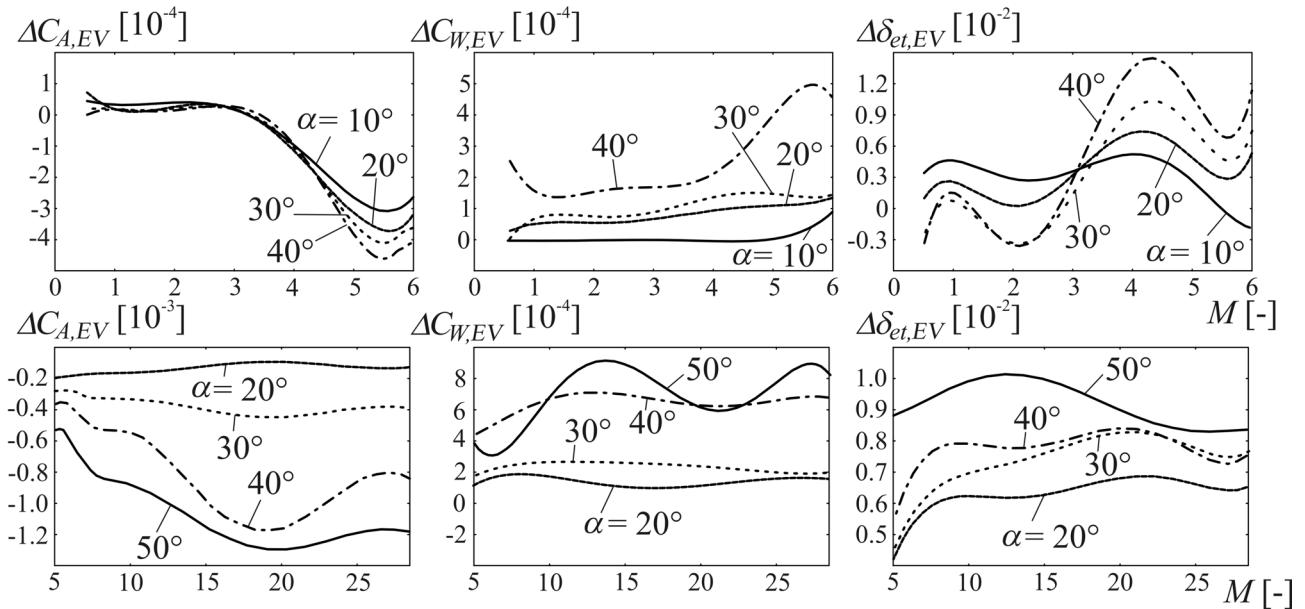


Bild 3.25 Änderung des Auftriebsbeiwerts  $\Delta C_{A,EV}$ , Widerstandsbeiwerts  $\Delta C_{W,EV}$  und Trimmheckklappenstellung  $\Delta \delta_{et,EV}(\alpha, M)$  für das Störfallszenario „Effizienzverlust einer Heckklappe“

Auftrieb, Widerstand und Trimmstellung der Heckklappen ergeben sich dann zu:

$$A = \left( C_{A,\delta_{sb}=0}(\alpha, M) + \Delta C_{A,EV}(\alpha, M) \frac{S_{EV}}{S_{BF}} + C_{A\delta_{sb}}(\alpha, M) \delta_{sb} \right) \bar{q} S_{ref} \quad (3.14)$$

$$W = \left( C_{W, \delta_{sb}=0}(\alpha, M) + \Delta C_{W, EV}(\alpha, M) \frac{S_{EV}}{S_{BF}} + C_{W \delta_{sb}}(\alpha, M) \delta_{sb} \right) \bar{q} S_{ref} \quad (3.15)$$

$$\delta_{et}(\alpha, M) = \delta_{et, \delta_{sb}=0}(\alpha, M) + \Delta \delta_{et, EV}(\alpha, M) \frac{S_{EV}}{S_{BF}} + \Delta \delta_{et, \delta_{sb}}(\alpha, M) \delta_{sb} \cdot \quad (3.16)$$

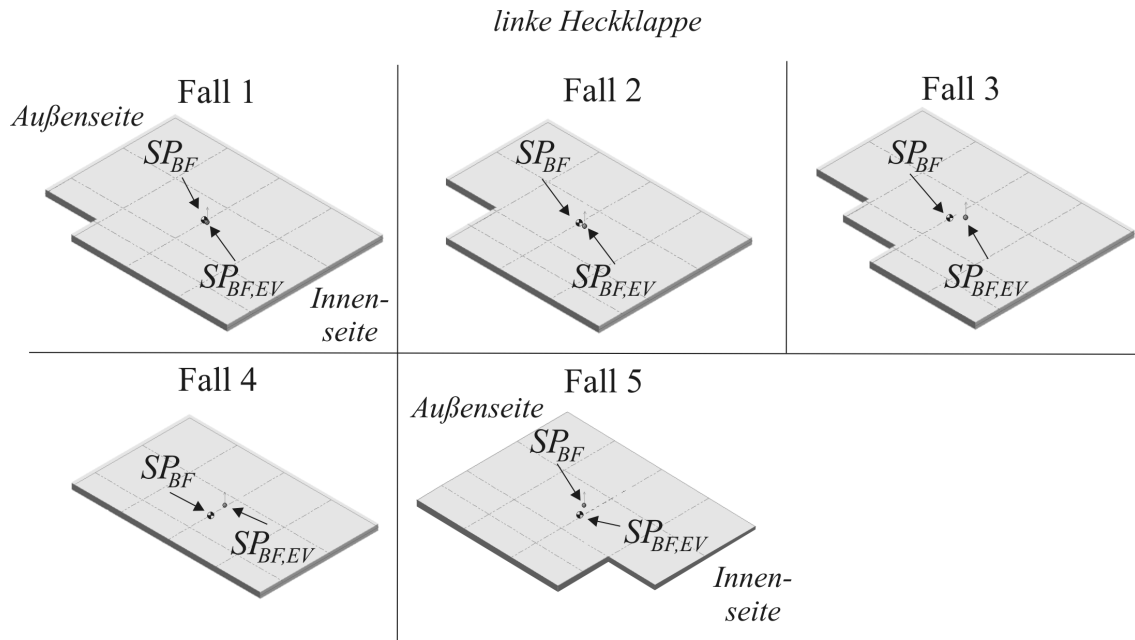


Bild 3.26 Modellerte Fälle für Störfallszenario „Effizienzverlust einer Klappe“

Es werden die in Bild 3.26 gezeigten Fälle untersucht, die einen unterschiedlichen Verlust an linker Klappenfläche  $S_{EV}$  und damit verbundener Verschiebung des Angriffspunktes für den lokalen Auftrieb und Widerstand  $(\Delta x_{EV}, \Delta y_{EV})$  der Klappe zur Folge haben (siehe Tabelle 3.5). Diese Fälle wurden als Gefahrenzonen der Heckklappen mit der höchsten Wahrscheinlichkeit, dass ein solches Störfallszenario eintritt, eingestuft. Der Hauptgrund für diese Annahme ist die Anordnung der beiden Heckklappen zueinander, so dass eine gegenseitige, zusätzliche Aufheizung (Anstrahlen, Fall 5) stattfindet und somit auch im Innenbereich sehr hohe Temperaturen an der Heckklappe erwarten lässt. Die besondere Auswirkung dieses Störfallszenarios betreffend auf die Steuerung und Lenkung wird in Kapitel 4.6.2 beschrieben.

	$S_{EV}$ [m <sup>2</sup> ]	$\Delta x_{EV}$ [m]	$\Delta y_{EV}$ [m]
Fall 1:	1.794	0.02146	0.02575
Fall 2:	1.716	0.03590	0.05385
Fall 3:	1.638	0.06112	0.06582
Fall 4:	1.559	0.09874	0
Fall 5:	1.716	0.03590	-0.05385

Tabelle 3.5 Verschiebung des degradierten Klappenschwerpunkts

### 3.1.3 Physikalische Beschränkungen

In diesem Kapitel wird die Modellierung der physikalisch wirkenden Belastungen, deren Einhaltung eine besondere Herausforderung an Fluglenkung und Flugregelung darstellen, für das untersuchte Fluggerät aufgezeigt. Um ein differenziertes physikalisches Modell zu erstellen, wird zwischen den Belastungsbegrenzungen, wie z.B. maximal zulässige Temperatur, Wärmefluss, Staudruck, Lastfaktor und Wärmelast, die für den Auftriebskörper und die einzelnen Stellflächen maßgeblich sind, unterschieden.

#### 3.1.3.1 Auftriebskörper

Die für die Referenzmission zulässigen Belastungsvorgaben für das Wiedereintrittsfluggerät sind in Tabelle 3.6 dargestellt. Diese Grenzwerte sind für die Referenzmission einzuhalten, da bei einer Überschreitung (laut [98] überhalb 10%) eine Wiederverwendbarkeit bzw. bei größeren Überschreitungen eine sichere Rückkehr zur Erde nicht gewährleistet werden kann.

Zur Bestimmung des konvektiven Wärmeflusses im Staupunkt (der als Referenzpunkt für die Wärmelast herangezogen wird) wird ein vereinfachtes, semi-empirisches Modell nach [4] verwendet:

$$\dot{q} = 5.21058 \cdot 10^{-5} \cdot \sqrt{\frac{\rho}{r_{V,ref}}} V^{3.15}, \quad (3.17)$$

wobei  $\rho$  die Luftdichte der ungestörten Umgebung,  $r_{V,ref}$  der Nasenradius und  $V$  die Flugeschwindigkeit sind. Die Temperatur des Staupunkts kann durch Annahme eines Gleichgewichts zwischen aufgenommenem  $\dot{q}$  und abgestrahltem Wärmefluss  $\dot{q}_{abst}$  durch

$$\dot{q} = \dot{q}_{abst} = \varepsilon \sigma T^4 \rightarrow T = \sqrt[4]{\frac{\dot{q}}{\varepsilon \sigma}} \quad (3.18)$$

mit dem Emissionsgrad  $\varepsilon = 0.8$  und der Stefan-Boltzmann Konstante  $\sigma = 5.67051 \cdot 10^{-8} \text{ [W / m}^2 \text{ K}^4 \text{]}$  errechnet werden.

Die integrale Wärmelast  $q_W$  gibt Auskunft über die Belastungsgrenze des Thermalschutzsystems, das bei Überschreitung dieses Grenzwerts beschädigt werden kann. Das könnte, ähnlich wie bei der Columbia-Katastrophe [84], den Totalverlust des Fluggeräts zur Folge haben.

Die mechanischen Lasten, die auf Struktur und Besatzung einwirken, können laut [40] mittels Staudruck

$$\bar{q} = \frac{\rho}{2} V^2 \quad (3.19)$$

und Lastfaktor

$$n = \frac{\sqrt{A^2 + W^2}}{m_V g_0} \quad (3.20)$$

ausgedrückt werden, wobei  $A$  bzw.  $W$  den aerodynamischen Auftrieb bzw. Widerstand,  $m_V$  die Masse des Fluggeräts und  $g_0$  die Erdbeschleunigung auf Meereshöhe wiedergeben. Die Belastungsgrenzen des Fluggeräts sind in Tabelle 3.6 aufgeführt.

max. Wärmefluss $\dot{q}_{max}$ [kW/m <sup>2</sup> ]	1139.0
max. Wärmelast $q_{W,max}$ [MJ/m <sup>2</sup> ]	1300.0
max. Staudruck $\bar{q}_{max}$ [Pa]	14396
max. Lastfaktor $n_{max}$ [-]	2.5

Tabelle 3.6 Belastungsgrenzen des Fluggeräts für die Referenzmission

### 3.1.3.2 Stellflächen

Die maximal zulässigen Belastungen für die Heckklappe sind in Tabelle 3.2 zusammengefasst. Betroffen davon sind die Grenzwerte für thermische Last, Lagerscharniermoment, Anzahl an Zyklen und Beschränkung der Stellgeschwindigkeit der Heckklappe. Das thermische Lastmodell für die Heckklappe wurde aus Ergebnissen der aerothermodynamischen Untersuchungen [10], [66], [117], [105] und [48] des Wiedereintrittsfluggeräts abgeleitet. Es erfasst die wichtigsten Einflussgrößen wie Flugzustand, Anstellwinkel, Heckklappenstellung und lokalen Strömungszustand und wurde, wie in Bild 3.27 zu sehen, für den gesamten möglichen Wiedereintrittskorridor erstellt. Ein entscheidender Faktor für die thermische Belastung der Klappe ist dabei der bei  $M \approx 17.5$  in einer Höhe zwischen 57 und 63 km erwartete Strömungsumschlag zwischen laminarer und turbulenter Umströmung, der in Bild 3.27 veranschaulicht wird.

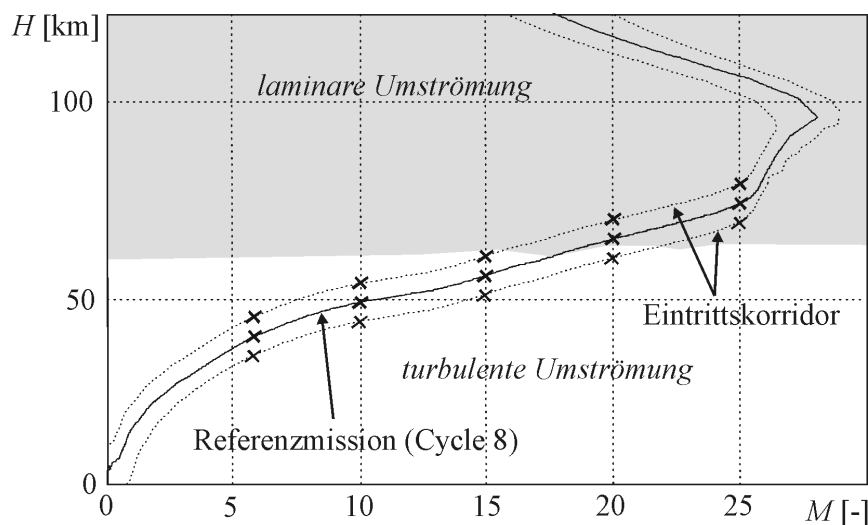


Bild 3.27 Höhenbereich für den modellierten Strömungszustand

Da für die Missionsanalyse die zulässigen Heckklappenstellungen (siehe Kapitel 4.6) ein entscheidendes Kriterium sind, ist nicht die Berechnung der Heckklappentemperatur vorgesehen, sondern die für ein bestimmtes Störfallszenario maximal erlaubte Heckklappenstellung, abhängig von einer vorgegebenen oder zu minimierenden Heckklappentemperatur. Die aufgrund von empirischen Untersuchungen in [102] zur maximalen Oberflächentemperatur in Abhängigkeit von Anstellwinkel und Heckklappenstellung entwickelte Berechnungsformel für den voll katalytischen Ansatz lautet dann:

$$T_{BF,max,\alpha} = T_{BF,max} + 10 \cdot (\alpha - 40^\circ) \quad (3.21)$$

$$\delta_{T_{BF,max}} = f_{laminar / turbulent}(T_{BF,max,\alpha}, M) \quad (3.22)$$

mit  $f_{laminar / turbulent}(T_{BF,max,\alpha}, M)$  als einer dreidimensionalen Polynomfunktion fünfter Ordnung, abhängig von der bereits auf den Anstellwinkel bezogenen Maximaltemperatur und der Machzahl, die für Höhenbereiche über 63 km bzw. unter 57 km einen laminaren bzw. turbulenten Strömungszustand voraussetzen. Im Höhenbereich zwischen beiden Grenzwerten wird zwischen den beiden Strömungszustandsfunktionen interpoliert. In Bild 3.28 ist die maximal zulässige Heckklappenstellung für laminare bzw. turbulente Umströmung abgebildet.

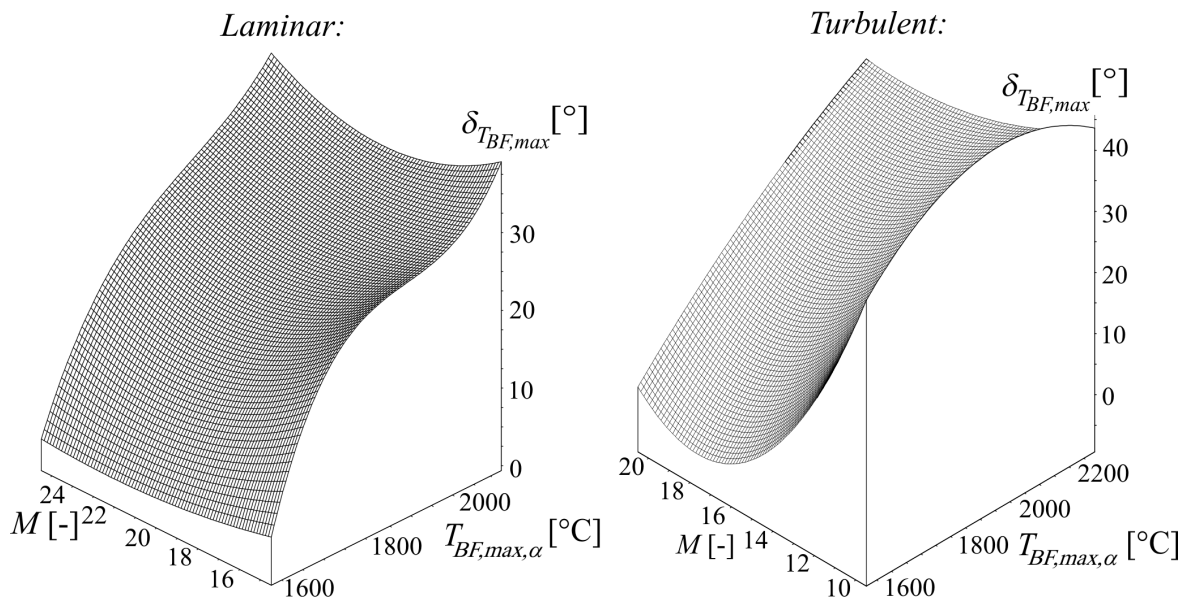


Bild 3.28 maximal zulässige Heckklappenstellung für laminare bzw. turbulente Umströmung

Die Modellierung der Lagerbelastung der Heckklappe wird äquivalent zu der Modellierung der Thermallasten durchgeführt. Dabei werden die Flugzustandsgrößen Machzahl, Anstellwinkel und Staudruck in Betracht gezogen

$$\delta_{M_{BF,max}} = \frac{f_{M_{BF,max}}(\alpha, M)}{\bar{q}}, \quad (3.23)$$

wobei die maximale Lagerbelastung, wie in Tabelle 3.2 zu sehen,  $M_{BF,max} = 25880$  Nm beträgt. In Bild 3.29 ist diese Lagerbelastungsfunktion abgebildet. Die in den Heckklappenscharnieren sitzenden Spezialkeramikgleitlager unterliegen strengen Anforderungen in Bezug auf Anzahl der Zyklen

und integralen Ausschlagswinkel. Dabei wird ein Zyklus nach [77] als Änderung des Ausschlags um mindestens ein Grad definiert. Eine weitere Anforderung der Keramiklager betrifft den integrierten Klappenausschlag, der nicht über den in Tabelle 3.2 definierten Wert steigen darf.

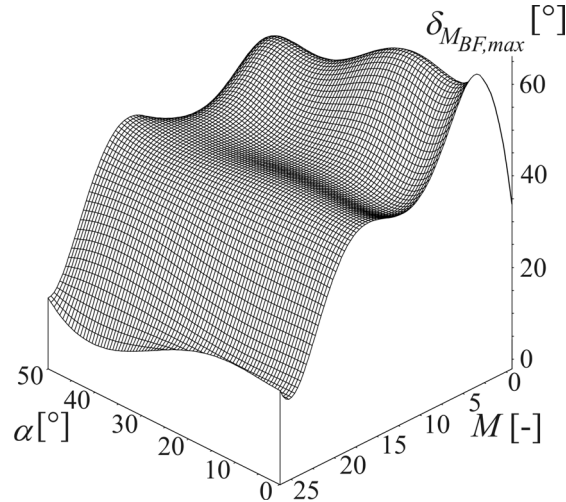


Bild 3.29 Lagerbelastungsfunktion  $f_{M_{BF,max}}(\alpha, M)$

Die Stellgeschwindigkeiten der beiden Aktuatoren für die Heckklappe ( $\dot{\delta}_{eL,max}$ ,  $\dot{\delta}_{eR,max}$ ) sind ebenfalls wegen der besonderen Anforderungen durch die extremen Temperaturen an die Lagerbelastungen gekoppelt. Vereinfacht können jedoch aufgrund der Staudruckabhängigkeit der Lagerbelastungen zwei verschiedene Staudruckbereiche für maximale Klappenstellgeschwindigkeiten definiert werden, die in Tabelle 3.7 dargestellt sind.

$0 \text{ kPa} < \bar{q} \leq 5 \text{ kPa}$	$30 \text{ }^\circ/\text{s}$
$5 \text{ kPa} < \bar{q} \leq 14 \text{ kPa}$	$15 \text{ }^\circ/\text{s}$

Tabelle 3.7 Maximale Klappenstellgeschwindigkeiten

Die beiden Seitenruder, welche aus Metall gefertigt sind, dürfen aufgrund der hohen thermischen Belastungen erst ab einer Machzahl  $M < 6$  ausgeschlagen werden. Es besteht daher bei Einhaltung dieser Beschränkung nicht die Gefahr einer thermischen Überbelastung. Aufgrund der geringeren Anforderungen an die thermische Belastbarkeit und der damit verbundenen optimalen Dimensionierung des Seitenruderlagers kann die maximal erlaubte Stellgeschwindigkeit als konstant zu  $15 \text{ }^\circ/\text{s}$  [30] angenommen werden. Die Lagerbelastung der Seitenruder kann äquivalent zu der Modellierung der Lagerbelastung der Heckklappe durchgeführt werden. Allerdings wird in diesem Fall direkt, wie in Bild 3.30 zu sehen, der Seitenruderscharniermomentenbeiwert abhängig vom Anstellwinkel und Machzahl für den Luftbremsenausschlag  $\delta_{sb} = -12^\circ, 0^\circ, 12^\circ$  modelliert und anschließend innerhalb der Berechnung linear je nach gegebenen Luftbremsenausschlag interpoliert. Das Seitenrudermoment kann dann nach Gl. (3.24) errechnet werden.

$$M_R = C_{M_{R\delta_{sb}}}(\alpha, M)\delta_{sb}\bar{q}S_R l_R \quad (3.24)$$

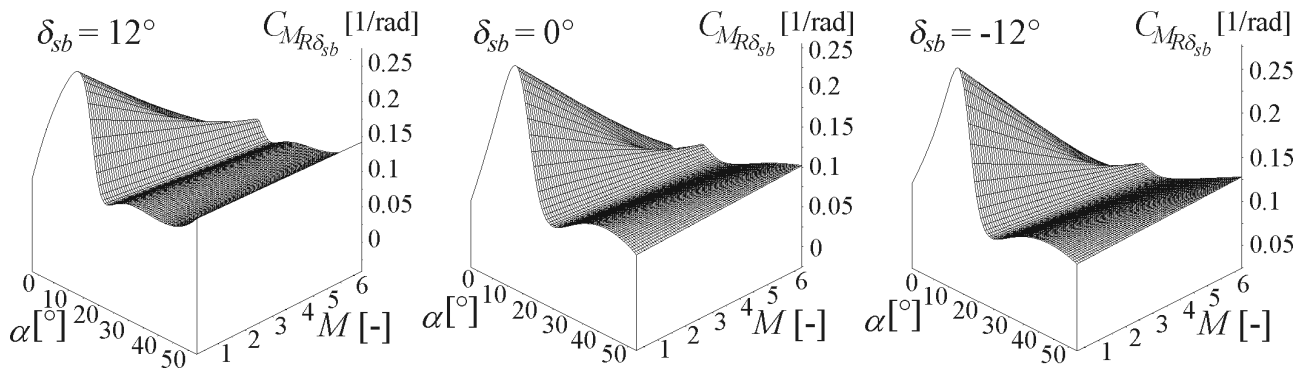


Bild 3.30 Seitenruderscharniermomentenbeiwert  $C_{M_{R\delta_{sb}}}$  für verschiedene Luftbremsenausschläge

### 3.1.4 Modellierung der Lageregelungstriebwerke

Zusätzlich zu den aerodynamischen Stellflächen besitzt das untersuchte Wiedereintrittsfluggerät, wie in Kapitel 2.2 beschrieben, ein weiteres Steuerungsorgan. Dieses besteht aus acht gleichartigen, mit Stickstoff betriebenen Lageregelungstriebwerken, die an der Rückwand des Fluggeräts eingebaut sind. Sie dienen im Referenzfall dazu, um im Orbit und zu Beginn des Wiedereintritts, wenn noch keine ausreichende aerodynamische Wirksamkeit der Stellflächen vorhanden ist, Abkopplungsmanöver von der Raumstation, Lage- bzw. Kursänderung und Rotationsmanöver um alle Achsen durchführen zu können. Die Lageregelungstriebwerke im vorderen Teil des Fluggeräts dürfen aufgrund von Sicherheitsaspekten während des Wiedereintritts nicht genutzt werden. Dabei müssen, wie in Bild 3.31 gezeigt, in allen drei Freiheitsgraden unabhängig voneinander Steuerungsmomente erzeugt werden können. Die dabei wirkenden Kräfte können aufgrund der geringen Größe in der aerodynamischen Kräftebilanz (Auftrieb bzw. Widerstand) vernachlässigt werden. Der Treibstoffdurchsatz  $\dot{m}_{LT}$  ist auf den maximal zur Verfügung stehenden Schub bezogen.

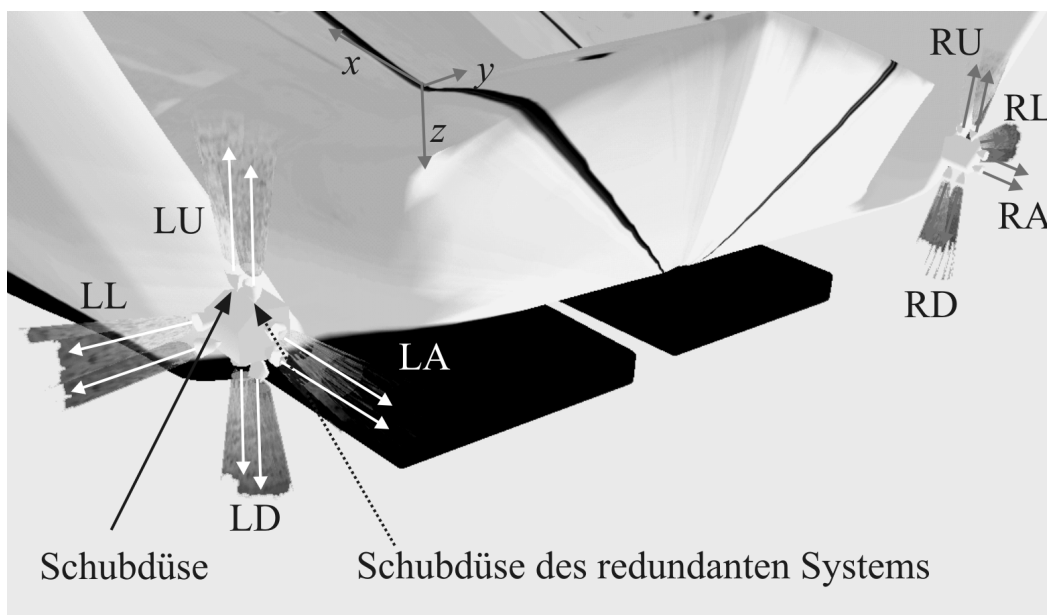


Bild 3.31 Anordnung der Lageregelungstriebwerke

Der zur Erzeugung von verschiedenen gerichteten Steuerungsmomenten (Rotation des Fluggeräts) notwendige Abstand zum Schwerpunkt des Fluggeräts sowie verschiedene Kenngrößen der Lageregelungstriebwerke sind in Tabelle 3.8 und Tabelle 3.9 zusammengefasst. Dabei soll aufgrund der sehr geringen Differenz in z-Richtung angenommen werden, dass diese Komponente bei der Berechnung der Steuerungsmomente nicht zusätzlich berücksichtigt werden muss. Die Steuermomente können dann durch geeignete Kombination der einzelnen Schubvektoren zusammengestellt werden. (z.B. entsteht ein positives Rollmoment durch Nutzung der Lageregelungstriebwerke LD und RU.) Bei der Modellierung des maximal erzeugbaren Schubes eines Triebwerks, der alle triebwerksrelevanten Kenngrößen laut [79] beinhaltet, wird dem Einfluss der Atmosphäre und der damit verbundenen Verringerung des Maximalschubes durch

$$F_{max} = -1.917 \cdot 10^{-4} \frac{\text{N}}{\text{Pa}} \cdot p_a + F_{Vakuum,max} \quad (3.25)$$

Rechnung getragen, wobei  $p_a$  den atmosphärischen Druck darstellt. In [41] und [46] wird der Einfluss von gepulsten (Rechteckimpuls) Lageregelungstriebwerken untersucht. Dabei konnte gezeigt werden, dass der Effekt eines impulsartigen Aufbringens von Steuermomenten mittels Lageregelungstriebwerke aufgrund der extrem kleinen Zeitintervalle (40 Millisekunden Mindestdauer eines Impulses) einen vernachlässigbaren Einfluss auf die Berechnung der Treibstoffmasse hat.

links	$\Delta X$ [m]	$\Delta Y$ [m]	Schubvektor	rechts	$\Delta X$ [m]	$\Delta Y$ [m]	Schubvektor
LU	4.04	-1.93	0, 0, -1	RU	4.04	1.93	0, 0, -1
LD	4.04	-1.93	0, 0, 1	RD	4.04	1.93	0, 0, 1
LL	3.85	-2.03	0, -1, 0	RL	3.85	2.03	0, 1, 0
LA	4.12	-1.96	-1, 0, 0	RA	4.12	1.96	-1, 0, 0

Tabelle 3.8 Lage und Schubvektor der einzelnen Lageregelungstriebwerke

Kenngrößen eines Lageregelungstriebwerks	
Vakuum Schub $F_{Vakuum,max}$ [N]	111 N (25 lbf.)
Treibstoffdurchsatz $\dot{m}_{LT,max}$ [kg/s]	0.1815
Treibstoffart	Monomethyl Hydrazin (MMH)
Gewicht eines Triebwerks [kg]	1.75
Treibstoffvorrat $m_{LT}$ [kg]	40 kg (Referenzfall)

Tabelle 3.9 Kenngrößen eines Lageregelungstriebwerkes

Daher wird in dieser Untersuchung davon ausgegangen, dass die benötigten Steuermomente mittels Lageregelungstriebwerke zeitlich nicht verzögert sind und in jeder gewünschten Größe bis hin zum Maximalschub aufgebracht werden können. Die Verwendung der in Kapitel 2.2 beschriebenen re-



dundanten Lageregelungstriebwerke wird durch den Faktor  $n_{LT} = 2$  modelliert, d.h. eine Verdopplung des Maximalschubes eines jeden Triebwerks kann vereinfacht angenommen werden:

$$F_{gesamt,max} = n_{LT} \cdot F_{max}. \quad (3.26)$$

Da sich der maximal zur Verfügung stehende Schub der Lageregelungstriebwerke als entscheidender Beitrag zum sicheren Wiedereintritt für Störfallszenarien von aerodynamischen Stellflächen herausstellt, werden verschiedene Kombinationen von Lageregelungstriebwerken untersucht, die das Ziel haben, eine Vergrößerung des maximalen Schubes auf  $F_{gesamt,max} \approx 1000$  N zu erzielen. Größere Maximalschübe sind mit monopropellanten Lageregelungstriebwerken nicht zu erreichen. Auch das untersuchte Modell 2 (siehe Tabelle 3.10), bei dem ein redundantes Lageregelungstriebwerk mit einem Schub von etwa 900 N erforderlich ist, müsste neu entwickelt werden. (Das bisher größte Monopropellant-Triebwerk stammt von der russischen Firma KBKhimMash mit  $F_{Vakuum,max} = 600$  N / DMT-600 MMH, das laut [93] im Rahmen des Hermes-Projekts entwickelt wurde.)

Dabei wird ausschließlich eine Veränderung des redundanten Lageregelungstriebwerksatzes angedacht, da für den Referenzfall die Lageregelungstriebwerks-Konfiguration nicht verändert werden soll. Die entscheidende Komponente bei der Vergrößerung des maximal zur Verfügung stehenden Schubes ist der Treibstoffdurchsatz. Laut [2] und [93] wird der spezifische Treibstoffdurchsatz bei größeren Lageregelungstriebwerken aufgrund der geringeren, durch kleinere Reibungseffekte bedingten Strömungsverluste gesenkt. So werden beim amerikanischen Space Shuttle sowohl Lageregelungstriebwerke mit  $F_{Vakuum,max} = 111$  N (Kaiser Marquardt R-1E) als auch größere Triebwerke mit einem maximalen Schub von  $F_{Vakuum,max} = 3870$  N (Kaiser Marquardt R-40) genutzt. Der auf den gleichen Schub bezogene Massendurchfluss kann dabei um 58.5% gesenkt werden. Nimmt man eine lineare Verteilung dieser gestiegenen Effektivität an, so lässt sich für ein 4-fach bzw. 8-fach vergrößertes Triebwerk ein Treibstoffdurchsatz von  $\dot{m}_{LT,max} = 0.494$  kg/s bzw.  $\dot{m}_{LT,max} = 0.909$  kg/s berechnen. Diese Berechnungen decken sich auch mit dem angegebenen Treibstoffdurchsatz des 400 N schubstarken Space CHT 400-Triebwerks (EADS), das bei der Ariane 5 zur Lageregelung ([93]) verwendet wird. Die Forderung eines maximalen Schubes von 1000 N (geringere Wandfläche - weniger Reibungseffekte aufgrund einer geringeren Grenzschicht,  $n_{LT} = 9$ ) kann durch drei verschiedene Ansätze für die redundanten Lageregelungstriebwerke erfüllt werden:

1. Anstatt eines Systems von redundanten Lageregelungstriebwerken werden acht weitere Systeme eingebaut. Der Treibstoffdurchfluss für den maximalen Schub wird daher verachtacht, wobei dieser Fall nur zu Vergleichszwecken dienen soll.
2. Das System von redundanten Lageregelungstriebwerken wird durch ein System ersetzt, das auf eine Erhöhung des maximalen Schubes auf  $F_{Vakuum,max} = 888$  N (200 lbf.) vergrößerter Lageregelungstriebwerke basiert. Der spezifische Treibstoffdurchsatz kann somit um 33.2% gegenüber dem ersten Ansatz gesenkt werden.
3. Es werden zwei redundante Systeme eingebaut, deren Lageregelungstriebwerke einen jeweils auf  $F_{Vakuum,max} = 444$  N (100 lbf.) vergrößerten Maximalschub besitzen. Der Treibstoffdurchsatz kann dabei um 29.5% gesenkt werden.

Legt man eine lineare Interpolation zugrunde, beläuft sich die Erhöhung des Gewichtes aufgrund der Vergrößerung des gesamten Systems von redundanten Lageregelungstriebwerken laut [67] auf ca. 4.28 kg für Ansatz 2 bzw. ca. 10 kg für Ansatz 3 und kann daher vernachlässigt werden. Die untersuchten Auslegungsvarianten (nominales und redundantes System zusammengefasst) sind in Tabelle 3.10 zusammengefasst.

	Beschreibung	$F_{gesamt,max}$ [N]	$\dot{m}_{LT,max}$ [kg/s]	$n_{LT}$
Nominal	1 x 111 N + 1 x 111 N	222 (Vakuum)	0.362	2
Modell 1	1 x 111 N + 8 x 111 N	999 (Vakuum)	1.632	9
Modell 2	1 x 111 N + 1 x 888 N	999 (Vakuum)	1.091	9
Modell 3	1 x 111 N + 2 x 444 N	999 (Vakuum)	1.168	9

Tabelle 3.10 Auslegungsvarianten des redundanten Triebwerkssystems

Für den gesamten Treibstoffdurchsatz gilt

$$\dot{m}_{LT} = \frac{F_{Schub,bn}}{F_{gesamt,max}} \dot{m}_{LT,max} \quad , \quad (3.27)$$

wobei  $F_{Schub,bn}$  den gesamtbenötigten Schub der Lageregelungstriebwerke darstellt. Eine weitere Verfeinerung des zu untersuchenden Treibstoffverbrauchs betrifft die Abhängigkeit des benötigten Schubes vom Treibstoffdurchsatz, da in der Realität nur der Maximalschub zur Verfügung steht. So wird zusätzlich angenommen, dass aufgrund von Reibungsverlusten und somit geringerer Wirkungsgrade der gesamte Treibstoffdurchsatz für die vergrößerten redundanten Lageregelungstriebwerke linear anwächst. Somit entsteht eine Abhängigkeit des stationären Treibstoffdurchsatzes vom benötigten Schubmoment, wobei der Maximalverlust - da die Impulsdauer laut [46] nicht entsprechend zum vergrößerten Schub verringert werden kann - bei einem sehr geringen Schubbedarf auf 10% des maximalen Schubes angenommen wird. Damit gilt für ein größeres benötigtes Schubniveau im Vakuum als  $F_{Schub,bn} > 111$  N:

$$\dot{m}_{bn}(F_{Schub,bn}) = 1.1 \dot{m}_{LT,max} - 0.1 \frac{F_{Schub,bn}}{F_{gesamt,max}} \dot{m}_{LT,max} \quad (3.28)$$

$$\dot{m}_{LT} = \frac{F_{Schub,bn}}{F_{gesamt,max}} \dot{m}_{bn}(F_{Schub,bn}) \quad (3.29)$$

Somit ist es möglich zu untersuchen, welchen Einfluss ein weiter verfeinertes Schubmodell auf die benötigte Treibstoffmasse besitzt.

### 3.1.5 Modellierung des Deorbit-Moduls

Das Deorbitmodul des untersuchten Fluggeräts stellt die einzige nicht wieder verwendbare Komponente des Systems dar. Der Schub  $F_{Deorbit}$  des Deorbit-Moduls wird dazu benötigt, um einen Bremsimpuls zu generieren, der das Fluggerät verlangsamt und somit den Beginn des Wiederein-

tritts initiiert. Die jeweiligen Eintrittsbedingungen können bei konstantem Schub über die Brenndauer des Deorbiterschubmanövers  $t_{Deorbit}$  bestimmt werden. Der Schub  $F_{Deorbit}$  ergibt sich aus der Kombination von vier gleichzeitig aktivierten Triebwerken, die am Deorbit-Modul installiert sind. Die für die Modellierung dieses Deorbit-Moduls notwendigen Daten sind in Tabelle 3.11 zusammengefasst.

$F_{Deorbit}$ [N]	4 x 1024
$\dot{m}_{Deorbit}$ [kg/s]	1.52736
$m_{Deorbit}$ [kg]	1836.5
$m_{Treibstoff,Deorbit}$ [kg]	884.5

Tabelle 3.11 Schub- und Massedaten des Deorbit-Moduls

## 3.2 Geophysikalische Modellierung

Im folgenden Abschnitt wird auf die mathematische Modellierung der Umgebung, in der sich das Fluggerät bewegt, eingegangen.

### 3.2.1 Erdform

Die durch Rotation der Erde wirkenden Zentrifugalkräfte können im Wiedereintritt nicht vernachlässigt werden. Erdkrümmungen höherer Ordnung sollen hingegen unberücksichtigt bleiben.

Die Erde wird somit als rotierende Kugel mit

$$r_E = 6.371 \cdot 10^6 \text{ m} \quad (3.30)$$

$$\omega_E = 7.29 \cdot 10^{-5} \text{ 1/s} \quad (3.31)$$

angenommen.

### 3.2.2 Gravitationsfeld der Erde

Für die Abhängigkeit der Erdbeschleunigung  $g$  von der Höhe  $h$  wird wie in [73] das übliche Zentralkraftmodell verwendet

$$g(h) = g_0 \left( \frac{r_E}{r_E + h} \right)^2, \quad (3.32)$$

mit  $g_0 = 9.82025 \text{ m/s}^2$  für eine kugelförmige Erde mit homogener Massenverteilung.

### 3.2.3 Atmosphäre

In [73] wurde auf der Grundlage der U.S. Standard Atmosphäre von 1976 [94] ein mehrfach stetig differenzierbares Atmosphärenmodell (mit Ausnahme der Höhen 86, 93, 150, 200 km) für den gesamten Wiedereintrittsbereich (Orbit bis Erdoberfläche) entwickelt. Ein mehrfach stetig differenzierbares Modell hat für die Optimierungsbetrachtungen den Vorteil einer schnelleren Konvergenz und wird mit Hilfe von [64] aus Polynomfunktionen gebildet.

Dem Luftdruck in [Pa] wird sich dabei für den Höhenbereich 0 bis 200 km mit folgender Funktion angenähert:

$$p = 100 \cdot \exp \left[ \frac{a_1 h^4 + a_2 h^3 + a_3 h^2 + a_4 h + a_5}{a_6 h^3 + a_7 h^2 + a_8 h + a_9} + \cos(b_1 h^{b_2} + b_3) \frac{b_4}{b_5 h + b_6} \right] \quad (3.33)$$

Die Luftdichte in [kg/m<sup>3</sup>] für denselben Höhenbereich wird durch folgende Näherung ausgedrückt:

$$\rho = \exp \left[ \frac{c_1 h^5 + c_2 h^4 + c_3 h^3 + c_4 h^2 + c_5 h + c_6}{c_7 h^3 + c_8 h^2 + c_9 h + c_{10}} + \cos(d_1 h^{d_2} + d_3) \frac{d_4}{d_5 h + d_6} - e_1 \exp(e_2 (h - e_3)^2) \right] \quad (3.34)$$

Die Werte für die Koeffizienten der Polynomfunktion sind in Tabelle 3.12 zu sehen, wobei Luftdruck und Luftdichte in 200 km auf Null gesetzt sind.

$a_1 = 4.69832 \cdot 10^{-8}$	$b_1 = 2.6294 \cdot 10^{-1}$	$c_1 = 1.53225 \cdot 10^{-10}$	$d_1 = 2.6294 \cdot 10^{-1}$
$a_2 = -3.42645 \cdot 10^{-5}$	$b_2 = 0.83$	$c_2 = -2.13594 \cdot 10^{-8}$	$d_2 = 0.83$
$a_3 = 6.42304 \cdot 10^{-3}$	$b_3 = 4.0$	$c_3 = -2.81202 \cdot 10^{-5}$	$d_3 = 3.7$
$a_4 = -4.82396 \cdot 10^{-1}$	$b_4 = 1.0 \cdot 10^{-1}$	$c_4 = 6.06600 \cdot 10^{-3}$	$d_4 = 1.0 \cdot 10^{-1}$
$a_5 = 1.19310 \cdot 10^1$	$b_5 = 5.0 \cdot 10^{-2}$	$c_5 = -3.46014 \cdot 10^{-1}$	$d_5 = 1.5 \cdot 10^{-2}$
$a_6 = 6.37481 \cdot 10^{-8}$	$b_6 = 5.0 \cdot 10^{-1}$	$c_6 = 1.03970$	$d_6 = 3.0 \cdot 10^{-1}$
$a_7 = 1.40077 \cdot 10^{-4}$		$c_7 = 0.0$	$e_1 = -2.6 \cdot 10^{-1}$
$a_8 = -2.94884 \cdot 10^{-2}$		$c_8 = 1.76969 \cdot 10^{-4}$	$e_2 = -5.0 \cdot 10^{-3}$
$a_9 = 1.68831$		$c_9 = -3.80665 \cdot 10^{-2}$	$e_3 = -92.0$
		$c_{10} = 2.15211$	

Tabelle 3.12 Koeffizienten für Druck- und Dichteberechnung

Die Temperatur kann mittels der allgemeinen Gasgleichung ermittelt werden:

$$T = \frac{p}{\rho \cdot R} \quad (3.35)$$

Die Gaskonstante  $R$  kann für den Höhenbereich 0 bis 93 km als konstant mit  $R = 287.057 \text{ J/kgK}$  angenommen werden. Für größere Höhen wird eine leichte Vergrößerung der Gaskonstante mit folgender Formel angenähert beschrieben:

$$R = 0.91 \cdot (h - 93) + 287.057. \quad (3.36)$$

Im Höhenbereich 0 bis 86 km wird sich der Schallgeschwindigkeit mit folgender Formel angenähert

$$a = \sqrt{\kappa \cdot R \cdot T}, \quad (3.37)$$

wobei nach [72] für die in diesem Höhenbereich auftretenden Temperaturen ein konstanter Isotropenexponent von  $\kappa = 1.4$  angenommen werden kann. Für größere Höhenbereiche wird der Wert für die Schallgeschwindigkeit konstant auf den Wert in 86 km Höhe gesetzt.

### 3.3 Dynamik

Translatorische und rotatorische Bewegungen des Wiedereintrittsfluggeräts im Raum werden im inertialen Bezugssystem durch den Impuls- und den Drallsatz beschrieben:

$$\text{Impulssatz: } \frac{dI}{dt} = \sum \vec{F} = \frac{d}{dt} (m_v \cdot \vec{V}) \quad (3.38)$$

$$\text{Drallsatz: } \frac{dD}{dt} = \sum \vec{M} = \mathbf{I} \dot{\vec{\omega}} + \vec{\omega} \times \mathbf{I} \vec{\omega} \quad (3.39)$$

Im nachfolgend behandelten Koordinatensystem können die translatorischen und rotatorischen Bewegungsgleichungen nach [112] oder [88] beschrieben werden. Aufgrund der deutlich kleineren Masse des Wiedereintrittsfluggeräts gegenüber der Masse der Erde darf von einem Ein-Körper-Problem ausgegangen werden.

#### 3.3.1 Koordinatensysteme

Die Beschreibung der Bewegung eines Fluggeräts durch das im Flugzeugschwerpunkt ruhende geodätische Koordinatensystem in nicht rotierenden geozentrischen Koordinaten (Inertialsystem) berücksichtigt die für die Wiedereintrittsphase relevante Rotation der Erde. Die Position des Schwerpunkts des Fluggeräts wird dabei in Kugelkoordinaten mit geographischer Länge  $\lambda$ , geographischer Breite  $\delta$  und Erdmittelpunktsabstand  $r_E + h$  angegeben.

Der Ursprung des aerodynamischen Koordinatensystem, welches bei Vernachlässigung des Windinflusses mit dem bahnachsenfesten Koordinatensystem gleichgesetzt werden kann, befindet sich

im Schwerpunkt des Fluggeräts und ist um den Bahnazimuth  $\chi$  und den Bahnneigungswinkel  $\gamma$  gegenüber dem geodätischen Achsenkreuz gedreht.

Der Wechsel vom aerodynamischen in das flugzeugfeste System erfolgt über die Drehung um den Anstellwinkel  $\alpha$ , den Schiebewinkel  $\beta$  und den Flugwindhängewinkel  $\mu$ . Zur besseren Veranschaulichung sind wichtige Größen in Bild 3.32 abgebildet.

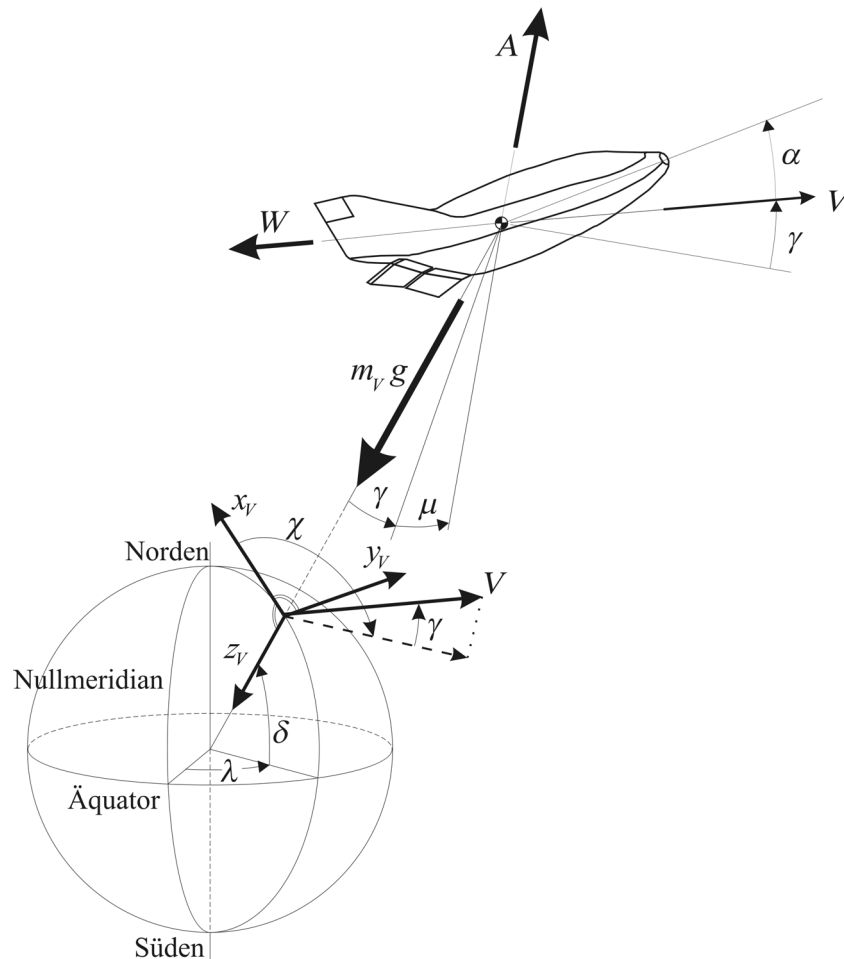


Bild 3.32 Wirkende Kräfte am Fluggerät

### 3.3.2 Bewegungsgleichungen

Ausgehend vom Impulssatz, der Auskunft über die Beschleunigung eines Massenelements unter dem Einfluss von angreifenden Kräften gibt, können die translatorischen Bewegungsgleichungen nach Gleichung (3.40) unter Berücksichtigung einer rotierenden, kugelförmigen Erde angeschrieben werden. Wie bei Wiedereintrittsbetrachtungen üblich ([82], [81], [116]), handelt es sich bei den angegebenen Zustandsgrößen, um die Position des Fluggeräts (Flughöhe  $h$ , geographische Breite und Länge  $\delta$  und  $\lambda$ ) und die Fluggeschwindigkeit  $V$ , den Flugbahnneigungswinkel  $\gamma$  und den Flugwindazimuth  $\chi$ .

Die Modellierung der aerodynamischen Kräfte Auftrieb  $A$ , Widerstand  $W$  und Seitenkraft  $Y$  wurde in 3.1.2 beschrieben. Die Schubkraft des Deorbit-Moduls  $F_{Deorbit}$  (nur während des Deorbitmanövers) geht aus Kapitel 3.1.5 hervor.

$$\begin{aligned}
\frac{dh}{dt} &= V \sin \gamma \\
\frac{d\delta}{dt} &= \frac{V \cos \gamma \cos \chi}{r_E + h} \\
\frac{d\lambda}{dt} &= \frac{V \cos \gamma \sin \chi}{(r_E + h) \cos \delta} \\
\frac{dV}{dt} &= \frac{-W + F_{Deorbit} \cos \alpha}{m_V} - g \sin \gamma + \omega_E^2 (r_E + h) \cos \delta (\sin \gamma \cos \delta - \cos \gamma \sin \delta \cos \chi) \\
\frac{d\gamma}{dt} &= \frac{A + F_{Deorbit} \sin \alpha}{m_V V} \cos \mu - \frac{Y}{m_V V} \sin \mu - \cos \gamma \left( \frac{V}{(r_E + h)} - \frac{g}{V} \right) + 2\omega_E \cos \delta \sin \chi \\
&\quad + \frac{\omega_E^2 (r_E + h)}{V} \cos \delta (\cos \gamma \cos \delta - \sin \gamma \sin \delta \cos \chi) \\
\frac{d\chi}{dt} &= \frac{A}{m_V V \cos \gamma} \sin \mu - \frac{Y}{m_V V \cos \gamma} \cos \mu + \frac{V}{(r_E + h)} \cos \gamma \sin \chi \tan \delta \\
&\quad - 2\omega_E (\tan \gamma \cos \delta \cos \chi - \sin \delta) + \frac{\omega_E^2 (r_E + h)}{V \cos \delta} \sin \delta \cos \delta \sin \chi
\end{aligned} \tag{3.40}$$

Abgeleitet vom Drallsatz können drei Bewegungsgleichungen für die zeitlichen Änderungen der Drehgeschwindigkeiten im körperfesten System angeschrieben werden:

$$\begin{aligned}
\frac{dp}{dt} &= \frac{I_z (L_C + L_{0,A}) + I_{xz} (N_C + N_{0,A}) + pqI_{xz} (I_z + I_x - I_y) + qr (I_z (I_y - I_x) - I_{xz}^2)}{I_x I_z - I_{xz}^2} \\
\frac{dq}{dt} &= \frac{(M_C + M_{0,A}) + rp (I_z - I_x) + I_{xz} (r^2 - p^2)}{I_y} \\
\frac{dr}{dt} &= \frac{I_{xz} (L_C + L_{0,A}) + I_x (N_C + N_{0,A}) + pq (I_{xz}^2 + I_x (I_x - I_y)) + qr I_{xz} (I_y - I_x - I_z)}{I_x I_z - I_{xz}^2}
\end{aligned} \tag{3.41}$$

Dabei wird generell zwischen Momentenanteilen unterschieden, die sich aus der Bewegung des Fluggeräts ergeben ( $\vec{M}_{res,0,A}$ ), und Anteilen ( $\vec{M}_{res,C}$ ), die mit den zur Verfügung stehenden Stellflächen ( $\vec{M}_{res,AS}$ ) und/oder Lageregelungstriebwerken ( $\vec{M}_{res,LT}$ ) aufgebracht werden müssen.

Der Vektor des resultierenden aerodynamischen Moments  $\vec{M}_{res,0,A}$  ergibt sich zu:

$$\vec{M}_{res,0,A} = \begin{pmatrix} L_{0,A} \\ M_{0,A} \\ N_{0,A} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} C_{l\beta} \beta + C_{lp} p \\ C_{m\alpha} (\alpha - \alpha_C) + C_{mq} q \\ C_{n\beta} \beta + C_{nr} r \end{pmatrix} \bar{q} S_{ref} l_\mu \tag{3.42}$$

Für den Steuervektor  $\vec{M}_{res,C}$  gilt:

$$\vec{M}_{res,C} = \begin{pmatrix} L_C \\ M_C \\ N_C \end{pmatrix} = \vec{M}_{res,AS} + \vec{M}_{res,LT} = \begin{pmatrix} L_{AS} + L_{LT} \\ M_{AS} + M_{LT} \\ N_{AS} + N_{LT} \end{pmatrix} \quad (3.43)$$

In Kapitel 4.2 dient diese Grundgleichung dazu, die Steuerausschläge der aerodynamischen Stellflächen sowie den Schub- bzw. Momentenbedarf der Lageregelungstriebwerke optimal zu errechnen.

Der Trägheitstensor  $\mathbf{I}$  mit den in Tabelle 3.13 abgebildeten Werten im körperfesten System lautet für das untersuchte Fluggerät:

$$\mathbf{I} = \begin{bmatrix} I_x & 0 & -I_{xz} \\ 0 & I_y & 0 \\ -I_{xz} & 0 & I_z \end{bmatrix} \quad (3.44)$$

Die Inverse des Trägheitstensors  $\mathbf{I}^{-1}$  bestimmt sich zu:

$$\mathbf{I}^{-1} = \frac{1}{I_x I_y I_z - I_{xz}^2 I_y} \begin{bmatrix} I_y I_z & 0 & I_{xz} I_y \\ 0 & I_x I_z - I_{xz}^2 & 0 \\ I_{xz} I_y & 0 & I_x I_y \end{bmatrix} \quad (3.45)$$

$I_x$ [kgm <sup>2</sup> ]	8135.0
$I_y$ [kgm <sup>2</sup> ]	75926.0
$I_z$ [kgm <sup>2</sup> ]	79315.0
$I_{zx} = I_{xz}$ [kgm <sup>2</sup> ]	3144.0

Tabelle 3.13 Daten des Trägheitstensors für das untersuchte Fluggerät

Die Winkel  $\alpha$  und  $\beta$  beschreiben die Lage des Fluggeräts bezüglich des aerodynamischen Geschwindigkeitsvektors, der aufgrund der Vernachlässigung des Windeinflusses mit dem Bahngeschwindigkeitsvektor in Orientierung und Größe gleichgesetzt werden kann.

Um die Gesamtbewegung untersuchen zu können, werden die zeitlichen Änderungen der Winkel  $\alpha$ ,  $\beta$  und  $\mu$  benötigt. Die Herleitung der zeitlichen Änderung der Lagewinkel mit der notwendigen Transformation zwischen bahnachsenfesten und flugzeugfesten System kann in [116] gefunden werden. Die zur Berechnung verwendeten Beziehungen lauten wie folgt:



$$\begin{aligned}
\frac{d\alpha}{dt} &= -p \cos \alpha \tan \beta + q - r \sin \alpha \tan \beta \\
&\quad + \frac{\cos \mu}{\cos \beta} \left[ \frac{d\delta}{dt} \cos \chi - \frac{d\gamma}{dt} + \left( \frac{d\lambda}{dt} + \omega_E \right) \cos \delta \sin \chi \right] \\
&\quad + \frac{\sin \mu}{\cos \beta} \left[ \frac{d\delta}{dt} \sin \chi \cos \gamma - \frac{d\gamma}{dt} \cos \gamma + \left( \frac{d\lambda}{dt} + \omega_E \right) (\sin \delta \cos \gamma - \cos \delta \cos \chi \sin \gamma) \right] \\
\frac{d\beta}{dt} &= p \sin \alpha - r \cos \alpha + \sin \mu \left[ \frac{d\delta}{dt} \cos \chi - \frac{d\gamma}{dt} + \left( \frac{d\lambda}{dt} + \omega_E \right) \cos \delta \sin \chi \right] \\
&\quad + \cos \mu \left[ \frac{d\chi}{dt} \cos \gamma - \frac{d\delta}{dt} \sin \gamma \sin \chi + \left( \frac{d\lambda}{dt} + \omega_E \right) (\cos \delta \sin \gamma \cos \chi - \sin \delta \cos \gamma) \right] \\
\frac{d\mu}{dt} &= p \cos \alpha \cos \beta - q \sin \beta + r \sin \alpha \cos \beta - \frac{d\alpha}{dt} \sin \beta + \frac{d\chi}{dt} \sin \gamma \\
&\quad + \frac{d\delta}{dt} \sin \chi \cos \gamma - \left( \frac{d\lambda}{dt} + \omega_E \right) (\cos \delta \cos \gamma \cos \chi + \sin \delta \sin \gamma)
\end{aligned} \tag{3.46}$$

### 3.3.3 Weitere Beziehungen für das Fluggerät

Die in Kapitel 3.1.3.1 beschriebene Wärmelast  $q_W$  an der Rumpfnase kann durch Integration des Wärmeflusses an der Nase  $\dot{q}$  errechnet werden:

$$q_W = \int_{t_0}^{t_f} \dot{q} dt \tag{3.47}$$

Die gesamte zur Verfügung stehende Treibstoffmasse der Lageregelungstriebwerke ist kleiner als ein Prozent der gesamten Fluggerätsmasse. Daher wird während des Wiedereintritts eine konstante Masse des Fluggeräts angenommen. Die Treibstoffmasse  $m_{LT}$  der Lageregelungstriebwerke kann durch Integration des stationären Massedurchflusses errechnet werden:

$$m_{LT} = \int_{t_0}^{t_f} \dot{m}_{LT} dt \tag{3.48}$$

## 3.4 Zusammenfassung

Die implementierten translatorischen und rotatorischen Bewegungsgleichungen stellen ein hochgradig nichtlineares, gekoppeltes Differentialgleichungssystem dar, dessen Komplexität notwendig ist, um die beschriebenen Störfallszenarien in ausreichender Genauigkeit untersuchen zu können. Großes Augenmerk wurde auch auf die realistische mathematische Nachbildung des aerodynamischen Modells und den physikalischen Beschränkungen des Wiedereintrittsfluggeräts gelegt, denen ebenfalls innerhalb der Bahnoptimierungsuntersuchungen eine entscheidende Bedeutung zukommt.

# Kapitel 4 Optimierungsbetrachtungen

Die Aufgabe, bei bestimmten Störfallszenarien die Flugbahn gezielt zu verändern, soll mittels einer Flugbahnoptimierung gelöst werden. Dabei soll eine zu definierende Steuergröße bestimmt werden, die das Fluggerät bei gegebenem Anfangszustand zielminimal in einen teilweise oder komplett vorgegebenen Endzustand überführt. Mathematisch wird also die Lösung des Optimierungsproblems mit minimaler Zielfunktion folgendermaßen beschrieben:

$$J = \Phi(\mathbf{x}(t_f)) = \min \quad (4.1)$$

Die mathematische Beschreibung des Flugsystems erfolgt über die Definition der translatorischen, rotatorischen und spezifischen (Integration des Wärmeflusses und der Treibstoffmasse) Differentialgleichungen, welche die Systemdynamik oder auch andere Zustände beschreiben, die in Kapitel 3.3.2 und Kapitel 3.3.3 definiert wurden:

$$\dot{\mathbf{x}}_i = f_i(\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t)), \quad i = 1, \dots, l \quad (4.2)$$

Die Zeit  $t$  steht für die unabhängige Variable „Flugzeit“. Die rechte Seite der Differentialgleichungen berechnet sich aus einer Funktion der Zustandsvariablen

$$\mathbf{x}_i(t), \quad i = 1, \dots, l \quad (4.3)$$

und der Steuergrößen

$$\mathbf{u}_i(t), \quad i = 1, \dots, m, \quad (4.4)$$

wie diese in Kapitel 4.2.2 definiert sind. Eine mathematische Lösung des Optimalsteuerungsproblems ergibt sich nur dann, wenn die Anfangsbedingungen für Zustände und Steuergrößen

$$\begin{aligned} \mathbf{x}_i(t = t_0) &= \mathbf{x}_{i,0}, & i &= 1, \dots, n_1 \\ \mathbf{u}_i(t = t_0) &= \mathbf{u}_{i,0}, & i &= 1, \dots, n_2 \end{aligned} \quad (4.5)$$

die in Kapitel 4.3.1 beschrieben werden, die Endbedingungen aus Kapitel 4.3.2

$$\mathbf{b}_i(\mathbf{x}(t_f), \mathbf{u}(t_f)) = 0, \quad i = 1, \dots, n_3 \quad (4.6)$$

und die Bahnbeschränkungen, Kapitel 4.4,

$$\mathbf{c}_i(\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t)) \geq 0, \quad i = 1, \dots, n_4 \quad (4.7)$$

erfüllt werden.

## 4.1 Verwendetes Optimierungsverfahren

Bei den numerischen Methoden der Flugbahnoptimierung unterscheidet man grundsätzlich zwischen direkten und indirekten Verfahren. Indirekte Verfahren sind dadurch gekennzeichnet, dass die optimale Steuerung mit Hilfe der adjungierten Variablen bestimmt werden kann. Im Gegensatz dazu wird bei den direkten Verfahren das Optimierungsproblem durch Parametrisierung der Steuerung in ein nichtlineares Parameteroptimierungsproblem (NLP) transformiert, das mit einem geeigneten Algorithmus gelöst werden kann. Aus Erfahrungen und Untersuchungen des Lehrstuhls für Flugmechanik und Flugregelung ([28] und [74]) in der Flugbahnoptimierung von Hyperschalltransportsystemen hat sich die Parameter-Optimierungsmethode PROMIS [80] unter Verwendung der graphischen Umgebung GESOP [88] als ein Verfahren herausgestellt, das bei komplexer mathematischer Modellierung den schnellsten Zugang zu Lösungen ermöglicht.

Die Steuerung  $\mathbf{u}$  wird durch geeignete Parametrisierung (Parametervektor  $\mathbf{p}$ ) an einer endlichen Anzahl Stützstellen vorgeschätzt. Durch Unterteilung des gesamten Zeitbereichs von  $t_0$  bis  $t_f$  in einzelne Phasen  $j$  werden die Freiheitsgrade der Optimierung wesentlich eingeschränkt, da nur Beschränkungen in den dafür relevanten Phasen beachtet werden müssen:

$$0 = t_0 < t_1 < \dots < t_{j-1} < t_j = t_f. \quad (4.8)$$

Dabei kann für jede einzelne Steuerkomponente folgende Beziehung angesetzt werden:

$$\mathbf{u}(t) = \mathbf{U}_j(\mathbf{p}, t), \quad t_k \leq t \leq t_{k+1}. \quad (4.9)$$

Die Funktion  $\mathbf{U}_j(\mathbf{p}, t)$  beinhaltet die Schätzungen der Steuergrößen für das Intervall  $j$ . Dabei kommen als mögliche Approximationstypen teilweise konstante oder lineare Funktionen in Frage. Im Anschluss erfolgt die Integration der Bewegungsgleichungen, die hinsichtlich der Zielfunktion minimiert werden sollen. Dies führt zu einem nichtlinearen Problem, das mit Hilfe eines geeigneten Verfahrens (SQP: Sequential Quadratic Programming, [8]) gelöst wird. Die Lösung des Optimierungsproblems ist dann erreicht, wenn die Änderung der Zielfunktion unterhalb eines definierten Wertes ist und alle Rand- und Phasenbedingungen erfüllt sind.

## 4.2 Methode der dynamischen Inversion

Wie in Kapitel 2.1.3 beschrieben, soll die Flugbahnoptimierung für eine Sechsfreiheitsgradbetrachtung (drei rotatorische und drei translatorische Freiheitsgrade) durchgeführt werden. Der Vorteil dieser komplexen Betrachtung und Implementierung liegt in der Berücksichtigung der Steuerausschläge, die notwendig sind, um die vorgegebene Flugbahn einzuhalten. Dadurch ist es möglich, direkt in der Optimierung der verschiedenen Störfallszenarien die Steuerorgane zu berücksichtigen und ihren Einfluss auf die Flugbahn zu analysieren. Die Implementierung der Steuerorgane als Steuergrößen in der Optimierung hat aber den entscheidenden Nachteil, dass

aufgrund der unterschiedlichen Zeitskalen der rotatorischen und translatorischen Differentialgleichungen das zu lösende Differentialgleichungssystem steif werden kann und eine verringerte Schrittweite zur Folge hat. Durch den großen Unterschied in den Zeitskalen steigt die Anzahl an benötigten Steuerungspunkten stark an. Dies würde zusätzlich eine extreme Erhöhung der benötigten Rechenzeit bedeuten. Um also steife Differentialgleichungen zu vermeiden, die, wie beschrieben, den Integrationsprozess extrem verlangsamen und nach [104] auch zur Instabilität des gesamten Integrationsprozesses führen können, wird als Lösungsansatz in [82] vorgeschlagen, eine auf der Methode der dynamischen Inversion beruhende Invertierung der rotatorischen Dynamik in ein linear regelbares System innerhalb der Optimierung durchzuführen. Die Bedeutung der dynamischen Inversion in der Flugregelung hat in den vergangenen Jahren stetig zugenommen und wird bei dem untersuchten Fluggerät auch für die Referenzmission verwendet. Detaillierte Untersuchungen zur Anwendung, Implementierung, Robustheit und Stabilität dieses Verfahrens sind in [116], [51], [52] und [26] zu finden. Im Rahmen von Bahnoptimierungen wurde die Anwendung von dynamischer Inversion beim untersuchten Fluggerät bereits für die nominelle Konfiguration in [119] untersucht. Dabei konnte die Funktionalität und prinzipielle Anwendung dieser Methode auch für die Optimierung nachgewiesen werden. Im Folgenden soll das Prinzip der dynamischen Inversion erklärt werden, um die notwendigen Steuergrößen der Optimierung zu verdeutlichen.

### 4.2.1 Allgemeines

Allgemein kann die Dynamik eines Fluggeräts durch

$$\dot{\mathbf{x}} = F(\mathbf{x}, \mathbf{u}) \quad (4.10)$$

ausgedrückt werden. Dabei stellt  $\mathbf{x}$  den Zustandsvektor,  $\mathbf{u}$  den Steuerungsvektor und  $\dot{\mathbf{x}}$  die Änderung des Zustandsvektors dar. Für kleinere Abweichungen vom Trimmzustand ist  $F$  linear in  $\mathbf{u}$ . Daraus folgt umgeschrieben

$$\dot{\mathbf{x}} = f(\mathbf{x}) + g(\mathbf{x}) \mathbf{u}, \quad (4.11)$$

wobei  $f(\mathbf{x})$  eine nichtlineare Zustandsänderungsfunktion und  $g(\mathbf{x})$  eine nichtlineare Steuerungsverteilungsfunktion darstellen. Nimmt man an, dass  $g(\mathbf{x})$  für alle Zustände  $\mathbf{x}$  invertierbar ist, so lässt sich Gl. 4.11 nach dem Steuerungsvektor  $\mathbf{u}$  auflösen

$$\mathbf{u} = g^{-1}(\mathbf{x})[\mathbf{v}_w - f(\mathbf{x})], \quad (4.12)$$

wobei  $\mathbf{v}_w$  die zu erreichende Änderung des Zustandsvektors angibt. Für eine ausreichende Anzahl an Steuerorganen kann unter Vernachlässigung von Störungen, die in der Optimierung nicht modelliert werden, die Funktionsweise dieser exakten dynamischen Inversion gewährleistet werden.

Für die Anwendung der dynamischen Inversion innerhalb der Flugbahnoptimierung müssen die Roll-, Nick- und Gierrate als Zustandsänderungen aufgefasst werden. Die Steuerungsgrößen der Optimierung sind die kommandierten Lagewinkel, die mit Hilfe des dynamischen Inversionsreglers in Steuermomente umgewandelt werden und in die Differentialgleichungen eingehen. Um das be-

schriebene Problem der steifen Differentialgleichungen aufgrund der schnell sich ändernden rotatorischen Freiheitsgrade zu vermeiden, wird eine zweigeteilte Regelstruktur (Kaskadenstruktur) implementiert. Diese besteht aus einem inneren Regelkreis, in dem die sich schnell ändernden Raten (Roll-, Nick- und Gierrate) nachgeführt werden, und einem äußeren Regelkreis für die Nachführung der sich langsamer ändernden Lagewinkel (Anstell-, Schiebe- und Hängewinkel). Bild 4.1 zeigt ein Blockschaltbild der verwendeten Reglerstruktur mit den Eingangsgrößen für den inneren und äußeren Regelkreis.

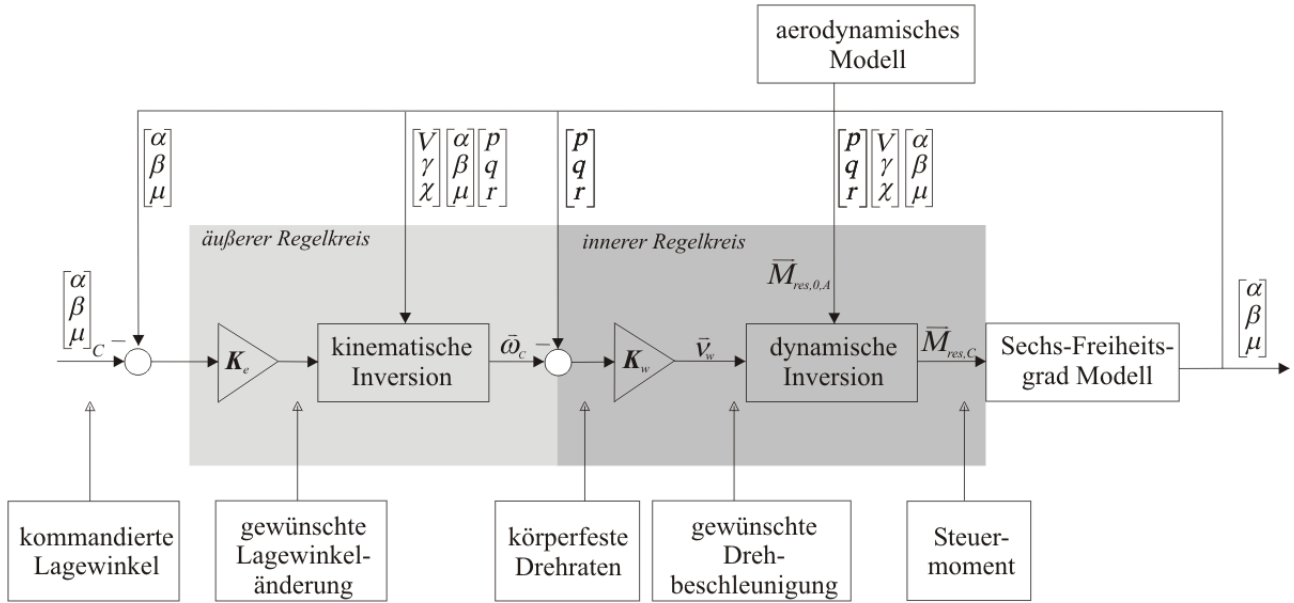


Bild 4.1 Blockschaltbild der verwendeten Reglerstruktur

Damit sich die beiden Regelkreise nicht gegenseitig beeinflussen können, muss laut [81] ein genügend hoher Unterschied im Antwortverhalten beider Regelkreise garantiert sein. Mittels eines linearen Regelungsgliedes im äußeren Regelkreis werden die Lagewinkel den kommandierten nachgeführt. Daraus kann die benötigte Ratenänderung der Lagewinkel errechnet werden

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} \alpha_c \\ \beta_c \\ \mu_c \end{bmatrix} = -\mathbf{K}_e \begin{bmatrix} \alpha - \alpha_c \\ \beta - \beta_c \\ \mu - \mu_c \end{bmatrix}, \quad (4.13)$$

wobei  $\mathbf{K}_e$  die Verstärkungsmatrix des äußeren Regelkreises und  $[\alpha_c, \beta_c, \mu_c]^T$  die kommandierten Lagewinkel sind. Die Änderung der kommandierten Lagewinkel (kinematische Inversion, [81]) kann durch

$$\bar{\omega}_c = \begin{bmatrix} 0 & \sin \alpha & \cos \alpha \cos \beta \\ 1 & 0 & \sin \beta \\ 0 & -\cos \alpha & \sin \alpha \cos \beta \end{bmatrix} \left( \frac{d}{dt} \begin{bmatrix} \alpha_c \\ \beta_c \\ \mu_c \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} T_\alpha \\ T_\beta \\ T_\mu \end{bmatrix} \right) \quad (4.14)$$

in das körperfeste System umgerechnet werden, wobei  $[T_\alpha, T_\beta, T_\mu]^T$  definiert ist als:

$$\begin{bmatrix} T_\alpha \\ T_\beta \\ T_\mu \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{-1}{\cos \beta} \left( \frac{d\gamma}{dt} \cos \mu + \frac{d\chi}{dt} \cos \gamma \sin \mu \right) \\ \frac{d\chi}{dt} \cos \mu \cos \gamma - \frac{d\gamma}{dt} \sin \mu \\ \frac{d\gamma}{dt} \cos \mu \tan \beta + \frac{d\chi}{dt} (\cos \gamma \sin \mu \tan \beta + \sin \gamma) \end{bmatrix} \quad (4.15)$$

Um die körperfesten Drehraten den aus dem äußeren Regelkreis errechneten kommandierten Drehraten nachzuführen, wird ein lineares Regelungsglied erster Ordnung genutzt:

$$\vec{v}_w = -\mathbf{K}_w (\vec{\omega} - \vec{\omega}_C), \quad (4.16)$$

wobei  $\vec{v}_w$  die zu erreichende (gewünschte) Drehbeschleunigung im körperfesten System und  $\mathbf{K}_w$  die Verstärkungsmatrix des inneren Regelkreises angeben. Das von den Steuerorganen aufzubringende Steuermoment  $\vec{M}_{res,C}$  kann, wie zuvor beschrieben, durch Invertierung der rotatorischen Differentialgleichungen

$$\frac{d}{dt} \vec{\omega} = \mathbf{I}^{-1} (\vec{M}_{res,C} + \vec{M}_{res,0,A} - \vec{\omega} \times \mathbf{I} \vec{\omega}) \quad (4.17)$$

zu

$$\vec{M}_{res,C} = \mathbf{I} \vec{v}_w + \vec{\omega} \times \mathbf{I} \vec{\omega} - \vec{M}_{res,0,A} \quad (4.18)$$

aufgelöst werden. Das aerodynamische Moment  $\vec{M}_{res,0,A}$  wurde in Kapitel 3.3.2 als das aerodynamische Moment definiert, das von der Bewegung des Körpers im Raum hervorgerufen wird. In Kapitel 4.6 wird eine neuartige Methode beschrieben, wie das errechnete Steuermoment  $\vec{M}_{res,C}$  unter optimalen Gesichtspunkten auf die verbleibenden aerodynamischen Stellflächen und Lageregelungstriebwerke verteilt werden kann. Die Verstärkungsfaktoren des inneren ( $\mathbf{K}_w$ ) und äußeren ( $\mathbf{K}_e$ ) Regelkreises sind Diagonalmatrizen. Deren Elemente werden als Entwurfparameter in der Optimierung als veränderliche Größe berücksichtigt. Die Erfahrung hat gezeigt, dass die Elemente des Verstärkungsfaktors im inneren Regelkreis in der Regel mindestens fünfmal größer sein müssen als die Elemente des Verstärkungsfaktors des äußeren Regelkreises und liegen in einer Größenordnung von 2 bis 3 rad/s.

## 4.2.2 Steuergrößen

Es ergeben sich somit die folgenden Steuergrößen für die Optimierung:

- Kommandierte Anstellwinkel  $\alpha_C$
- Kommandierte Flugwindhängewinkel  $\mu_C$

Der kommandierte Schiebewinkel ist bei jedem Flugzustand zu Null gesetzt ( $\beta_C = 0$ ), da sonst ungleichmäßige thermische und mechanische Lasten auf die Struktur des Fluggeräts wirken würden. Für eine Flugmachzahl  $M < 2.5$  wird der Bremsklappenausschlag  $\delta_{sb}$  direkt als Steuergröße verwendet, da diese Steuerungsgröße nur einen Einfluss in Längsbewegung besitzt.

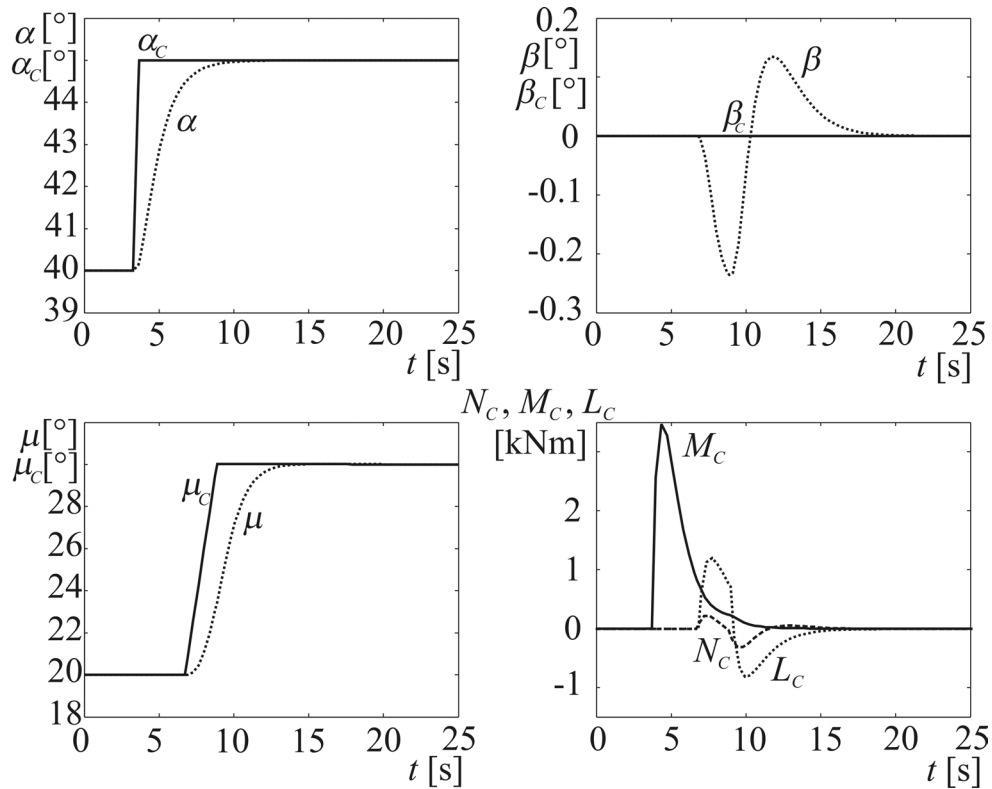


Bild 4.2 Antwortverhalten für ein vorgegebenes Manöver bei  $M = 20$

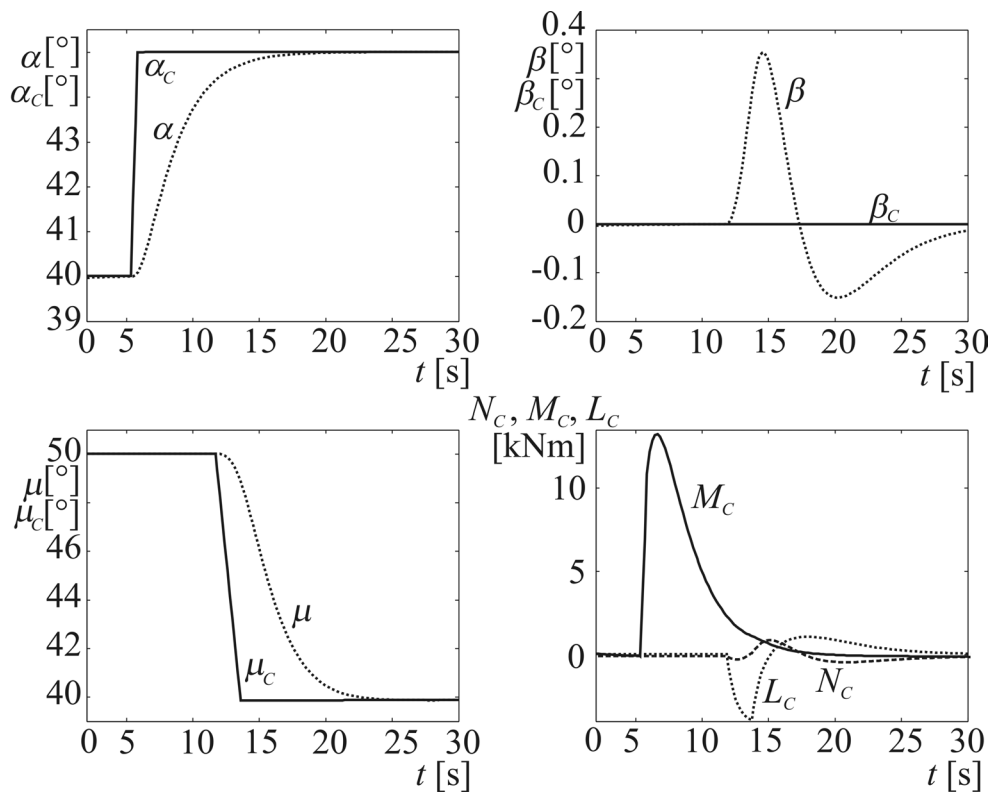


Bild 4.3 Antwortverhalten für ein vorgegebenes Manöver bei  $M = 10$

Um die Funktionsweise der dynamischen Inversion zu veranschaulichen, ist in Bild 4.2 und in Bild 4.3 die Sprungantwort einer Änderung des kommandierten Anstellwinkels um 5 Grad und einer um

etwa 5 Sekunden verzögerten Änderung des kommandierten Hängewinkels um 10 Grad bei  $M = 20$  und bei  $M = 10$  dargestellt. Die kommandierten Steuergrößen sind durchgezogen, das Antwortverhalten gestrichelt gekennzeichnet. Die Reglerabweichung erreicht bei diesen großen Steuervorgaben nach einer Zeit von spätestens 10 Sekunden wieder eine Abweichung von Null. Die benötigten Momente und der Schiebewinkel bleiben innerhalb der dafür vorgesehenen Grenzen und decken sich damit mit Untersuchungen, die in [100] für ein ähnliches Fluggerät durchgeführt wurden.

## 4.3 Randbedingungen

Die Anfangs- und Endbedingungen, die für jedes Störfallszenario gleichartig implementiert wurden, sind hier zusammengefasst dargestellt.

### 4.3.1 Anfangsbedingungen

Die Anfangsbedingungen der Störfallflugbahnen ergeben sich allgemein aus den jeweiligen Zuständen der Referenzmission beim Zeitpunkt des Auftretens des Störfalls und sind folgendermaßen definiert:

$$x_{i,0}(\tau = 0)_{\text{Störfall}} = x_i(t = t_{\text{Störfall}})_{\text{Referenzmission}} \quad \tau = t - t_{\text{Störfall}}, \quad i = 1, \dots, n. \quad (4.19)$$

Dabei sind die Zustände aus der Referenzmission, die in Kapitel 2.2.3 ausführlich beschrieben wurde, nach Flugzeit innerhalb der Optimierungsumgebung tabellarisch abgelegt. Die untersuchten Störfallzeitpunkte wurden nach Festlegung aus Kapitel 2.3.5.1 für die verschiedenen Missionsphasen ausgewählt.

### 4.3.2 Endbedingungen

Die Endbedingungen werden durch die Anfangswerte der Fallschirmausschussphase bestimmt. Wie bereits in Kapitel 2.2.2 beschrieben, erfolgt die Endanflugsphase und die Landung per Fallschirm. Dabei kann aufgrund der Steuerbarkeit des Fallschirms eine gewisse Abweichung vom Landeplatz toleriert werden. Diese bestimmt sich zu

$$r_{f,i}^2 \leq (\delta_f - \delta_{ls})^2 + (\lambda_f - \lambda_{ls})^2 \leq r_{f,o}^2, \quad (4.20)$$

wobei  $\delta_{ls}, \lambda_{ls}$  den Längengrad und den Breitengrad des Landeplatzes und  $r_{f,i}$  bzw.  $r_{f,o}$  den inneren bzw. äußeren Landeplatzring darstellen. Die Anflugsrichtung, die durch den Kurswinkel  $\chi$  gegeben ist, muss aber aufgrund der verringerten aerodynamischen Steuerfähigkeit des Fallschirms in die Richtung des ausgewählten Landeplatzes zeigen. Die Endanflugsrichtung ergibt sich aus einer



Funktion, die von den Zielkoordinaten des Landeplatzes und der Endzustände für den Längen- und Breitengrad der Flugbahn abhängig ist:

$$\chi_f = f(\delta_{ls}, \lambda_{ls}, \delta_f, \lambda_f). \quad (4.21)$$

Um diesen Zusammenhang zu verdeutlichen, sind in Bild 4.4 zwei beispielhafte Flugbahnen abgebildet, bei denen der innere und äußere Landeplatzring und der nominelle Landeplatz Coober Pedy in Australien sowie die Beschränkung bezüglich der Endanflugsrichtung klar erkennbar sind. Die weiteren Endbedingungen, die aufgrund der Staudruckbelastung während des Fallschirminitiierungsvorgangs vorgegeben sind, sind in Tabelle 4.1 aufgelistet.

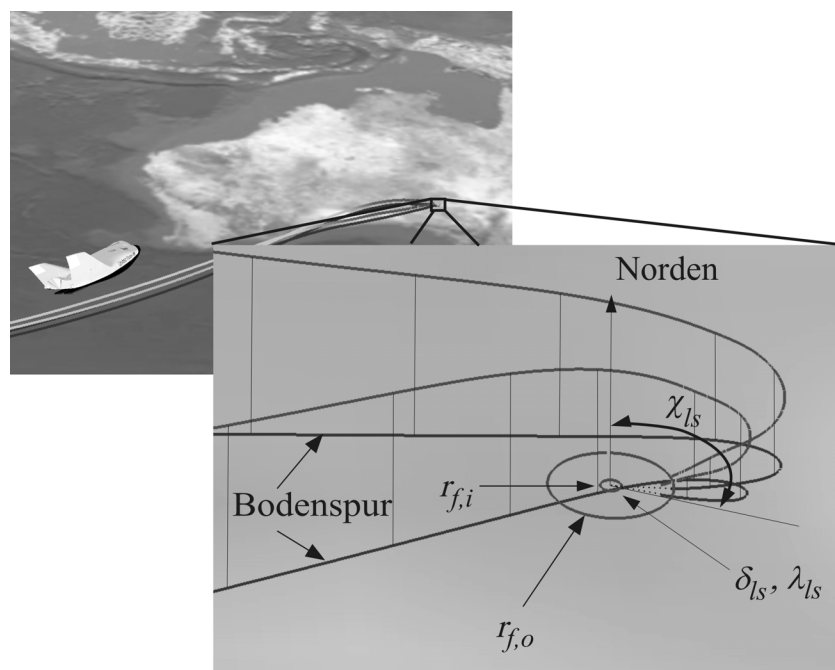


Bild 4.4 Endanflugsrichtung, innerer und äußerer Landeplatzring

Flughöhe: $h_f$ [km]	7.6
Machzahl: $M_f$ [-]	0.58
Innerer Radius: $r_{f,i}$ [km]	1.3
Äußerer Radius: $r_{f,o}$ [km]	6.7

Tabelle 4.1 Endbedingungen

Aufgrund der hohen Risikoklasse des Störfallszenarios „blockierte Heckklappe“ wurden zusätzlich zu dem nominalen Landeplatz Coober Pedy in Australien weitere mögliche Landeplätze in der Modellierung der Endbedingungen berücksichtigt. Dies ermöglicht es, den Einfluss verschiedener Landeplätze auf die Zielfunktion zu untersuchen. Die Auswahl von möglichen alternativen Lande-

plätzen basiert auf verschiedenen Kriterien (Erreichbarkeit, möglichst unbewohntes Gebiet, asphaltierte Landebahn, Navigationseinrichtung), die mit Hilfe einer für den australischen Kontinent zur Verfügung gestellten Datenbasis [95] ausgewertet wurden.

Mit Hilfe eines Tools für die Visualisierung von Erddaten (ERSi, Earth Resource Surveys Inc.) können, wie in Bild 4.5 gezeigt, mögliche Landeplätze, deren Ausstattung den vorgegebenen Kriterien entspricht, auf ihre infrastrukturelle Anbindung und insbesondere auf die Bevölkerungsdichte hin untersucht und ausgewertet werden.

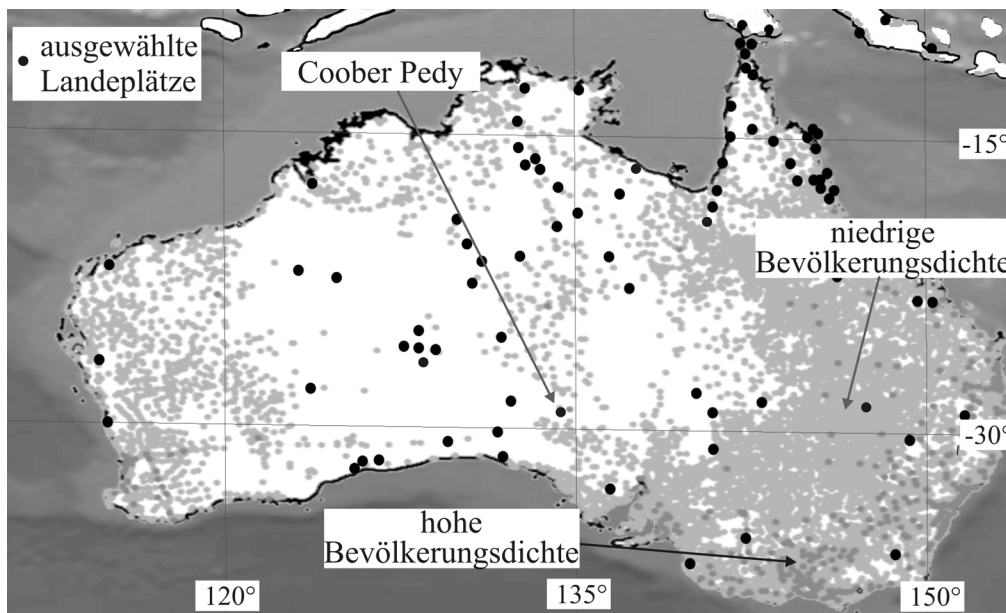


Bild 4.5 Ausgewählte Landeplätze, untersucht hinsichtlich einer möglichst geringen Bevölkerungsdichte

Die genauen Angaben des Längen- und Breitengrades ( $\delta_{ls}, \lambda_{ls}$ ) der untersuchten Landeplätze, die im Rahmen des Störfallszenarios „blockierte Heckklappe“ genutzt wurden, sind im Anhang zusammengefasst.

## 4.4 Bahnbeschränkungen

Die Bahnbeschränkungen werden entsprechend der physikalischen Beschränkungen des Fluggeräts aus Kapitel 3.1.3.1, der aerodynamischen Stellflächen aus Kapitel 3.1.3.2 und der Lageregelungstriebwerke aus Kapitel 3.1.4 modelliert.

Zusätzlich wird für jedes der betrachteten Störfallszenarien eine Veränderung der zulässigen Belastungen des Fluggeräts entsprechend der Kapitel 2.3.5.2 (Störfallszenario „blockierte Heckklappe“), Kapitel 2.3.5.3 (Störfallszenario „Effizienzverlust einer Heckklappe“) und Kapitel 2.3.5.4 (Störfallszenario „blockiertes Seitenruder“) berücksichtigt.

## 4.5 Zielfunktionen

Wie in Kapitel 2.1.3 bereits beschrieben, sollen mittels der Flugbahnoptimierungen die Systemgrenzen hinsichtlich der verbleibenden Steuerbarkeit innerhalb aller für den Wiedereintritt definierten Anforderungen untersucht werden. Dabei gelten für die untersuchten Störfallszenarien teilweise unterschiedliche Zielfunktionen, die in den nachfolgenden Abschnitten definiert und beschrieben sind.

### 4.5.1 Minimale Brennstoffmasse

Ziel der Untersuchung jedes Störfallszenarios ist die Minimierung der insgesamt benötigten Treibstoffmasse der Lageregelungstriebwerke  $m_{LT}$ , da diese für die Erhöhung der operativen Sicherheit zusätzliche Masse im Referenzfall nicht genutzt wird und somit zu höheren Kosten der Referenzmission führt. Da innerhalb der Momentenverteilungsfunktion aus Kapitel 4.6 nur der stationäre Treibstoffdurchfluss minimiert wird, wird hierfür folgende Zielfunktion angesetzt:

$$J = m_{LT} \quad (4.22)$$

Die Minimierung der Treibstoffmasse wurde für alle Störfallszenarien mit gegebener Degradation, wie z.B.  $\delta_{block}$  (Störfallszenario „blockierte Heckklappe“),  $S_{EV}$  (Störfallszenario „Effizienzverlust einer Heckklappe“) oder  $\delta_{r,block}$  (Störfallszenario „blockiertes Seitenruder“), zu einem definierten Störfallzeitpunkt  $t_{Störfall}$  angewendet.

### 4.5.2 Maximal und minimal mögliche Blockierung

Für die Störfallszenarien „blockierte Heckklappe“ und „blockiertes Seitenruder“ kann zusätzlich die minimal und maximal mögliche Blockierungsstellung der degradierten Steuerung ermittelt werden, so dass der abdeckbare Bereich an blockierten Heckklappen- bzw. Seitenruderstellungen ( $\delta_{block}$ ,  $\delta_{r,block}$ ) maximiert wird:

$$J = \pm \delta_{block} \quad (4.23)$$

$$J = \pm \delta_{r,block} \quad (4.24)$$

In dieser Kostenfunktion wurde die zur Verfügung stehende Treibstoffmasse der Lageregelungstriebwerke  $m_{LT}$  und der Störfallzeitpunkt  $t_{Störfall}$  mit bestimmten Größen festgelegt.

### 4.5.3 Extremierung des frühestmöglichen Störfallzeitpunkts

Eine letzte Variante dieser Vorgehensweise betrifft den Störfallzeitpunkt  $t_{Störfall}$ . Es soll bei einem festgelegten Störfallszenario mit einer bestimmten Treibstoffmasse  $m_{LT}$  der frühestmögliche Stör-

fallzeitpunkt während der Referenzflugbahn ermittelt werden, an dem dieses Störfallszenario auftreten darf. Die Zielfunktion ergibt sich dann zu:

$$J = t_{\text{Störfall}} \quad (4.25)$$

Der Zustandsvektor für die Anfangsbedingungen richtet sich dabei nach dem zu minimierenden Störfallzeitpunkt und erfordert aus diesem Grund eine zusätzliche Intensität an Rechenleistung.

#### 4.5.4 Minimaler oder maximaler aufsteigender oder absteigender Knoten

Aufgrund der Ergebnisse der Gefahrenanalyse aus Kapitel 2.3.5 ist ein möglicher Störfallzeitpunkt identifiziert worden, der bereits während der Orbitalphase des Fluggeräts zum Störfallszenario „blockierte Heckklappe“ führen kann. Aus diesem Grund kann bereits im Orbit mit der Neudefinition der verbleibenden Mission begonnen werden. Dies schließt das Deorbitmanöver mit ein. Die Minimierung der Anzahl an notwendigen Landeplätzen weltweit kann trotz des Störfallszenarios mittels des minimalen oder maximalen auf- oder absteigenden Knotens schon in der Orbitalphase umfassend betrachtet werden. Der absteigende Knoten eines Orbits ist definiert als der Ort, an dem der im Orbit befindliche Körper den Äquator auf dem Weg von der nördlichen in die südliche Hemisphäre kreuzt, wogegen der aufsteigende Knoten als die Gegenrichtung (von Süden nach Norden) definiert ist. Das bedeutet, dass bei Maximierung oder Minimierung des auf- oder absteigenden Knotens nur die Maximierung des Längengradbereichs durchgeführt werden muss, da der Breitengrad laut Definition immer Null sein muss. Die Anzahl der Landeplätze ergibt sich dann aus der Missionsanforderung nach einer maximalen Verweildauer im Orbit von 9 Stunden und des identifizierten maximalen Längengradbereichs für die jeweiligen Landeplätze. Die Kostenfunktion kann also mit

$$J = \pm \lambda_{\text{abst. Knoten}} \quad \text{bzw.} \quad J = \pm \lambda_{\text{aufst. Knoten}} \quad (4.26)$$

definiert werden. Der Vorteil einer solchen Implementierung ergibt sich aus der Berücksichtigung der optimalen Zeitdauer für das Deorbitmanöver, die bei der sonst üblichen Maximierungsbetrachtung der Seitenreichweite nicht in Betracht gezogen wird. Dabei wird davon ausgegangen, dass die Blockierungsstellung der Heckklappe  $\delta_{\text{block}}$  und die zur Verfügung stehende Treibstoffmasse  $m_{LT}$  feste Größen in der Optimierung sind. Der Zusammenhang zwischen den jeweiligen Orbitgrößen und den Größen des Störfallszenarios wird in Kapitel 5.5.2 behandelt.

#### 4.5.5 Minimale Oberflächentemperatur der Heckklappe

Für das Störfallszenario „Effizienzverlust einer Heckklappe“ wird eine weitere Kostenfunktion benötigt, da bei der Flugbahnoptimierung in diesem Störfallszenario eine Minimierung der auftretenden thermischen Belastung der degradierten Heckklappe erreicht werden soll, um eine weitere Degradation möglichst zu vermeiden. Die thermischen Belastungen können mittels der

maximal auftretenden Temperatur  $T_{BF,max}$  auf der Heckklappe ausgedrückt werden, so dass sich folgende Zielfunktion ergibt:

$$J = T_{BF,max} \quad (4.27)$$

#### 4.5.6 Minimierung der Stellflächenaktivität

Für bestimmte Flugphasen der Störfallszenarien „Effizienzverlust einer Heckklappe“ und „blockiertes Seitenruder“ ist aufgrund von drei unabhängigen aerodynamischen Steuerungen keine zusätzliche Treibstoffmasse notwendig. Für diese Flugphasen ist das Ziel der Flugbahnoptimierungen die Minimierung der Stellflächenaktivität. Da die Heckklappengeschwindigkeit, wie in Kapitel 4.2.1 beschrieben, nicht direkt als Optimierungsgröße verfügbar ist, werden die Änderungen der kommandierten Lagewinkel minimiert. In [74] wird der Zusammenhang zwischen der Stellflächenaktivität und der kommandierten Lagewinkel beschrieben, so dass als Zielfunktion der Optimierung direkt die Änderungen der kommandierten Lagewinkel nach

$$J = S_1 \int \dot{\alpha}_C^2 + S_2 \int \dot{\mu}_C^2 \quad (4.28)$$

implementiert werden können.  $S_1$  und  $S_2$  stellen dabei Gewichtungsfunktionen dar. Dies entspricht zugleich einer Glättung der Steuerung.

## 4.6 Momentenverteilung

Bei der Verwendung der Methode der dynamischen Inversion innerhalb der Optimierung wird davon ausgegangen, dass die errechneten Steuermomente  $\vec{M}_{res,C}$  in jedem Flugzustand aufgebracht werden können. Dies kann mit einer in [116] für die Referenzmission definierten Verteilung der Steuermomente (control allocation) auf die aerodynamischen Stellflächen oder durch Einsatz der Lageregelungstriebwerke in größeren Höhen geschehen.

Bezüglich eines Störfallszenarios mit der Folge einer dauerhaft degradierten aerodynamischen Stellfläche muss eine dem Störfall angepasste Momentenverteilungsfunktion entwickelt werden. Denn in diesem Fall ist die aerodynamische Steuerbarkeit derart eingeschränkt, dass die Lageregelungstriebwerke eingesetzt werden müssen. Dies stellt auch eine der grundlegenden Arbeiten bezüglich der Missionssicherheitsanalyse dar, da die optimale Verteilung der Steuermomente im Falle eines Störfallszenarios mit einer degradierten aerodynamischen Stellfläche die Voraussetzung ist, um innerhalb realistischer Werte für die benötigte Treibstoffmasse die Missionssicherheit zu gewährleisten.

Wie in Kapitel 3.1.4 beschrieben, wird in dieser Untersuchung davon ausgegangen, dass der Schub der Lageregelungstriebwerke regelbar ist, was die Berücksichtigung von definierten Größen für das benötigte Schubmoment  $\vec{M}_{res,LT}$  ermöglicht. Das hat zur Folge, dass die benötigte Treibstoffmasse das entscheidende Kriterium für die verbleibende Missionsplanung ist. Die Gl. (4.29)

$$\vec{M}_{res,C} = \vec{M}_{res,AS} + \vec{M}_{res,LT} = \begin{pmatrix} L_{AS} + L_{LT} \\ M_{AS} + M_{LT} \\ N_{AS} + N_{LT} \end{pmatrix} \quad (4.29)$$

muss aufgrund der beschriebenen Forderung immer erfüllt sein. Werden in Gl. (4.29) die aerodynamischen Steuerungen eingesetzt, so lässt diese sich zu

$$\vec{M}_{res,C} = \begin{pmatrix} L_C \\ M_C \\ N_C \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} (C_{l\delta_a}(\alpha, M)\delta_a + C_{l\delta_r}(\alpha, M)\delta_r) \bar{q} S_{ref} l_\mu \\ C_{m\delta_e}(\alpha, M)(\delta_e - \delta_{el}) \bar{q} S_{ref} l_\mu \\ (C_{n\delta_a}(\alpha, M)\delta_a + C_{n\delta_r}(\alpha, M)\delta_r) \bar{q} S_{ref} l_\mu \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} L_{LT} \\ M_{LT} \\ N_{LT} \end{pmatrix} \quad (4.30)$$

umformen. Ziel der Momentenverteilungsfunktion ist es, den Treibstoffdurchsatz  $\dot{m}_{LT}$  in jedem betrachteten Punkt zu minimieren. Die Treibstoffmasse  $m_{LT}$  wird entweder als Optimierungsziel oder Beschränkung genutzt. Das bedeutet, die verbleibenden aerodynamischen Stellflächen müssen so eingesetzt werden, dass der stationäre Treibstoffdurchsatz aller Lageregelungstriebwerke  $\dot{m}_{LT}$  ein Minimum an jedem Punkt der Flugbahn besitzt. Dieser ergibt sich aus der Addition der Betragsfunktionen der drei benötigten Schubmomentenrichtungen  $\vec{M}_{res,LT}$ :

$$\dot{m}_{LT} = \dot{m}_{LT,max} \left( \frac{1}{K_L} |L_{LT}| + \frac{1}{K_M} |M_{LT}| + \frac{1}{K_N} |N_{LT}| \right) \quad (4.31)$$

$K_L, K_M$  und  $K_N$  sind die jeweilig wirkenden Hebelarme für das unterschiedliche Schubmoment in Roll-, Nick- und Gierrichtung. Die Betragsfunktion berücksichtigt, dass sowohl negative als auch positive Schubmomente der Lageregelungstriebwerke in die Treibstoffberechnungen eingehen. In Tabelle 4.2 sind die Größen für  $K_L, K_M$  und  $K_N$ , die sich aus den Hebelarmen der zu benutzenden Lageregelungstriebwerke ergeben, zusammengefasst, wobei  $F_{gesamt,max}$  den über die Höhe veränderlichen maximalen Schub eines Lageregelungstriebwerks angibt (vgl. Kapitel 3.1.4).

$K_L$	$3.86 F_{gesamt,max}$
$K_M$	$8.08 F_{gesamt,max}$
$K_N$	$5.81 F_{gesamt,max}$

Tabelle 4.2 Größenverhältnisse für das Maximalmoment der Triebwerke

Aus der Vorgabe von Gl. (4.30), deren Einhaltung immer erfüllt werden muss, können die verbleibenden aerodynamischen Steuerungen so errechnet werden, dass Gl. (4.31) minimiert wird. Der optimale Ausschlag der aufgrund der verschiedenen Störfallszenarien unterschiedlichen verbleibenden aerodynamischen Steuerungen muss durch jeweils gesonderte Berechnungsvorschriften berücksichtigt werden. Diese Berechnungsvorschriften hängen von mehreren Faktoren ab (erlaubter Einsatzbereich, maximal zur Verfügung stehender Schub usw.) und werden in den nächsten Unterkapiteln für jedes betrachtete Störfallszenario hergeleitet und beschrieben.

### 4.6.1 Störfallszenario „blockierte Heckklappe“

Prinzipiell wurden aufgrund eines eingeschränkten Ausschlags der Seitenruder  $\delta_r$  für den Flugbereich  $M > 6$  (siehe Kapitel 2.2.3) zwei verschiedene Momentenverteilungsfunktionen entwickelt. Für den Flugbereich  $M > 6$  (Phase 1) muss  $\delta_r = 0$  gesetzt werden und vereinfacht Gl. (4.30) zu:

$$\vec{M}_{res,C} = \begin{pmatrix} L_C \\ M_C \\ N_C \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} C_{l\delta_a}(\alpha, M)\delta_a \bar{q} S_{ref} l_\mu \\ C_{m\delta_e}(\alpha, M)(\delta_e - \delta_{et}) \bar{q} S_{ref} l_\mu \\ C_{n\delta_a}(\alpha, M)\delta_a \bar{q} S_{ref} l_\mu \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} L_{LT} \\ M_{LT} \\ N_{LT} \end{pmatrix}. \quad (4.32)$$

Nimmt man an, dass die rechte Heckklappe in einer bestimmten Position blockiert, so wird

$$\delta_{eR} = \delta_{block} \quad (4.33)$$

gesetzt. Für die Höhenruderausschlag  $\delta_e$  und dem differentiellen Ausschlag der Heckklappen  $\delta_a$  ergibt sich daraus

$$\delta_e = \frac{\delta_{eL} + \delta_{block}}{2} \quad (4.34)$$

$$\delta_a = \frac{\delta_{eL} - \delta_{block}}{2} \quad (4.35)$$

oder ineinander gesetzt:

$$\delta_a = \delta_e - \delta_{block} \quad (4.36)$$

Formt man Gl. (4.30) um und löst sie nach dem benötigten Schubmoment auf, so ergibt sich:

$$\begin{pmatrix} L_{LT} \\ M_{LT} \\ N_{LT} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} L_C \\ M_C \\ N_C \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} (C_{l\delta_a}(\alpha, M)\delta_a) \bar{q} S_{ref} l_\mu \\ C_{m\delta_e}(\alpha, M)(\delta_e - \delta_{et}) \bar{q} S_{ref} l_\mu \\ (C_{n\delta_a}(\alpha, M)\delta_a) \bar{q} S_{ref} l_\mu \end{pmatrix} \quad (4.37)$$

Setzt man Gl. (4.32) und den Zusammenhang zwischen Roll- und Giermomentenerzeuger und Höhenruderausschlag aus Gl. (4.36) in Gl. (4.31) ein, so kann man den Treibstoffdurchsatz in Abhängigkeit von der blockierten Heckklappenstellung  $\delta_{block}$  und Höhenruderausschlag  $\delta_e$  errechnen:

$$\begin{aligned} \dot{m}_{LT} = \dot{m}_{LT,max} & \left( \frac{1}{K_L} \left| L_C - (C_{l\delta_a}(\alpha, M)(\delta_e - \delta_{block}) \bar{q} S_{ref} l_\mu) \right| \right. \\ & + \frac{1}{K_M} \left| M_C - (C_{m\delta_e}(\alpha, M)(\delta_e - \delta_{et}) \bar{q} S_{ref} l_\mu) \right| \\ & \left. + \frac{1}{K_N} \left| N_C - (C_{n\delta_a}(\alpha, M)(\delta_e - \delta_{block}) \bar{q} S_{ref} l_\mu) \right| \right) \end{aligned} \quad (4.38)$$

Der getrimmte Höhenruderausschlag  $\delta_{et}(\alpha, M)$ , die Steuermomente  $[L_C, M_C, N_C]^T$ , der Staudruck  $\bar{q}$  und die verschiedenen aerodynamischen Beiwerte sind momentan nicht veränderbar und hängen von der Flugbahnoptimierung ab. Die einzige verbleibende Variable ist der Höhenruderausschlag

$\delta_e$ . Aufgrund der Eigenschaften dieser Funktion für den gesamten momentanen Treibstoffdurchsatz  $\dot{m}_{LT}$  (bei der Addition von Betragsfunktionen kann ein Vorzeichenwechsel nur bei Erreichen eines Nullwertes einer Betragsfunktion geschehen) ist ein Minimum der Werte nur für Höhenruderausschläge möglich, an denen **eine** der drei Betragsfunktionen zu Null wird. Aufgelöst nach dem benötigten Höhenruderausschlag ergibt sich somit:

$$\delta_{e1} = \frac{L_C}{C_{l\delta_a}(\alpha, M) \bar{q} S_{ref} l_\mu} + \delta_{block} \quad (4.39)$$

$$\delta_{e2} = \frac{M_C}{C_{m\delta_e}(\alpha, M) \bar{q} S_{ref} l_\mu} + \delta_{et} \quad (4.40)$$

$$\delta_{e3} = \frac{N_C}{C_{n\delta_a}(\alpha, M) \bar{q} S_{ref} l_\mu} + \delta_{block} \quad (4.41)$$

Um den Höhenruderausschlag zu errechnen, der den geringsten Treibstoffdurchsatz benötigt, muss abschließend der stationäre Treibstoffdurchsatz von  $\delta_{e1}, \delta_{e2}, \delta_{e3}$  in Gl. (4.38) eingesetzt und verglichen werden. Eine graphische Auswertung der Gl. (4.38), die den gesamten momentanen Treibstoffdurchsatz  $\dot{m}_{LT}$  in Abhängigkeit des Höhenruderausschlags  $\delta_e$  sowie die errechneten Höhenruderausschläge  $\delta_{e1}, \delta_{e2}, \delta_{e3}$  zeigt, wird in Bild 4.6 für die Machzahl  $M = 20$  für eine blockierte rechte Heckklappe von  $\delta_{block} = 20^\circ$  veranschaulicht. Es ist deutlich zu sehen, dass der Treibstoffdurchsatz  $\dot{m}_{LT}$  für den Höhenruderausschlag  $\delta_{e2}$  (Nickmoment für die Lageregelungstriebwerke ist Null,  $\dot{m}_{LT,opt} = 0.09 \text{ kg/s}$ ) ein Minimum besitzt.

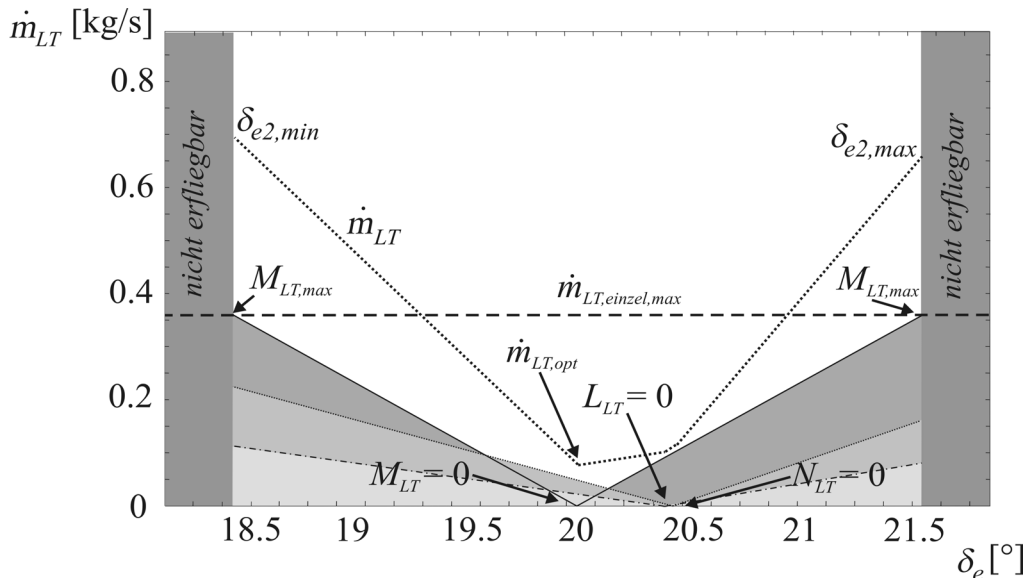


Bild 4.6 Momentenverteilungsfunktion (Phase 1) für das Störfallszenario „blockierte Heckklappe“  
Anschaulich kann dieses auch dadurch erklärt werden, dass die Effektivität der Heckklappen in Nickrichtung für diesen Fall am größten ist und es deshalb treibstoffgünstiger ist, die Lageregelungstriebwerke (obwohl diese einen geringen Hebelarm ( $K_L, K_M$ ) und somit ein geringeres Schubmoment besitzen) in Roll- und Gierrichtung zu benutzen. Ebenfalls Rechnung getragen wird den maximal und minimal zulässigen Höhenruderausschlägen, die sich aus Gl. (4.32) mit maximalen Schubmomenten ergeben. Der insgesamt erfliegbare Bereich ergibt sich dann aus dem



Schnittpunkt der einzelnen Betragsfunktionen mit der maximalen Schubleistung (bzw. maximalen Treibstoffdurchsatz  $\dot{m}_{LT, \text{einzel, max}}$ ) in jeder Momentenrichtung. In Bild 4.6 stellt  $\pm M_{LT, \text{max}}$  die beschränkende Gerade für den erfliegbaren Bereich bei unterschiedlichen Höhenruderausschlägen  $\delta_e$  dar. Die maximal bzw. minimal möglichen Höhenruderausschläge, die mit dem vorhandenen Schub abgedeckt werden können, können mit

$$\delta_{e1, \text{max} / \text{min}} = \frac{L_C \pm L_{LT, \text{max}}}{C_{l\delta_a}(\alpha, M) \bar{q} S_{\text{ref}} l_\mu} + \delta_{\text{block}} \quad (4.42)$$

$$\delta_{e2, \text{max} / \text{min}} = \frac{M_C \pm M_{LT, \text{max}}}{C_{m\delta_e}(\alpha, M) \bar{q} S_{\text{ref}} l_\mu} + \delta_{et} \quad (4.43)$$

$$\delta_{e3, \text{max} / \text{min}} = \frac{N_C \pm N_{LT, \text{max}}}{C_{n\delta_a}(\alpha, M) \bar{q} S_{\text{ref}} l_\mu} + \delta_{\text{block}} \quad (4.44)$$

angesetzt werden. Dabei ist das absolute Minimum für  $\dot{m}_{LT}$  nur dann möglich, wenn der errechnete Höhenruderausschlag  $\delta_e$  auch innerhalb des kleinsten  $\delta_{e, \text{max}}$  und des größten  $\delta_{e, \text{min}}$  liegt, da nur innerhalb dieses Bereichs die Gl. (4.32) erfüllt werden kann.

$$\delta_{e, \text{max}} = \min(\delta_{e1, \text{max}}, \delta_{e2, \text{max}}, \delta_{e3, \text{max}}) \quad (4.45)$$

$$\delta_{e, \text{min}} = \max(\delta_{e1, \text{min}}, \delta_{e2, \text{min}}, \delta_{e3, \text{min}}) \quad (4.46)$$

Ein großer Vorteil dieser Implementierung ist, dass der erfliegbare Bereich direkt bestimmt werden kann, wodurch die Implementierung einer zusätzlichen Pfadbeschränkung innerhalb der Optimierung vermieden wird. So ist aus Bild 4.7 zu ersehen (gleiche Blockierungsstellung bei einem „roll reversal“ Manöver), dass auch unterschiedliche Schubbegrenzungen ( $M_{LT, \text{max}}$ ,  $L_{LT, \text{max}}$ ) aktiv werden können. Bei diesem Manöver ist außerdem gut zu erkennen, dass der größere Momentenbedarf in diesem Flugzustand einen entsprechend höheren momentanen Treibstoffdurchsatz  $\dot{m}_{LT}$  verursacht.

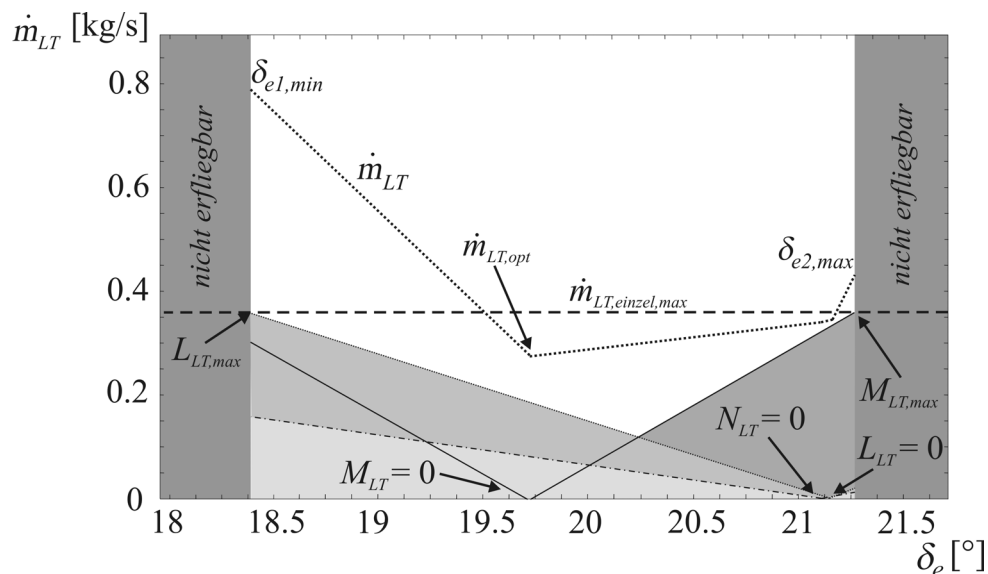


Bild 4.7 Momentenverteilungsfunktion für das Störfallszenario „blockierte Heckklappe“ (Phase 1) bei einem „roll reversal“ Manöver

Für die 2. Phase, in der Ausschläge des Seitenruders aufgrund der verringerten thermischen Belastungen erlaubt sind ( $M < 6$ ), führt eine ähnliche Implementierung zu den Stellungen für die funktionierende Heckklappe und das Seitenruder, bei denen der Treibstoffdurchsatz ein Minimum aufweist. Ausgehend von Gl. (4.30) kann der Treibstoffdurchsatz  $\dot{m}_{LT}$  äquivalent zu

$$\begin{aligned} \dot{m}_{LT} = \dot{m}_{LT,max} & \left( \frac{1}{K_L} \left| L_C - \left( (C_{l\delta_a}(\alpha, M)(\delta_e - \delta_{block}) + C_{l\delta_r}(\alpha, M)\delta_r) \bar{q} S_{ref} l_\mu \right) \right| \right. \\ & + \frac{1}{K_M} \left| M_C - (C_{m\delta_e}(\alpha, M)(\delta_e - \delta_{et}) \bar{q} S_{ref} l_\mu) \right| \\ & \left. + \frac{1}{K_N} \left| N_C - \left( (C_{n\delta_a}(\alpha, M)(\delta_e - \delta_{block}) + C_{n\delta_r}(\alpha, M)\delta_r) \bar{q} S_{ref} l_\mu \right) \right| \right) \end{aligned} \quad (4.47)$$

umgeformt werden. In diesem Fall kann ein Minimum des Treibstoffdurchsatzes dann erreicht werden, wenn der Höhenruderausschlag  $\delta_e$  und die Seitenruderstellung  $\delta_r$  so gewählt werden, dass in zwei Momentenrichtungen kein Treibstoff benötigt wird. Setzt man allgemein die Beträge zu Null und löst nach dem Höhenruderausschlag  $\delta_e$  auf, so ergeben sich folgende Gleichungen:

$$\delta_{e,l} = \frac{L_C}{C_{l\delta_a}(\alpha, M) \bar{q} S_{ref} l_\mu} + \delta_{block} - \frac{C_{l\delta_r}(\alpha, M)}{C_{l\delta_a}(\alpha, M)} \delta_r \quad (4.48)$$

$$\delta_{e,m} = \frac{M_C}{C_{m\delta_e}(\alpha, M) \bar{q} S_{ref} l_\mu} + \delta_{et} \quad (4.49)$$

$$\delta_{e,n} = \frac{N_C}{C_{n\delta_a}(\alpha, M) \bar{q} S_{ref} l_\mu} + \delta_{block} - \frac{C_{n\delta_r}(\alpha, M)}{C_{n\delta_a}(\alpha, M)} \delta_r \quad (4.50)$$

Dabei können jeweils zwei Gleichungen ineinander eingesetzt werden, so dass sich ein Minimum an Treibstoffdurchsatz nur bei einer der folgenden Stellflächenausschlagsmöglichkeiten ergibt:

1.  $\delta_{e,n} = \delta_{e,m}$  : benötigtes Gier- und Nickmoment der Lageregelungstriebwerke sind Null für:

$$\delta_{r1} = \frac{C_{n\delta_a}(\alpha, M)}{C_{n\delta_r}(\alpha, M)} \left( \frac{N_C}{C_{n\delta_a}(\alpha, M) \bar{q} S_{ref} l_\mu} - \frac{M_C}{C_{m\delta_e}(\alpha, M) \bar{q} S_{ref} l_\mu} + \delta_{block} - \delta_{et} \right) \quad (4.51)$$

$$\delta_{e1} = \frac{M_C}{C_{m\delta_e}(\alpha, M) \bar{q} S_{ref} l_\mu} + \delta_{et} \quad (4.52)$$

2.  $\delta_{e,l} = \delta_{e,m}$  : benötigtes Roll- und Nickmoment der Lageregelungstriebwerke sind Null für:

$$\delta_{r2} = \frac{C_{l\delta_a}(\alpha, M)}{C_{l\delta_r}(\alpha, M)} \left( \frac{L_C}{C_{l\delta_a}(\alpha, M) \bar{q} S_{ref} l_\mu} - \frac{M_C}{C_{m\delta_e}(\alpha, M) \bar{q} S_{ref} l_\mu} + \delta_{block} - \delta_{et} \right) \quad (4.53)$$

$$\delta_{e2} = \frac{M_C}{C_{m\delta_e}(\alpha, M) \bar{q} S_{ref} l_\mu} + \delta_{et} \quad (4.54)$$

3.  $\delta_{e,l} = \delta_{e,n}$  : benötigtes Gier- und Rollmoment der Lageregelungstriebwerke sind Null für:

$$\delta_{r3} = \frac{\frac{L_C}{C_{l\delta_a}(\alpha, M) \bar{q} S_{ref} l_\mu} - \frac{N_C}{C_{n\delta_a}(\alpha, M) \bar{q} S_{ref} l_\mu}}{\frac{C_{l\delta_r}(\alpha, M)}{C_{l\delta_a}(\alpha, M)} - \frac{C_{n\delta_r}(\alpha, M)}{C_{n\delta_a}(\alpha, M)}} \quad (4.55)$$

$$\delta_{e3} = \frac{N_C}{C_{n\delta_a}(\alpha, M) \bar{q} S_{ref} l_\mu} + \delta_{block} - \frac{C_{n\delta_r}(\alpha, M)}{C_{n\delta_a}(\alpha, M)} \delta_{r3} \quad (4.56)$$

Der Zusammenhang zwischen Höhenruderausschlag  $\delta_e$  (x-Achse), Seitenruderausschlag  $\delta_r$  (y-Achse) und momentanen Treibstoffdurchsatz  $\dot{m}_{LT}$  (z-Achse) wird in Bild 4.8 für die Machzahl  $M = 5$  bei einer blockierten rechten Heckklappe von  $\delta_{block} = 20^\circ$  veranschaulicht. Dabei sind jeweils die Geraden, für die in einer Richtung keine Treibstoffmasse benötigt wird, gekennzeichnet ( $L_{LT} = 0 - \delta_{e,l}$ ,  $M_{LT} = 0 - \delta_{e,m}$ ,  $N_{LT} = 0 - \delta_{e,n}$ ). Die Ausschläge  $\delta_{e1}, \delta_{r1}, \delta_{e2}, \delta_{r2}, \delta_{e3}, \delta_{r3}$  sind die Eckpunkte eines Dreiecks (schraffiert gekennzeichnet), bei denen jeweils zwei Momentenrichtungen der Lageregelungstriebwerke zu Null werden. Ein absolutes Minimum des Treibstoffdurchsatzes  $\dot{m}_{LT,opt}$  befindet sich am Punkt der geringsten Höhe (Treibstoffdurchsatz). Im Beispiel von Bild 4.8 stellt dieser Punkt den Schnittpunkt aus  $M_{LT} = 0$  und  $L_{LT} = 0$  dar ( $\delta_{e,m}$  und  $\delta_{e,l}$  nach Gl. (4.5.3) und Gl. (4.5.4)).

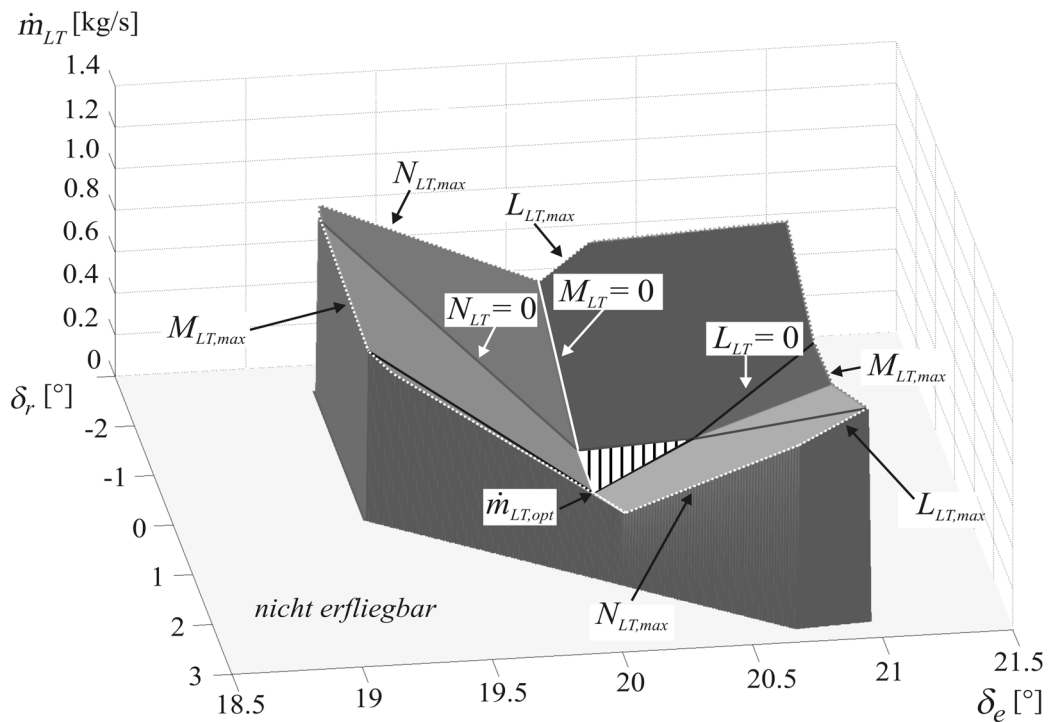


Bild 4.8 Momentenverteilungsfunktion (Phase 2) für das Störfallszenario „blockierte Heckklappe“

Auch in dieser Phase können die maximalen Schubmomente in die Berechnung der aerodynamischen Stellflächenausschläge aufgenommen und ausgewertet werden, was zu einer Verringerung

der benötigten Bahnbeschränkungen führt. Unter Berücksichtigung der maximal durch den Schub aufzubringenden Momente wird der Ausschlagsbereich der Steuerungen in Form von jeweils zwei Parallelen in jeder Momentenrichtung mit den folgenden Gleichungen eingeschränkt:

$$\delta_{e,l,max/min} = \frac{L_C \pm L_{LT,max}}{C_{l\delta_a}(\alpha, M) \bar{q} S_{ref} l_{\mu}} + \delta_{block} - \frac{C_{l\delta_r}(\alpha, M)}{C_{l\delta_a}(\alpha, M)} \delta_r \tag{4.57}$$

$$\delta_{e,m,max/min} = \frac{M_C \pm M_{LT,max}}{C_{m\delta_e}(\alpha, M) \bar{q} S_{ref} l_{\mu}} + \delta_{et} \tag{4.58}$$

$$\delta_{e,n,max/min} = \frac{N_C \pm N_{LT,max}}{C_{n\delta_a}(\alpha, M) \bar{q} S_{ref} l_{\mu}} + \delta_{block} - \frac{C_{n\delta_r}(\alpha, M)}{C_{n\delta_a}(\alpha, M)} \delta_r \tag{4.59}$$

Hierbei werden unterschiedliche Fälle betrachtet, die in Bild 4.9 veranschaulicht sind. Befindet sich das errechnete Dreieck, vorgegeben durch die Ausschläge  $\delta_{e1}, \delta_{r1}, \delta_{e2}, \delta_{r2}, \delta_{e3}, \delta_{r3}$  innerhalb des durch die Gl. (4.57) bis Gl. (4.59) aufgespannten Bereichs, so kann die Stellung für minimalen Treibstoffdurchsatz ermittelt werden (Fall 4). In diesem Fall ergibt sich  $\dot{m}_{LT,opt}$  (ähnlich wie bei dem Beispiel von Bild 4.8) aus dem Schnittpunkt  $M_{LT} = 0$  und  $L_{LT} = 0$  ( $\delta_{e2}, \delta_{r2}$ ).

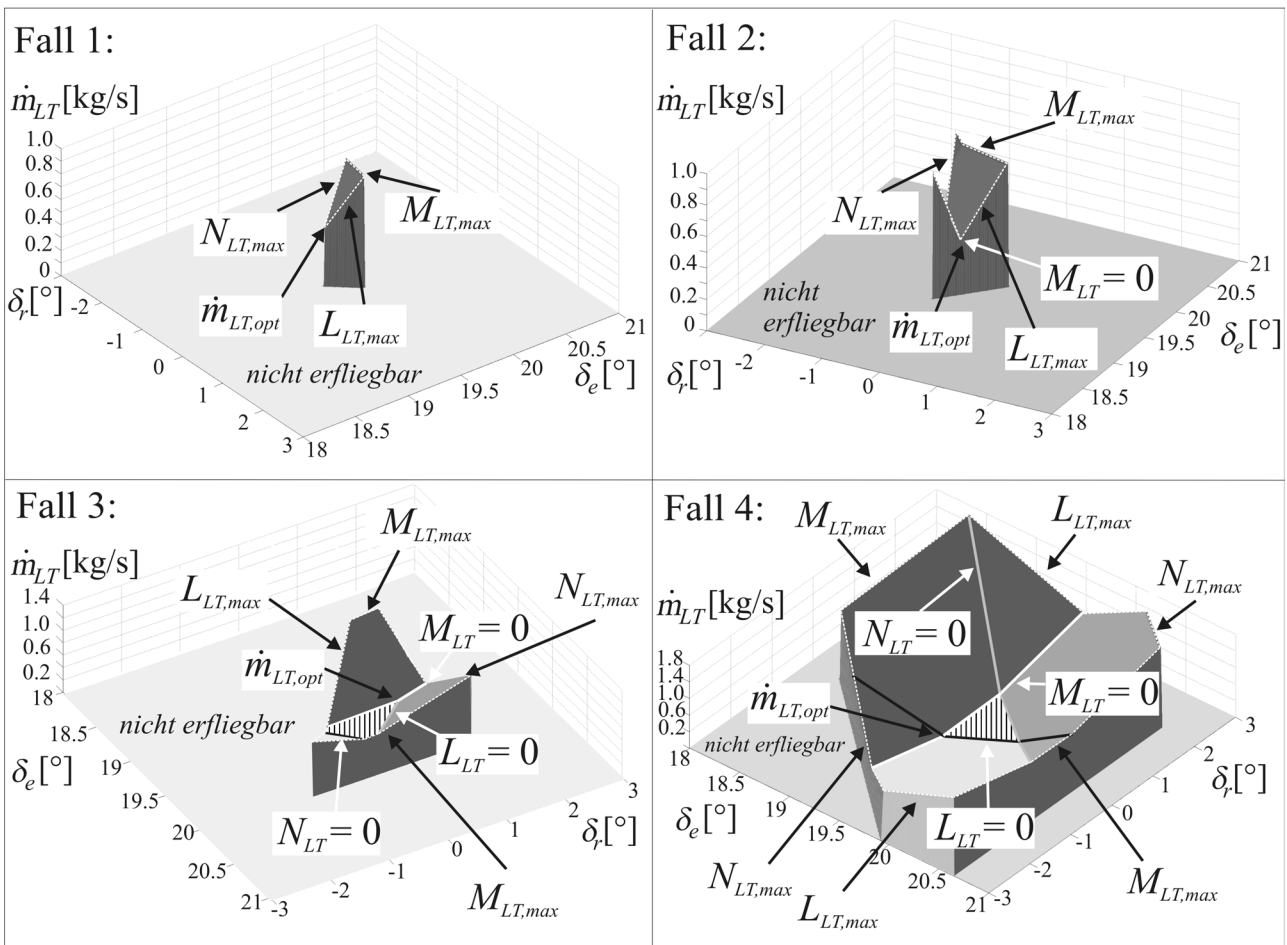


Bild 4.9 Grenzen der Momentenverteilungsfunktion (Phase 2)

Schneidet eine oder mehrere der angegebenen Gl. (4.57) bis Gl. (4.59) das schraffierte Dreieck, so ergibt sich die Stellung für den dann minimalen Treibstoffdurchsatz  $\dot{m}_{LT,opt}$  nicht mehr zwangsläufig

fig aus dem Punkt, in dem in zwei Momentenrichtungen kein Treibstoff benötigt wird. Die Schnittpunkte der Gl. (4.51) bis Gl. (4.56) (kein Treibstoffverbrauch) und Gl. (4.57) bis Gl. (4.59) müssen dann errechnet und nach  $\dot{m}_{LT,opt}$  ausgewertet werden. In [9] ist der für diese Auswertung notwendige Algorithmus beschrieben. Im Fall 3 ist deutlich zu sehen, dass der Eckpunkt  $M_{LT} = 0$  und  $N_{LT} = 0$  ( $\delta_{el}, \delta_{rl}$ ) aufgrund der durch  $L_{LT,max}$  gegebenen Beschränkung nicht mehr eingenommen werden kann. Im Fall 2 stellt sich die Gesamtsituation noch kritischer dar, da in diesem Fall zum Erreichen von  $\dot{m}_{LT,opt}$  die Heckklappen und das Seitenruder nur noch so eingestellt werden können, dass  $M_{LT} = 0$  und die Rolllageregelungstriebwerke bereits den maximalen Schub  $L_{LT,max}$  liefern. Schneiden die Beschränkungsgeraden das gesamte Dreieck ab, so ist keine Stellung der aerodynamischen Steuerungen mehr möglich, bei denen nicht alle Schubmomente aktiviert werden müssen (Fall 1). Dabei ergibt sich  $\dot{m}_{LT,opt}$  bei derjenigen Kombination aus Heckklappen- und Seitenruderstellung, bei der  $L_{LT,max}$  und  $N_{LT,max}$  erreicht wird.

#### 4.6.2 Störfallszenario „Effizienzverlust einer Heckklappe“

Für den Flugbereich  $M > 6$  (Phase 1) muss  $\delta_r = 0$  gesetzt werden und vereinfacht Gleichung (4.30) zu Gl. (4.32). Setzt man den Höhenruderausschlag  $\delta_e$  und Roll- und Giermomentenerzeuger  $\delta_a$  in Gl. (4.32) ein und berücksichtigt man den linearen Zusammenhang zwischen erzeugtem Steuermoment  $\vec{M}_{res,C}$  und der Fläche der Heckklappe  $S_{BF}$ , so ergibt sich eine umgeformte Ausgangsgleichung, die für dieses Störfallszenario verwendet wird:

$$\begin{pmatrix} L_C \\ M_C \\ N_C \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \left( \frac{C_{l\delta_a}(\alpha, M) S_{BF} \delta_{eL}}{2} - \frac{C_{l\delta_a}(\alpha, M) S_{BF} \delta_{eR}}{2} \right) \bar{q} \frac{S_{ref}}{S_{BF}} l_\mu \\ \left( \frac{C_{m\delta_e}(\alpha, M) S_{BF} \delta_{eL}}{2} + \frac{C_{m\delta_e}(\alpha, M) S_{BF} \delta_{eR}}{2} - C_{m\delta_e}(\alpha, M) S_{BF} \delta_{et} \right) \bar{q} \frac{S_{ref}}{S_{BF}} l_\mu \\ \left( \frac{C_{n\delta_a}(\alpha, M) S_{BF} \delta_{eL}}{2} - \frac{C_{n\delta_a}(\alpha, M) S_{BF} \delta_{eR}}{2} \right) \bar{q} \frac{S_{ref}}{S_{BF}} l_\mu \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} L_{LT} \\ M_{LT} \\ N_{LT} \end{pmatrix} \quad (4.60)$$

Wie in Kapitel 3.1.2.3 beschrieben, wird in diesem Störfallszenario davon ausgegangen, dass die Fläche einer Heckklappe so beschädigt ist, dass nur noch mit der degradierten Heckklappenfläche  $S_{EV}$  zu rechnen ist. Geht man in dieser Herleitung davon aus, dass die linke Heckklappe  $\delta_{eL}$  eine Degradation erleidet, so kann dies direkt in Gl. (4.60) eingearbeitet werden. Zusätzlich muss die lokale Veränderung des Angriffspunkts für die Auftriebskomponente ( $\Delta x_{EV}, \Delta y_{EV}$ ) der degradierten Heckklappe berücksichtigt werden, die einen Einfluss auf die Roll- und Nickrichtung besitzt. Bezüglich der Widerstandskomponente, die die Gierrichtung beeinflusst, wird nur der Einfluss der kleineren Fläche modelliert, da bei der Widerstandskomponente, die für das entstehende Giermoment maßgeblich ist, zwar die Verschiebung des Angriffspunkts durch mögliche Ablösungserscheinungen und Interferenzeffekte nicht eindeutig bestimmbar, aber dies nur von sekundärer Bedeutung bezüglich des Höhenruderausschlags ist:

$$\begin{pmatrix} L_C \\ M_C \\ N_C \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{C_{l\delta_a}(\alpha, M)}{2} \left( \frac{S_{EV}}{S_{BF}} \frac{y_{nom} - \Delta y_{EV}}{y_{nom}} \delta_{eL} - \delta_{eR} \right) \bar{q} S_{ref} l_\mu \\ \frac{C_{m\delta_e}(\alpha, M)}{2} \left( \left( \frac{S_{EV}}{S_{BF}} \frac{x_{nom} - \Delta x_{EV}}{x_{nom}} \delta_{eL} + \delta_{eR} \right) - 2\delta_{et} \right) \bar{q} S_{ref} l_\mu \\ \frac{C_{n\delta_a}(\alpha, M)}{2} \left( \frac{S_{EV}}{S_{BF}} \delta_{eL} - \delta_{eR} \right) \bar{q} S_{ref} l_\mu \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} l_{LT} \\ M_{LT} \\ N_{LT} \end{pmatrix} \quad (4.61)$$

Dieser Zusammenhang kann in die zu minimierende Gl. (4.31) eingesetzt werden und ergibt somit den gesamten momentanen Treibstoffdurchsatz:

$$\begin{aligned} \dot{m}_{LT} = \dot{m}_{LT, max} & \left( \frac{1}{K_L} \left| L_C - \left( \frac{C_{l\delta_a}(\alpha, M)}{2} \left( \frac{S_{EV}}{S_{BF}} \frac{y_{nom} - \Delta y_{EV}}{y_{nom}} \delta_{eL} - \delta_{eR} \right) \bar{q} S_{ref} l_\mu \right) \right| \right. \\ & + \frac{1}{K_M} \left| M_C - \left( \frac{C_{m\delta_e}(\alpha, M)}{2} \left( \left( \frac{S_{EV}}{S_{BF}} \frac{x_{nom} - \Delta x_{EV}}{x_{nom}} \delta_{eL} + \delta_{eR} \right) - 2\delta_{et} \right) \bar{q} S_{ref} l_\mu \right) \right| \\ & \left. + \frac{1}{K_N} \left| N_C - \left( \frac{C_{n\delta_a}(\alpha, M)}{2} \left( \frac{S_{EV}}{S_{BF}} \delta_{eL} - \delta_{eR} \right) \bar{q} S_{ref} l_\mu \right) \right| \right) \end{aligned} \quad (4.62)$$

Die in Kapitel 4.6.1 für das Störfallszenario „blockierte Heckklappe“ entwickelte Momentenverteilungsfunktion kann für dieses Störfallszenario in ähnlicher Weise angewendet werden. Aufgrund der Aufsummation der drei Betragsfunktionen kann ein Minimum des Treibstoffdurchsatzes dann erreicht werden, wenn der linke Heckklappenausschlag  $\delta_{eL}$  und der rechte Heckklappenausschlag  $\delta_{eR}$  so gewählt werden, dass zwei Momentenrichtungen zu Null werden. Die entsprechenden Geradengleichungen ergeben sich zu:

$$\delta_{eR, l} = \frac{2L_C}{C_{l\delta_a}(\alpha, M) \bar{q} S_{ref} l_\mu} + \frac{S_{EV}}{S_{BF}} \frac{y_{nom} - \Delta y_{EV}}{y_{nom}} \delta_{eL} \quad (4.63)$$

$$\delta_{eR, m} = 2 \left( \frac{M_C}{C_{m\delta_e}(\alpha, M) \bar{q} S_{ref} l_\mu} + \delta_{et} \right) - \frac{S_{EV}}{S_{BF}} \frac{x_{nom} - \Delta x_{EV}}{x_{nom}} \delta_{eL} \quad (4.64)$$

$$\delta_{eR, n} = \frac{2N_C}{C_{n\delta_a}(\alpha, M) \bar{q} S_{ref} l_\mu} + \frac{S_{EV}}{S_{BF}} \delta_{eL} \quad (4.65)$$

Die Lösung für die Heckklappenausschläge  $\delta_{eR}$  und  $\delta_{eL}$  erhält man aus den Schnittpunkten dieser Geradengleichungen, die als Eckpunkte eines Dreiecks den Punkt des minimalen Treibstoffdurchsatzes enthalten. Die Beschränkungen bezüglich des Maximalschubes der Lageregelungstriebwerke werden als Geradengleichungen abgebildet (Parallelen mit Verschiebung des Aufpunkts). Eine zusätzliche Anforderung dieses Störfallszenarios besteht darin, den Ausschlag der degradierten Heckklappe so zu beschränken, dass nur eine definierte thermische Belastung  $T_{BF, max}$  einwirken kann. Dies kann in der Momentenverteilungsfunktion durch die zusätzliche Beschränkungsgerade aus Gl. (4.69) erreicht werden:

$$\delta_{eR,l,max/min} = -\frac{2(L_C \pm L_{LT,max})}{C_{l\delta_a}(\alpha, M)\bar{q}S_{ref}l_\mu} + \frac{S_{EV}}{S_{BF}} \frac{y_{nom} - \Delta y_{EV}}{y_{nom}} \delta_{eL} \quad (4.66)$$

$$\delta_{eR,m,max/min} = 2\left(\frac{M_C \pm M_{LT,max}}{C_{m\delta_e}(\alpha, M)\bar{q}S_{ref}l_\mu} + \delta_{et}\right) - \frac{S_{EV}}{S_{BF}} \frac{x_{nom} - \Delta x_{EV}}{x_{nom}} \delta_{eL} \quad (4.67)$$

$$\delta_{eR,n,max/min} = -\frac{2(N_C \pm N_{LT,max})}{C_{n\delta_a}(\alpha, M)\bar{q}S_{ref}l_\mu} + \frac{S_{EV}}{S_{BF}} \delta_{eL} \quad (4.68)$$

$$\delta_{eL} = \delta_{T_{BF,max}}(T_{BF,max}) \quad (4.69)$$

Bild 4.10 zeigt den Treibstoffdurchsatz  $\dot{m}_{LT}$ , abhängig von den Heckklappenausschlägen  $\delta_{eR}$  und  $\delta_{eL}$  für den modellierten Fall 2 ( $S_{EV} = 0.916 S_{BF}$  siehe Kapitel 3.1.2.3) bei einer Machzahl von  $M = 17.5$ . Dabei sind jeweils die Geraden gekennzeichnet, für die in einer Richtung keine Treibstoffmasse benötigt wird. Für Heckklappenausschläge der linken Heckklappe sind Ausschläge ab  $\delta_{eL} > 11.18^\circ$  ( $T_{BF,max} = 1580^\circ\text{C}$ ) ausgeschlossen und daher als nicht ausschlagbarer Bereich markiert. Außerhalb der maximalen Schubbegrenzungen, die ebenfalls im Bild 4.10 gekennzeichnet sind, ist ein Ausschlag der Heckklappen momentan nicht von den Triebwerken abzudecken.

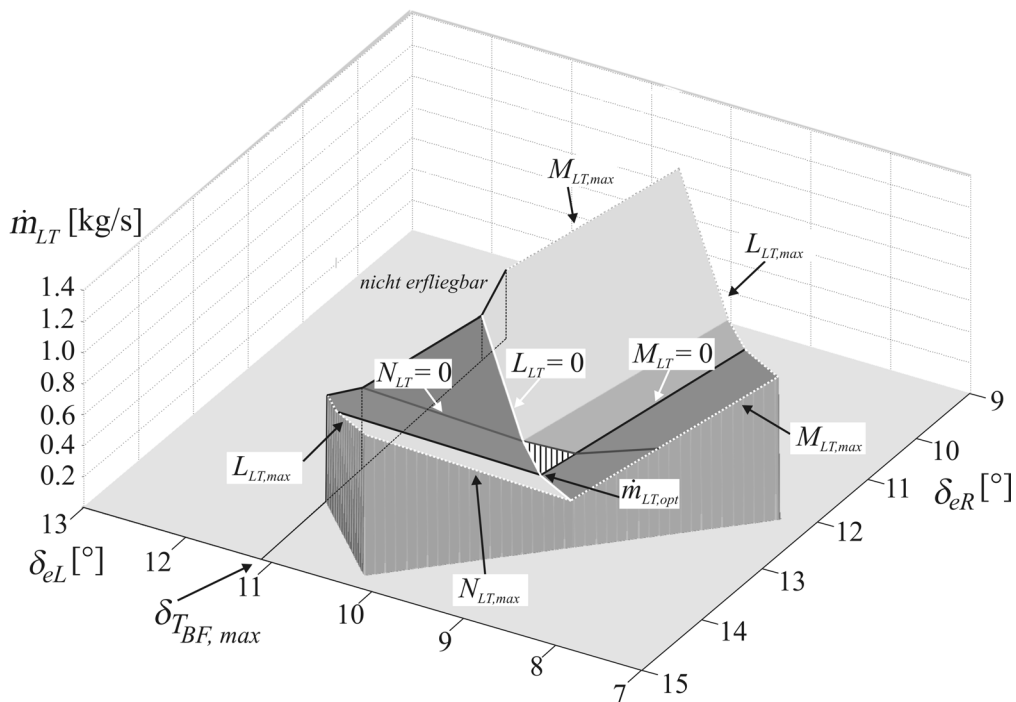


Bild 4.10 Momentenverteilungsfunktion beim Störfallszenario „Effizienzverlust einer Heckklappe“

Für die 2. Phase dieses Störfallszenarios, in der Ausschläge der Seitenrudder aufgrund der verringerten thermischen Belastungen erlaubt sind ( $M < 6$ ), ist eine nur auf aerodynamischen Steuerungen basierende Momentenverteilung möglich, da drei voneinander unabhängige aerodynamische Stellflächenausschläge ( $\delta_{eL}, \delta_{eR}, \delta_r$ ) verwendet werden können. Damit kann die Gl. (4.70)

$$\begin{pmatrix} L_C \\ M_C \\ N_C \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \left( \frac{C_{l\delta_a}(\alpha, M)}{2} \left( \frac{S_{EV}}{S_{BF}} \frac{y_{nom} - \Delta y_{EV}}{y_{nom}} \delta_{eL} - \delta_{eR} \right) + C_{l\delta_r}(\alpha, M) \delta_r \right) \bar{q} S_{ref} l_\mu \\ \frac{C_{m\delta_e}(\alpha, M)}{2} \left( \left( \frac{S_{EV}}{S_{BF}} \frac{x_{nom} - \Delta x_{EV}}{x_{nom}} \delta_{eL} + \delta_{eR} \right) - 2\delta_{et} \right) \bar{q} S_{ref} l_\mu \\ \left( \frac{C_{n\delta_a}(\alpha, M)}{2} \left( \frac{S_{EV}}{S_{BF}} \delta_{eL} - \delta_{eR} \right) + C_{n\delta_r}(\alpha, M) \delta_r \right) \bar{q} S_{ref} l_\mu \end{pmatrix} \quad (4.70)$$

mit folgenden Abkürzungen

$$a_1 = \frac{C_{l\delta_a}(\alpha, M) \bar{q} S_{ref} l_\mu}{2}, a_2 = C_{l\delta_r}(\alpha, M) \bar{q} S_{ref} l_\mu, \quad (4.71)$$

$$a_3 = \frac{C_{m\delta_e}(\alpha, M) \bar{q} S_{ref} l_\mu}{2}, \quad (4.72)$$

$$a_4 = \frac{C_{n\delta_a}(\alpha, M) \bar{q} S_{ref} l_\mu}{2}, a_5 = C_{n\delta_r}(\alpha, M) \bar{q} S_{ref} l_\mu \quad (4.73)$$

$$b_1 = \frac{S_{EV}}{S_{BF}} \frac{y_{nom} - \Delta y_{EV}}{y_{nom}}, b_2 = \frac{S_{EV}}{S_{BF}} \frac{x_{nom} - \Delta x_{EV}}{x_{nom}}, b_3 = \frac{S_{EV}}{S_{BF}}, \quad (4.74)$$

$$c_1 = \frac{M_C + 2\delta_{et}}{a_3} \quad (4.75)$$

direkt nach den aerodynamischen Stellflächenausschlägen

$$\delta_{eL} = \frac{a_2(N_C + a_4c_1) - a_5(L_C + a_1c_1)}{a_2a_4(b_3 + b_2) - a_1a_5(b_1 + b_2)} \quad (4.76)$$

$$\delta_{eR} = c_1 - b_2\delta_{eL} \quad (4.77)$$

$$\delta_r = \frac{L_C - a_1b_1\delta_{eL} + a_1\delta_{eR}}{a_2} \quad (4.78)$$

aufgelöst werden. Eine Beschränkung der degradierten Heckklappenstellung ist aufgrund der geringeren thermischen Lasten in der zweiten Phase nicht mehr nötig.

### 4.6.3 Störfallszenario „blockiertes Seitenruder“

Nimmt man bei diesem Störfallszenario an, dass das rechte Seitenruder des Fluggeräts in einer bestimmten Ausschlagswinkel blockiert, so ergibt sich Gl. (4.79):

$$\delta_{r,block} = \delta_{rR} \quad (4.79)$$

Es stehen aber ab einer Machzahl von  $M < 6$  drei weitere unabhängige Steuerorgane zur Verfügung, so dass keine zusätzlicher Treibstoffmasse benötigt wird. Setzt man den Seitenruderausschlag

$$\delta_r = \frac{\delta_{rL} + \delta_{r,block}}{2} \quad (4.80)$$



und den Bremsklappenausschlag

$$\delta_{sb} = \frac{\delta_{rL} - \delta_{r,block}}{2} \quad (4.81)$$

in Gl. (4.30) ein, ergibt sich:

$$\begin{pmatrix} L_C \\ M_C \\ N_C \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \left( C_{l\delta_a}(\alpha, M)\delta_a + C_{l\delta_r}(\alpha, M)\left(\frac{\delta_{rL} + \delta_{r,block}}{2}\right) \right) \bar{q}S_{ref}l_\mu \\ \left( C_{m\delta_e}(\alpha, M)(\delta_e - \delta_{et}) + C_{m\delta_{sb}}(\alpha, M)\left(\frac{\delta_{rL} - \delta_{r,block}}{2}\right) \right) \bar{q}S_{ref}l_\mu \\ \left( C_{n\delta_a}(\alpha, M)\delta_a + C_{n\delta_r}(\alpha, M)\left(\frac{\delta_{rL} + \delta_{r,block}}{2}\right) \right) \bar{q}S_{ref}l_\mu \end{pmatrix} \quad (4.82)$$

Diese Gleichung kann nach den verbleibenden aerodynamischen Stellflächenausschläge ( $\delta_{rL}, \delta_e, \delta_a$ ) aufgelöst werden:

$$\delta_{rL} = \frac{\frac{2N_C C_{l\delta_a}(\alpha, M)}{\bar{q}S_{ref}l_\mu} - \frac{2L_C C_{n\delta_a}(\alpha, M)}{\bar{q}S_{ref}l_\mu} + \delta_{r,block} (C_{l\delta_r}(\alpha, M)C_{n\delta_a}(\alpha, M) - C_{n\delta_r}(\alpha, M)C_{l\delta_a}(\alpha, M))}{C_{l\delta_r}(\alpha, M)C_{n\delta_a}(\alpha, M) - C_{n\delta_r}(\alpha, M)C_{l\delta_a}(\alpha, M)} \quad (4.83)$$

$$\delta_a = \frac{\left( \frac{L_C}{\bar{q}S_{ref}l_\mu} - \frac{C_{l\delta_r}(\alpha, M)}{2}(\delta_{rL} + \delta_{r,block}) \right)}{C_{l\delta_a}(\alpha, M)} \quad (4.84)$$

$$\delta_e = \frac{\left( \frac{M_C}{\bar{q}S_{ref}l_\mu} - \frac{C_{m\delta_{sb}}(\alpha, M)}{2}(\delta_{rL} - \delta_{r,block}) \right)}{C_{m\delta_e}(\alpha, M)} + \delta_{et} \quad (4.85)$$

Der sich einstellende Luftbremsenausschlag  $\delta_{sb}$  und dessen Einfluss auf Auftrieb und Widerstand werden innerhalb der Optimierung dieses Störfallszenarios berücksichtigt. Ein Treibstoffdurchsatz entsteht nur dann, wenn entweder der Störfallzeitpunkt vor Erreichen der Einsatzgrenze von  $M < 6$  liegt oder der notwendige linke Seitenruderausschlag größer ist als der maximal mögliche ( $|\delta_{rL}| > |\delta_{rL, max}|$ ).

#### 4.6.4 Anwendung auf eine Drei-Freiheitsgrad Problemstellung

Die für jedes betrachtete Störfallszenario entwickelten Momentenverteilungsfunktionen können mit nur geringen Veränderungen auch auf ein Punktmasse-Modell angewendet werden. Da bei einer solchen Vorgehensweise nur die translatorischen Differentialgleichungen betrachtet werden, ist kein Regelungssystem notwendig. Das bedeutet auch, dass der Steuermomentenvektor vernachlässigt wird ( $\vec{M}_{res,C} = 0$ ). Die benötigten Steuerausschläge können aber bei dieser Betrachtungsweise für jedes Störfallszenario mit der Festlegung von  $\vec{M}_{res,C} = 0$  auf die gleiche Art und Weise errechnet werden. In [9] wurden Untersuchungen für das Störfallszenario „blockierte Heckklappe“ anhand

einer Drei-Freiheitsgrad Optimierung durchgeführt. Die Ergebnisse zeigen, dass zum Teil große Unterschiede in der Ausreizung der Ressourcen an verbleibender Steuerbarkeit bestehen, da die zur Einhaltung der Flugbahn notwendigen Steuermomente vernachlässigt werden. Dies verdeutlicht ebenfalls, dass zur genauen Betrachtung von Störfallszenarien, die degradierte Steuerorgane besitzen, Sechs-Freiheitsgrad Optimierungen notwendig sind.

## 4.7 Zusammenfassung

Zur Lösung dieses komplexen Optimalsteuerungsproblems ist die Anwendung eines leistungsstarken Optimierungsverfahrens notwendig. Die rotatorischen Freiheitsgrade können dabei mit der Methode der dynamischen Inversion in ein linear regelbares System konvertiert werden. Unter Verwendung eines direkten Parameter-Optimierungsverfahrens und des Mehrfachschießverfahrens PROMIS werden dann die optimalen Steuerungen errechnet, die in dieser Betrachtungsweise die kommandierten Lagewinkel sind.

Auf der Grundlage der zur Einhaltung der alternativen Flugbahn notwendigen Steuermomente konnte eine Funktion implementiert werden, die für jedes identifizierte Störfallszenario die treibstoffoptimale Verteilung an die verbleibenden aerodynamischen Stellflächen angibt. Diese ist notwendig, da die aerodynamischen Stellflächen und der Schub der Lageregelungstriebwerke nicht direkt als Steuergrößen verwendet werden. Zudem ist der Treibstoffverbrauch der Lageregelungstriebwerke ein entscheidendes Kriterium für die Aufrechterhaltung der Missionssicherheit. Auch in der Bestimmung der Endbedingungen und Zielfunktionen wurde die Besonderheit des jeweiligen Störfallszenarios verarbeitet.

# Kapitel 5 Störfallszenario „blockierte Heckklappe“

In diesem Kapitel werden die Ergebnisse, die im Rahmen der Bahnoptimierung erarbeitet wurden, so dargestellt, dass aufgrund der jeweils veränderten Bahnbeschränkungen ein deutlicher Einfluss auf die Zielfunktion gezeigt werden kann. Dabei soll auch die Funktionsweise der Momentenverteilungsfunktion überprüft und ausgewertet werden. Für die Darstellung dieser Ergebnisse wurde der Störfallzeitpunkt zu Beginn des atmosphärischen Wiedereintritts in  $H_{EI} = 122$  km Höhe (definierter Atmosphärenrand - Übergang zwischen Thermosphäre und Mesosphäre) gewählt, um den Einfluss dieses Störfallszenarios auf die gesamte verbleibende Mission darstellen zu können. Daran anschließend werden Flugbahnen für spätere Störfallzeitpunkte der Referenzmission sowie der Einfluss alternativer Landeplätze auf die Zielfunktion behandelt. Ein weiteres Unterkapitel beschäftigt sich damit, welchen Einfluss ein bereits in der Orbitalphase liegender Störfallzeitpunkt auf dieses Störfallszenario besitzt. Zuletzt werden der Einfluss der modellierten Schubmodelle und deren Auswirkung auf den Treibstoffdurchsatz untersucht. Da die benötigte Treibstoffmasse einen wichtigen Kostenfaktor beim Betrieb eines zukünftigen RLVs darstellt, ist deren Minimierung das Ziel bei den nachfolgend beschriebenen Flugbahnen.

## 5.1 Simulation der Referenzmission

In einem ersten Schritt sollen die Auswirkungen des Störfallszenarios verdeutlicht werden, wenn die Referenzflugbahn eingehalten werden soll. Diese Simulationen sind mit der Simulationsumgebung CREDITS ([34] und [63], siehe auch Kapitel 8.2) durchgeführt worden, für die sich die kommandierten Lagewinkel auch aus der Flugsteuerung der NASA ergeben. In Bild 5.1 wurden für diese Simulationen blockierte Klappenstellungen von  $\delta_{block} = 18^\circ$  bei einem Störfallzeitpunkt von  $t_{Störfall} = 300$  s (mit verschiedenen Stör- und Unsicherheitsfaktoren aus Kapitel 8.2.2 beaufschlagt) ausgewählt. Die für die Trimmung des Fluggeräts notwendigen Heckklappen ausschläge erzeugen einen kontinuierlichen Schubbedarf der Lageregelungstriebwerke. Unmittelbare Folge des Blockierens der Heckklappe ist zunächst eine Störung der Momentenbilanz. Bei einer blockierten Heckklappenstellung von  $\delta_{block} = 18^\circ$  kann das vorhandene Lageregelungssystem den erforderlichen Schub aufbringen und die Lage des Fluggeräts stabilisieren. Bei der Simulation blockierter Heckklappenstellungen von  $\delta_{block} = 14^\circ, 16^\circ$  und  $20^\circ$  kann ab einer Flugzeit zwischen  $t = 800$  s und

$t = 1000$  s die kommandierte Lage des Fluggeräts nicht mehr eingehalten werden, was zum Absturz des Fluggeräts führt. Die benötigte Treibstoffmasse für die untersuchten blockierten Heckklappenstellungen übersteigt die nominell zur Verfügung stehende Treibstoffmasse um mehr als das 60-fache, was insbesondere auf den nicht angepassten Anstellwinkelverlauf (unterschiedlicher Trimmwinkel) zurückzuführen ist.

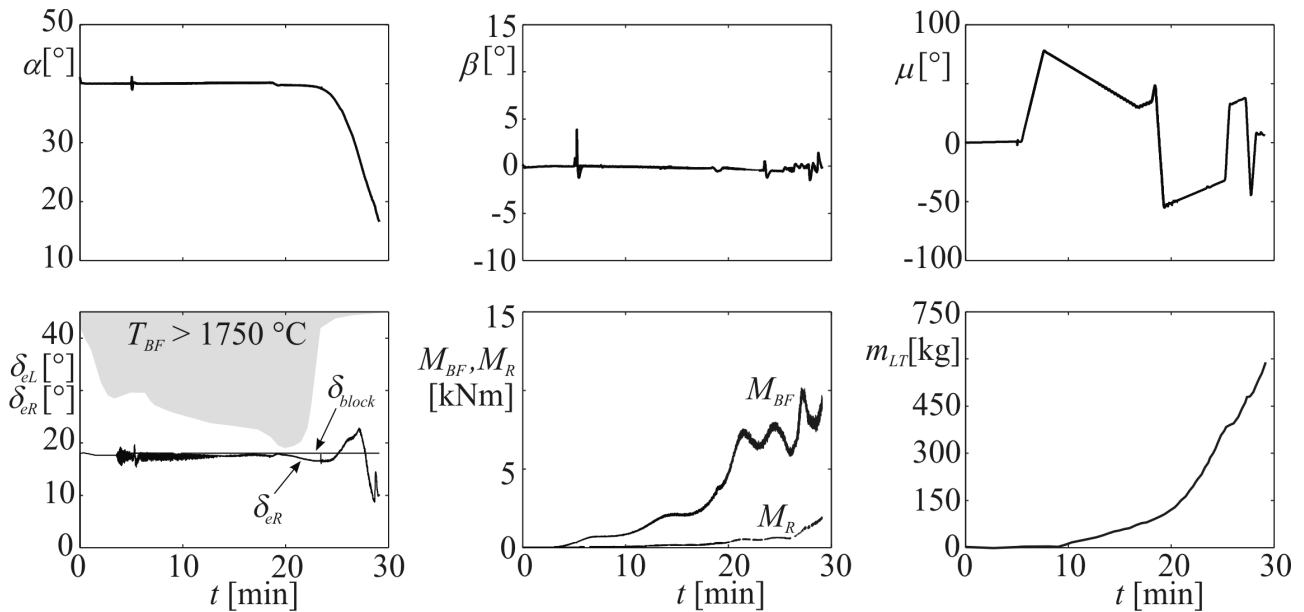


Bild 5.1 Simulation der Referenzflugbahn für Störfallszenario „blockierte Heckklappe“ mit Störfalldaten:  $\delta_{block} = 18^\circ$ ,  $t_{Störfall} = 300$  s,  $n_{LT} = 2$

Bezüglich späterer Störfallzeitpunkte wurde festgestellt, dass diese generelle Auswirkung (sehr hohe benötigte Treibstoffmasse, die meisten Blockierungen führen zum Absturz) noch verstärkt wird, da bei einem plötzlichen Auftreten des Störfalls zu späteren Störfallzeitpunkten (höherer Staudruck führt zu größerem Momentenbedarf) ein Aufschwingen der Lagewinkel zu beobachten ist.

## 5.2 Optimierungsergebnisse für nominelle Bahnbeschränkungen

Wie in Kapitel 2.3.5.2 beschrieben, wurde in einem ersten Schritt untersucht, ob es möglich ist, die Bahnbeschränkungen der Referenzmission einzuhalten. In Bild 5.2 ist bei einem Störfallzeitpunkt von  $t_{Störfall} = 0$  s (Entry Interface) eine Heckklappe auf  $\delta_{block} = 17^\circ$  arretiert. Aufgrund der beschriebenen Momentenverteilungsfunktion ist es hinsichtlich des Treibstoffverbrauchs günstiger, die funktionierende Heckklappenstellung mit der blockierten Klappenstellung über einen langen Zeitraum anzugleichen. Daraus folgt, dass aufgrund der Anstellwinkelbeschränkung bei  $\alpha_{max} = 40^\circ$  und der daraus resultierenden, von der blockierten Heckklappenstellung abweichenden Trimmheckklappenstellung die entstehenden Nickmomente mit den Nicklageregelungstriebwerken ausgeglichen werden müssen. In diesem Fall wurde der maximal zur Verfügung stehende Schub der Lageregelungstriebwerke ( $n_{LT} = 2$ ) nicht erhöht. Dies führt dazu, dass mit zunehmendem Staudruck in

geringeren Höhen sich ein relativ geringer differentieller Heckklappenausschlag so auswirkt, dass der maximal zur Verfügung stehende Schub nahezu erreicht wird.

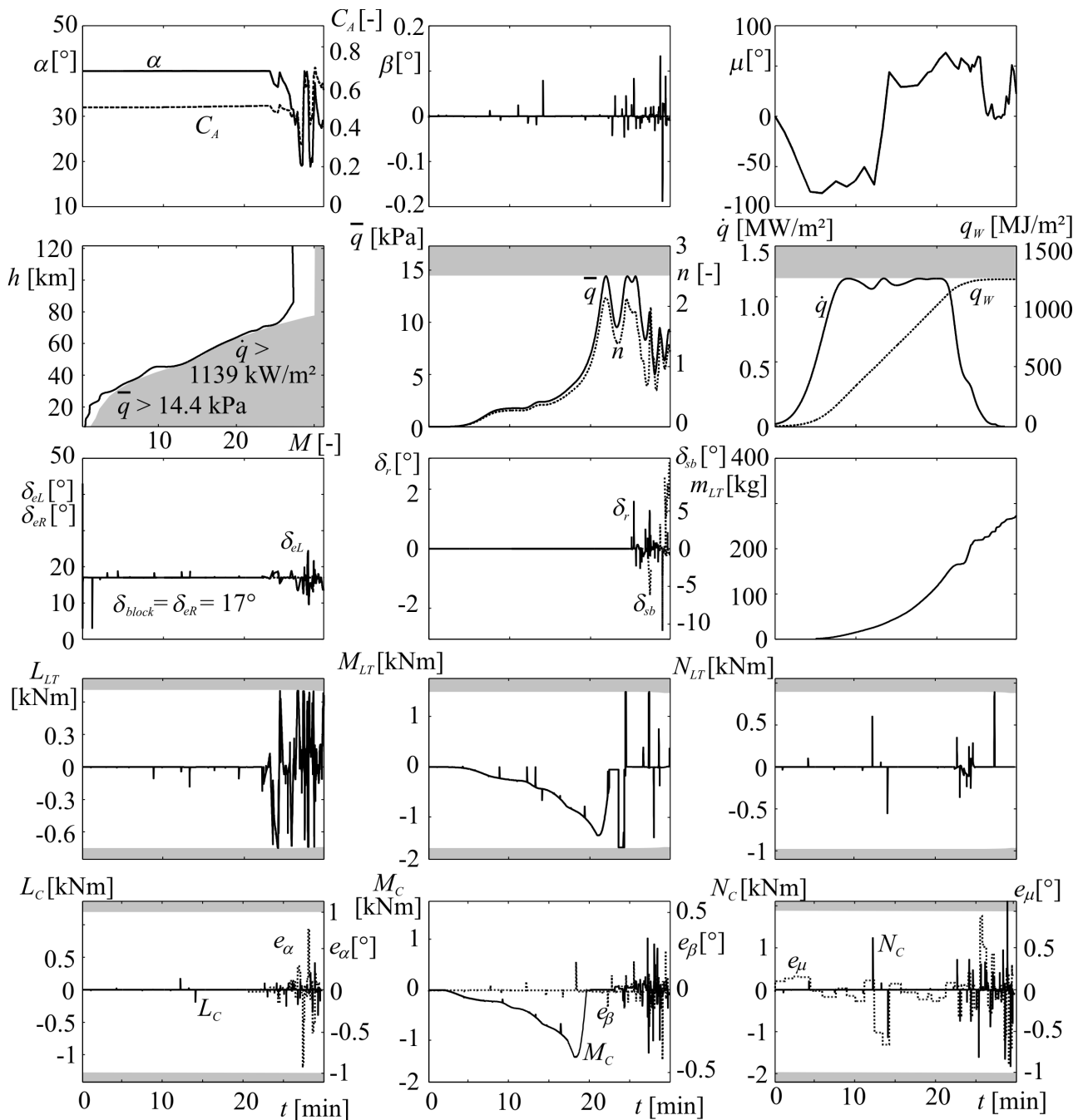


Bild 5.2 Optimale Flugbahn für Störfallszenario „blockierte Heckklappe“ mit Störfalldaten:  $\delta_{block} = 17^\circ$ ,  $t_{Störfall} = 0 \text{ s}$ ,  $n_{LT} = 2$ , Bahnbeschränkungen: Cycle 8

In dieser Flugphase wird auch der maximal zulässige Wärmefluss erreicht. Er stellt die maßgebliche Bahnbeschränkung dar und erfordert eine akkurate und teilweise auch sehr schnelle Änderung des Hängewinkels, um den Geschwindigkeitsvektor so zu verändern, dass diese Bahnbeschränkung nicht verletzt wird. Im letzten Teilabschnitt der Flugbahn, in dem eine Angleichung der beiden Heckklappen nicht durchgehend möglich ist, um das Fluggerät zum Landeplatz zu führen, wird das

Fluggerät so gesteuert, dass möglichst kleine Staudrucke und damit kleinere Momente erzeugt werden, so dass sowohl der maximale Schub der Lageregelungstriebwerke ausreichend als auch die benötigte Treibstoffmasse möglichst gering ist. Dies erfolgt über ein Aufnickmanöver kurz vor der transonischen Flugphase, da so auf der einen Seite das Fluggerät stark verzögern kann. Andererseits würde ansonsten die getrimmte Heckklappenstellung in dieser Phase zu geringe Werte einnehmen, die nicht mehr von den Lageregelungstriebwerken aufzubringen wären. Dabei kann allgemein festgestellt werden, dass ab einer Flugmachzahl von  $M = 6$  der Einsatz der Seitenrudder den Treibstoffdurchsatz in Gier- und Nickrichtung erheblich verringert. Die dabei entstehenden Rollmomente verbleiben innerhalb der Maximalbegrenzungen (grau) und können somit von den Rolllageregelungstriebwerken aufgebracht werden. Der Luftbremsenausschlag ab einer Machzahl von  $M = 2.5$  ermöglicht es dem Fluggerät, ohne Verletzung der Staudruckbeschränkung alle Endbedingungen einzuhalten. Der extrem große negative Bahnwinkel am Ende der Flugbahn stellt aufgrund der Fallschirmlandung kein Problem dar. Die Regelabweichung bezüglich der kommandierten Lagewinkel  $e_{\alpha, \beta, \mu}$  bleibt während der gesamten Flugbahn unterhalb eines Grades (grau gekennzeichnet), woraus die korrekte Funktionsweise des linearen Reglers innerhalb der Optimierungsumgebung ersichtlich wird. Dieses kann auch an den extrem kleinen Schiebewinkelwerten abgelesen werden und erfüllt somit die Forderung nach schiebewinkelfreiem Flug ( $\beta_c = 0$ ) sehr gut.

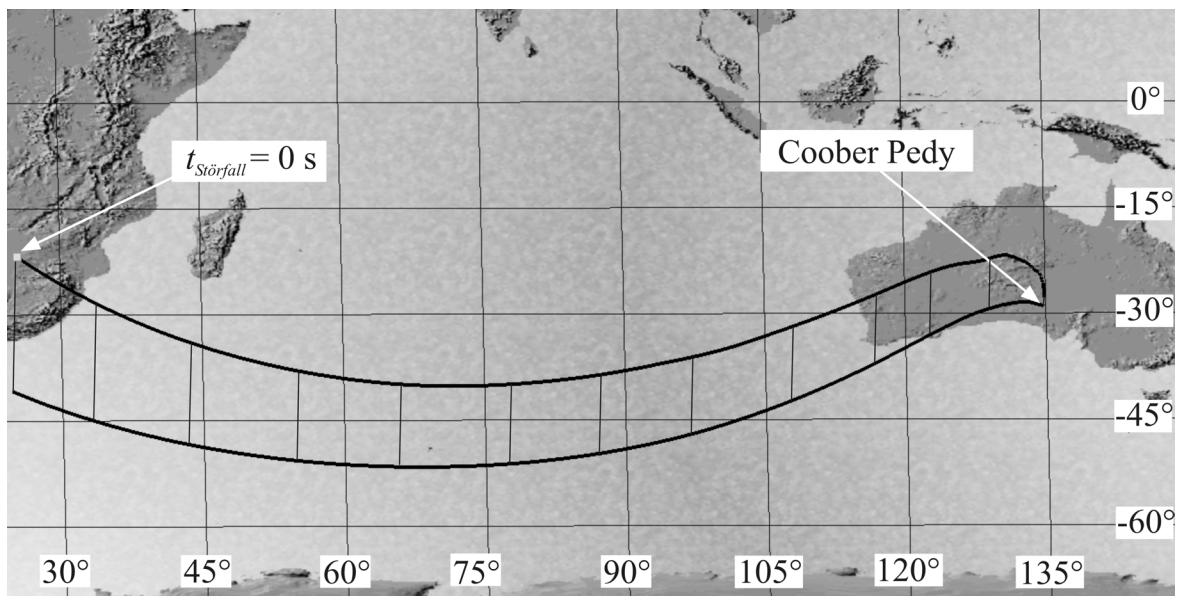


Bild 5.3 3D-Flugbahn mit Störfalldaten:  $\delta_{block} = 17^\circ$ ,  $t_{Störfall} = 0$  s,  $n_{LT} = 2$ , Bahnbeschränkungen: Cycle 8

Die benötigte Treibstoffmasse liegt für diesen Fall mit den Bahnbeschränkungen von Cycle 8 bei  $m_{LT} = 273.4$  kg, und entspricht nahezu dem 30-fachen Wert der zur Verfügung stehenden Treibstoffmasse im Referenzfall. Die gesamte Flugzeit beträgt  $t_{gesamt} = 29.1$  min. Der Momentenbedarf der Lageregelungstriebwerke während dieser Flugbahn zeigt die richtige Arbeitsweise der in Kapitel 4.6.1 beschriebenen Momentenverteilungsfunktion, um die aerodynamischen Steuerungen so auszuschlagen, dass zu jedem Punkt der Flugbahn ein minimaler Treibstoffdurchsatz entsteht und die maximalen Momente der Lageregelungstriebwerke eingehalten werden. Bild 5.3 zeigt die

3D-Flugbahn. Da bei dieser Flugbahn nur ein „bank reversal“ notwendig ist, verschiebt sich die gesamte Flugbahn nach Osten. Die Ergebnisse zeigen jedoch, dass aufgrund der Anstellwinkelbeschränkung der Referenzmission auf  $\alpha_{max} = 40^\circ$  blockierte Heckklappenstellungen von unter  $\delta_{block} = 15.2^\circ$  und über  $\delta_{block} = 18.1^\circ$  nicht abdeckbar sind, da die benötigten Momente von den Lageregelungstriebwerken nicht mehr aufgebracht werden können. Aus diesem Grund wurde in Kapitel 3.1.4 eine Veränderung des Maximalschubes des redundanten Lageregelungstriebwerksystems vorgeschlagen, wobei  $n_{LT}$  auf 9 erhöht wird.

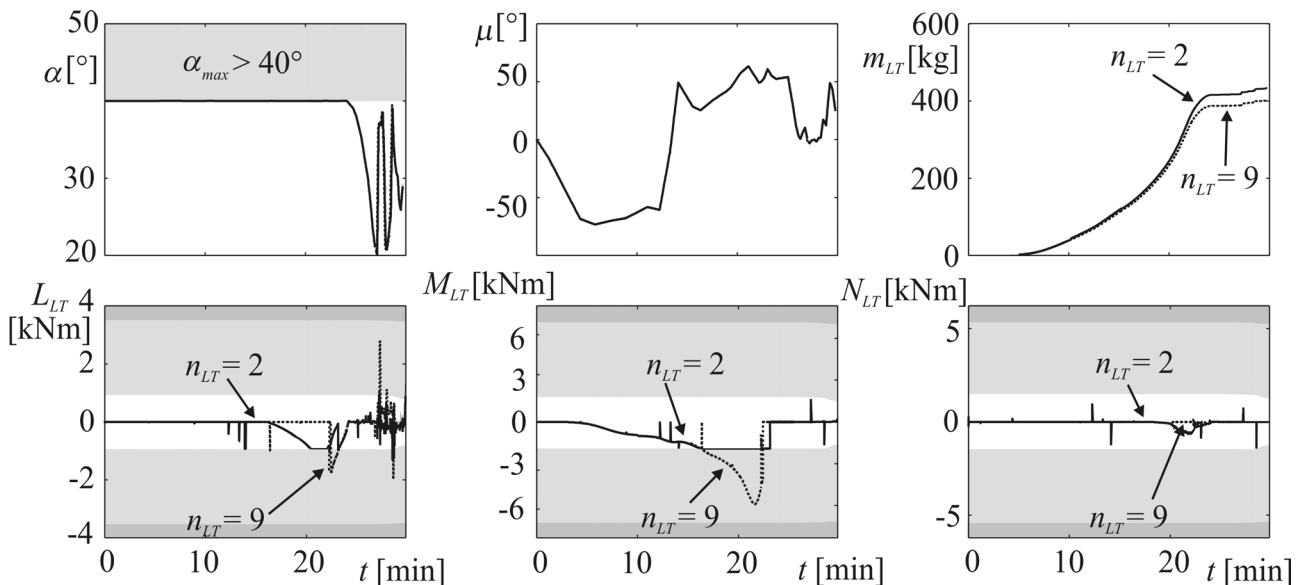


Bild 5.4 Vergleich der Treibstoffmasse und Schubmomente mit Störfalldaten:  $\delta_{block} = 16^\circ$ ,  $t_{Störfall} = 0$  s,  $n_{LT} = 2 / n_{LT} = 9$ , Bahnbeschränkungen: Cycle 8

Hinsichtlich der folgenden Ergebnisse wurde von der konservativen Annahme ausgegangen, dass bei der Vergrößerung des Maximalschubes der Treibstoffdurchsatz äquivalent zur Erhöhung des Maximalschubes ansteigt (Modell 1 aus Kapitel 3.1.4). Ein Vergleich der Treibstoffmasse und der benötigten Schubmomente für den Fall  $\delta_{block} = 16^\circ$ ,  $n_{LT} = 2$  und  $n_{LT} = 9$  ist in Bild 5.4 zu sehen. Die geringere Treibstoffmasse für den Fall  $n_{LT} = 9$  kann dadurch erklärt werden, dass im Gegensatz zu Fall  $n_{LT} = 2$  bei extremem Momentenbedarf immer noch der Punkt des minimalen Treibstoffdurchsatzes geflogen werden kann. Es werden in diesem Fall zwar höhere Maximalschübe mit entsprechend höherem stationärem Treibstoffdurchsatz benötigt, die aber treibstoffoptimaler eingesetzt werden können und somit zu einer geringeren benötigten Treibstoffmasse führen. Die maximalen Schubgrenzen sind für den Fall  $n_{LT} = 2$  hellgrau gekennzeichnet, wogegen für den Fall  $n_{LT} = 9$  die dunkelgraue Kennzeichnung maßgeblich ist. Das führt zu einer verringerten Treibstoffmasse von bis zu 30% und ist eine der Voraussetzungen, um einerseits den Bereich von blockierten Heckklappenstellungen, bei denen ein sicherer Wiedereintritt ermöglicht werden kann, zu erhöhen und andererseits die benötigte Treibstoffmasse zu verringern. Alle möglichen blockierten Klappenstellungen, die mit dem jeweiligen maximal zur Verfügung stehenden Schub ( $n_{LT} = 2$ ,  $n_{LT} = 9$ ) noch einen sicheren Wiedereintritt gewährleisten, sind in Bild 5.5 zusammengefasst. Der größere Maximalschub bewirkt, dass, wie beschrieben, vergleichsweise weniger Treibstoffmasse benötigt wird

und zusätzlich ein größerer Bereich von blockierten Klappenstellungen abgedeckt werden kann. Dieser wird für größere blockierte Heckklappenstellungen auch vom maximal zulässigen Wärmefluss beschränkt.

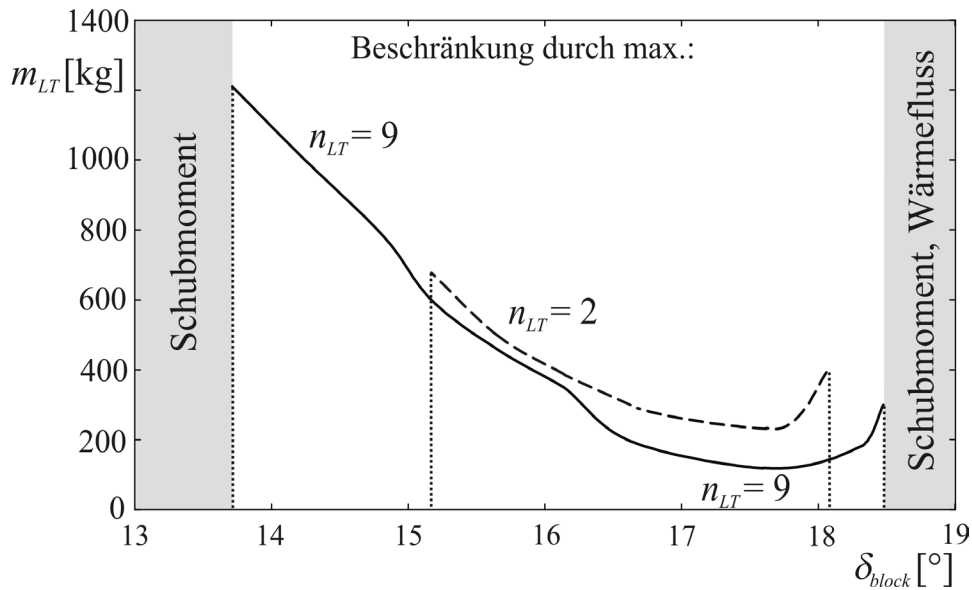


Bild 5.5 Zusammenfassung für Störfallszenario „blockierte Heckklappe“ mit Störfalldaten:  $t_{Störfall} = 0$  s,  $n_{LT} = 2 / n_{LT} = 9$ , Bahnbeschränkungen: Cycle 8

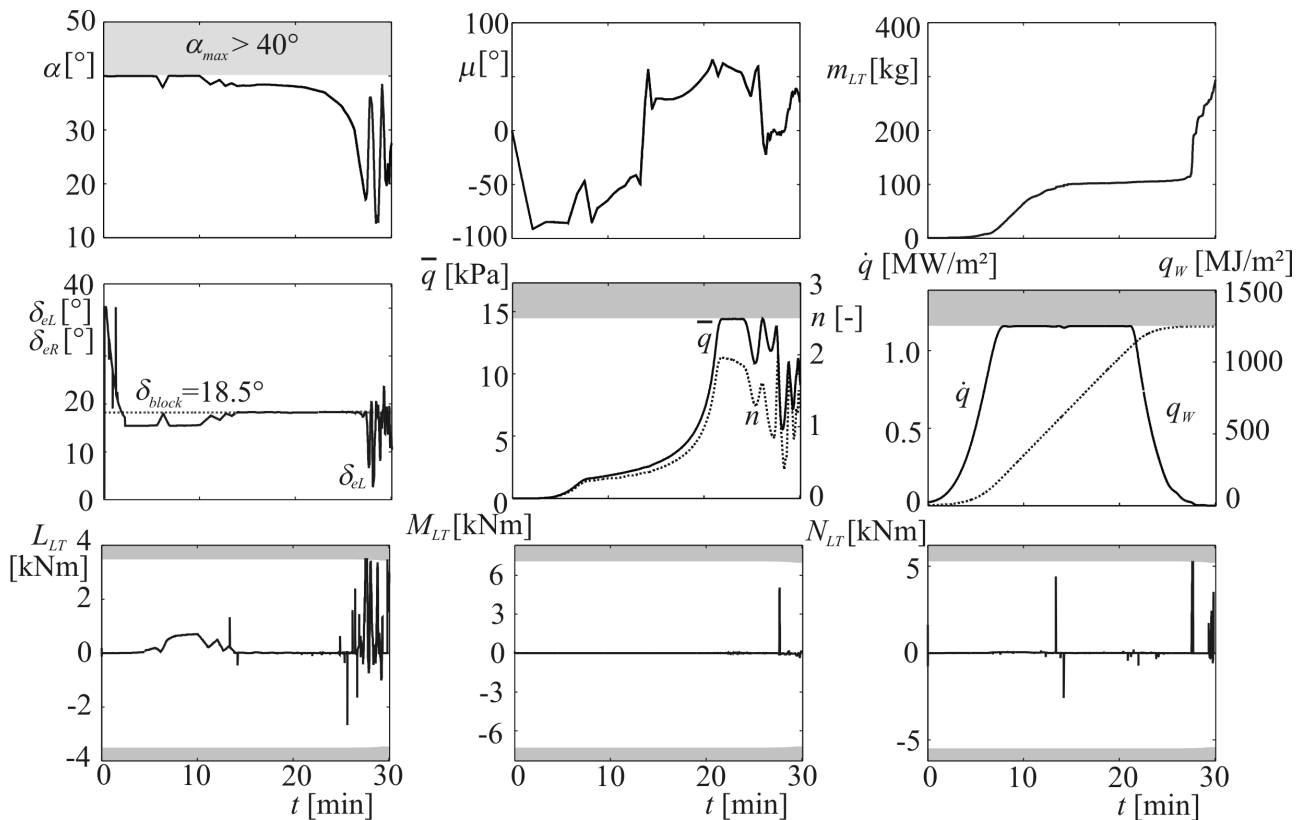


Bild 5.6 Größtmögliche Blockierung  $\delta_{block} = 18.5^\circ$  mit den Störfalldaten:  $t_{Störfall} = 0$  s,  $n_{LT} = 9$ , Bahnbeschränkungen: Cycle 8

In Bild 5.6 wird die größtmögliche Blockierung  $\delta_{block} = 18.5^\circ$  bei den gegebenen Bahnbeschränkungen gezeigt. Die Treibstoffmasse beläuft sich bei einer Flugzeit von  $t_{gesamt} = 30.02$  min auf



$m_{LT} = 298.4$  kg. Dabei werden sowohl die thermischen als auch strukturellen Belastungsgrenzen ausgeschöpft. Auch der Schub der Lageregelungstriebwerke ( $n_{LT} = 9$ ) erreicht die veränderte maximale Belastungsbeschränkung. Die sich schnell ändernden Drehraten verbleiben, wie bereits zu Beginn des Kapitels beschrieben, innerhalb der vorgegebenen Beschränkungen und stellen keinen maßgeblichen Faktor bei der Bestimmung der maximal bzw. minimal möglichen blockierten Heckklappenstellung dar. Wie im folgenden Abschnitt beschrieben, verhindert aber die maximale Anstellwinkelbeschränkung eine geringere Treibstoffmasse, die weit über einem tolerierbaren Wert liegt. Somit ist eine Änderung der dieses Störfallszenario betreffenden Bahnbeschränkungen unbedingt erforderlich.

## 5.3 Optimierungsergebnisse für erweiterte Bahnbeschränkungen

Um die Treibstoffmasse signifikant zu verringern, muss insbesondere der maximal zulässige Anstellwinkel erhöht werden. So ist es möglich, dass durch die Veränderung der getrimmten Heckklappenstellung die funktionierende Klappenstellung größtenteils an die blockierte Klappe angeglichen wird. Die Maximalmomente der Lageregelungstriebwerke werden auf  $n_{LT} = 9$  vergrößert, damit während des Schalldurchgangs, in dem für größere blockierte Klappenstellungen keine entsprechende Trimmstellung gefunden werden kann, die benötigten Momente aufgebracht werden können. Wie in Kapitel 2.3.5.2 beschrieben, werden auch die maximalen thermischen Lasten erhöht, um insbesondere für größere blockierte Klappenstellungen eine Optimalflugbahn mit entsprechend geringerer benötigter Treibstoffmasse errechnen zu können. Der zu erreichende Landeplatz wurde bei der Untersuchung der erweiterten Bahnbeschränkungen auf den nominellen Landeplatz Coober Pedy in Australien festgelegt. Auf die Darstellung der rotatorischen Freiheitsgrade wird weitestgehend verzichtet, da sie sich in ähnlicher Weise, wie bereits beschrieben, verhalten.

### 5.3.1 Erhöhung des maximal zulässigen Anstellwinkels

In Bild 5.7 ist die benötigte Treibstoffmasse für den maximal möglichen abzudeckenden Bereich an blockierten Klappenstellungen zusammengefasst. Dabei wird die signifikant verringerte Treibstoffmasse gegenüber den Ergebnissen aus Bild 5.5 durch eine Erhöhung des maximal zulässigen Anstellwinkels  $\alpha_{max} = 55^\circ$  ermöglicht. Auch der abgedeckte Bereich an blockierten Klappenstellungen kann insbesondere bei kleineren blockierten Klappenstellungen deutlich erweitert werden, da für diese Fälle, wie nachfolgend beschrieben, ein erhöhter Anstellwinkelverlauf zwingend notwendig ist. Der Bereich für größere blockierte Klappenstellungen kann nur marginal erweitert werden, da für größere blockierte Klappenstellungen der Schalldurchgang und auf Grund dessen die maximal zulässigen Schubmomente eine entscheidende Rolle spielen (unabhängig vom maximal zulässigen Anstellwinkel). Jedoch kann wegen des erhöhten maximal zulässigen Anstellwinkels die

benötigte Treibstoffmasse gesenkt werden. Zwar würde ein verringerter Anstellwinkelverlauf die Trimmstellung bei größeren blockierten Klappenstellungen angleichen, doch könnten aufgrund des vergleichsweise steilen Wiedereintritts die maximal zulässigen thermischen Lasten (insbesondere  $\dot{q}_{max}$ ) nicht mehr eingehalten werden. Um den maximal zulässigen Wärmefluss nicht zu überschreiten, müssen der Anstellwinkel und somit der Widerstand erhöht werden, so dass das Fluggerät schneller abgebremst wird. Dieses Manöver führt zu einem dauerhaften differentiellen Ausschlag zwischen blockierter und funktionierender Klappenstellung und hat eine Erhöhung des Treibstoffdurchsatzes zur Folge. Da die benötigte Treibstoffmasse vom Staudruck (Klappenwirksamkeit) abhängig ist, wird der Anstellwinkelverlauf bereits zu Beginn des Wiedereintritts erhöht, um durch den verhältnismäßig geringeren Staudruck möglichst wenig zusätzliche Treibstoffmasse zu verbrauchen. Bei einem maximal zulässigen Anstellwinkel von  $\alpha_{max} = 40^\circ$  (vgl. Bild 5.6) benötigt die Abbremsung des Fluggeräts zu Beginn der Flugbahn jedoch eine sehr viel längere Zeitdauer, so dass die benötigte Treibstoffmasse im Gegensatz zum Fall  $\alpha_{max} = 55^\circ$  entsprechend höhere Werte annimmt. Auf diesen Effekt wird im nachfolgenden Abschnitt in der Untersuchung der maximalen Wärmeflussbegrenzung näher eingegangen.

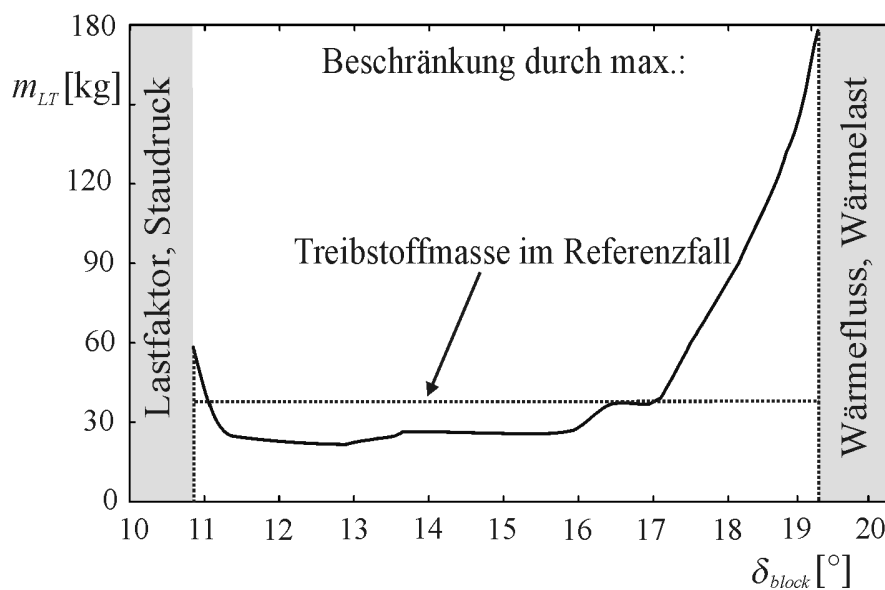


Bild 5.7 Zusammenfassung für Störfallszenario „blockierte Heckklappe“ mit Störfalldaten:  $t_{Störfall} = 0$  s,  $n_{LT} = 9$ ,  $\alpha_{max} = 55^\circ$ ,  $\dot{q}_{max} = 1139$  kW/m<sup>2</sup>

Bild 5.8 zeigt unter anderem den Anstellwinkelverlauf für die größtmögliche Blockierung  $\delta_{block} = 19.3^\circ$  bei Bedingungen  $t_{Störfall} = 0$  s,  $n_{LT} = 9$ ,  $\alpha_{max} = 55^\circ$ ,  $\dot{q}_{max} = 1139$  kW/m<sup>2</sup>. Deutlich zu sehen ist, dass sowohl die maximal zulässige Wärmeflussbeschränkung zu Beginn des Wiedereintritts und die maximal zulässige Staudruckbeschränkung erreicht werden, um während des Schalldurchgangs ein möglichst geringes Staudruckniveau einzunehmen. Die benötigte Treibstoffmasse beträgt  $m_{LT} = 178.2$  kg. Die für den gesamten Wiedereintritt notwendige Flugzeit beläuft sich auf  $t_{gesamt} = 30.1$  min. Um in der ersten Phase die Wärmeflussgrenze nicht zu verletzen, weicht einerseits der kommandierte Anstellwinkel, wie beschrieben, zu Beginn des Wiedereintritts vom Optimum ab. Aufgrund des erhöhten Widerstands bei diesem Manöver bremst das Fluggerät relativ schnell und

kann in der von dem maximalen Wärmefluss bestimmten Phase bei einer vergleichsweise geringeren Geschwindigkeit in der gleichen Höhe fliegen. So kann die maximal zulässige Wärmelastbegrenzung eingehalten werden. Andererseits kann durch schnelle Änderungen des kommandierten Hängewinkels, welcher die Auftriebsrichtung und in dessen Folge den Widerstandsanteil bzw. die Fluggeschwindigkeit anpasst, präzise an der Wärmeflussbegrenzung entlang geflogen werden. Dies verursacht zwar einen momentan erhöhten Treibstoffdurchsatz, aber benötigt durch das geringere Staudruckniveau während des Machdurchgangs insgesamt eine geringere Treibstoffmasse. Das Aufnickmanöver wird durch den kurzzeitigen geringeren Ausschlag der funktionierenden Heckklappe ermöglicht, wobei die dadurch entstehenden Rollmomente von den Rolllagerungstriebwerken aufgebracht werden müssen.

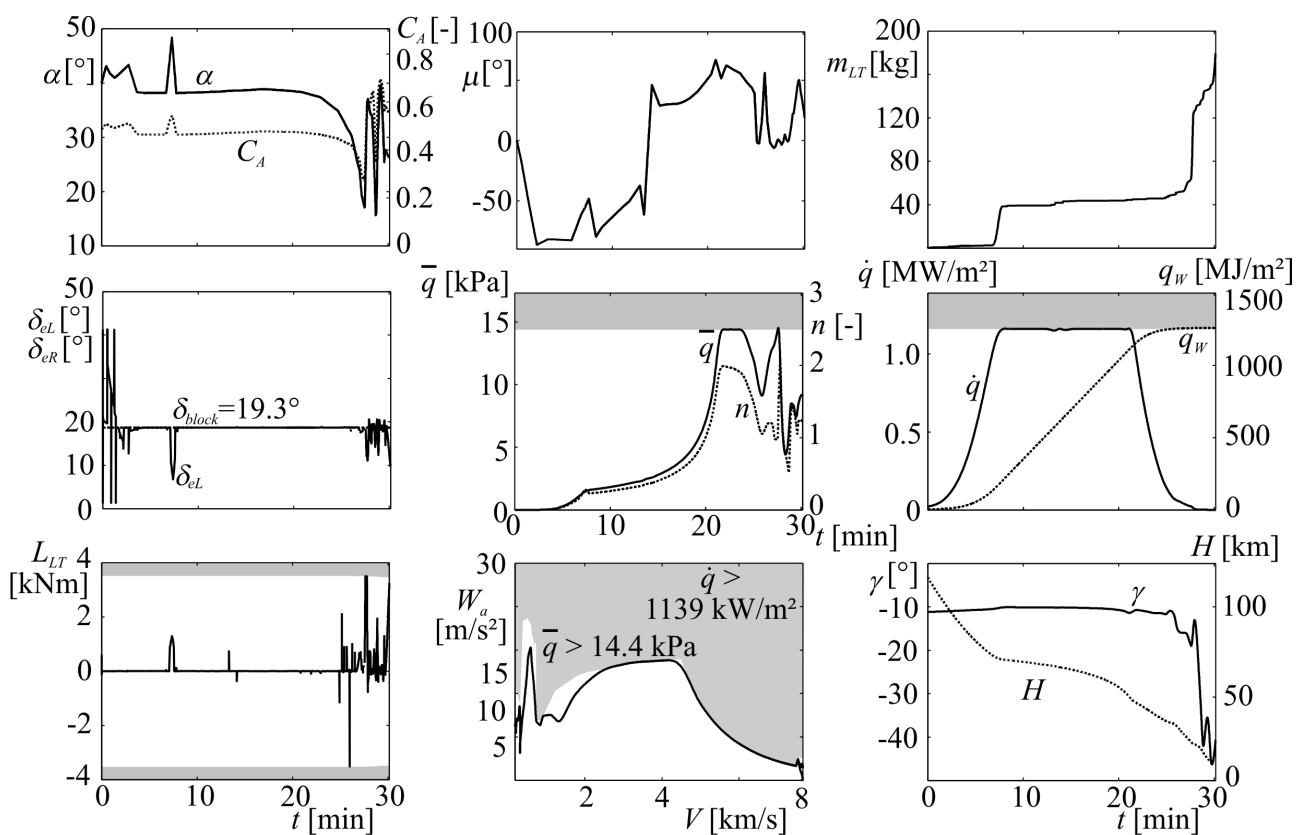


Bild 5.8 Größtmögliche Blockierung  $\delta_{block} = 19.3^\circ$  für  $n_{LT} = 9$ ,  $\alpha_{max} = 55^\circ$ ,  $\dot{q}_{max} = 1139 \text{ kW/m}^2$

Um den Einfluss der Anstellwinkelbeschränkung auf die Treibstoffmasse bei kleineren blockierten Klappenstellungen zu verdeutlichen, sind in Bild 5.9 für die kleinstmögliche Blockierung mit  $\delta_{block} = 10.7^\circ$  unter den Bedingungen  $t_{St\ddot{u}rfall} = 0 \text{ s}$ ,  $n_{LT} = 9$ ,  $\alpha_{max} = 55^\circ$  wichtige Zustände und Steuerungsgrößen aufgetragen. Der kommandierte Anstellwinkel erreicht für diese Blockierung das Maximum und ermöglicht so gerade noch das Angleichen der Trimmstellung  $\delta_{et}$  mit der blockierten Heckklappenstellung  $\delta_{block}$ . Die Wärmelast  $q_w$  verringert sich bei dieser Flugbahn deutlich, da aufgrund des höheren Anstellwinkelverlaufs der Widerstand des Fluggeräts ansteigt mit der Folge, dass das Fluggerät schneller abgebremst wird. Durch diese stärkere Abbremsung und folglich schnelleres Durchfliegen des von den thermischen Lasten bestimmten Flugbereichs reduziert sich

die Wärmelast auf  $q_w = 983.2 \text{ MJ/m}^2$ . Aufgrund der großen Verzögerungsleistung erreicht das Fluggerät die strukturelle Begrenzungslast, welche für den Fall einer geringen Blockierung in Kombination mit den daraus resultierenden hohen Lastfaktoren die entscheidende Belastungsvorgabe darstellt. Der Hauptanteil der benötigten Treibstoffmasse wird in dieser Phase benötigt, da der Anstellwinkel gesenkt werden muss, um den Landeplatz zu erreichen. Aufgrund der Momentenverteilung werden größtenteils die Lageregelungstriebwerke in der Rollrichtung genutzt, da sie das benötigte Steuermoment am effektivsten in Kombination mit der verbleibenden Heckklappenstellung und dem Seitenruder aufbringen können. Die benötigte Treibstoffmasse beträgt  $m_{LT} = 50.6 \text{ kg}$  bei einer Gesamtflugzeit von  $t_{gesamt} = 30.07 \text{ min}$ . Kleinere blockierte Heckklappenstellungen können nur bei veränderten Belastungsbegrenzungen für den maximalen Staudruck und Lastfaktor erreicht werden. Dabei kann allerdings aufgrund der Anstellwinkelbegrenzung auf  $\alpha_{max} = 55^\circ$  nur noch eine geringe Verbesserung erzielt werden.

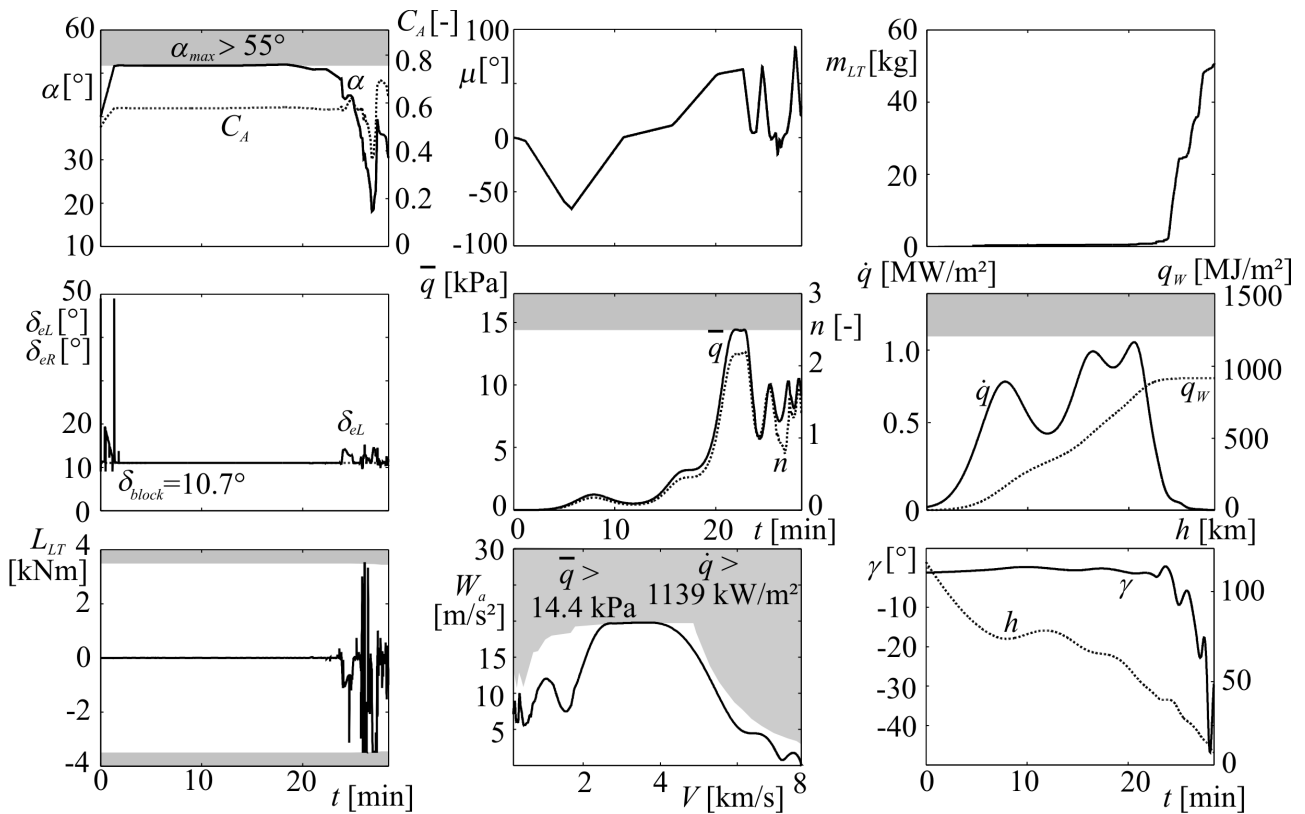


Bild 5.9 Kleinstmögliche Blockierung  $\delta_{block} = 10.7^\circ$  für  $n_{LT} = 9$ ,  $\alpha_{max} = 55^\circ$ ,  $\dot{q}_{max} = 1139 \text{ kW/m}^2$

In Bild 5.10 ist die 3D-Flugbahn der kleinst- und größtmöglichen blockierten Heckklappenstellungen für die beschriebenen Bahnbegrenzungen veranschaulicht. Bei der größtmöglichen blockierten Heckklappenstellung lässt sich der östlichere Anflug durch die größere Umkehrung des Hängewinkelkommandos („bank reversal“) erklären. Dieser ist notwendig, um innerhalb der Wärmelastgrenze den Landeplatz zu erreichen. Ausserdem ist der Einfluss des Anstellwinkels und damit der unterschiedliche Widerstandsverlauf auf die Wiedereintrittsflugbahn deutlich zu erkennen. Im Fall einer kleinen blockierten Heckklappenstellung führt die Erhöhung des Widerstands, wie beschrieben, zu

einer vergleichsweise stärkeren Verzögerung des Fluggeräts, so dass der nominelle Landeplatz Coober Pedy im letzten Teil der Flugbahn mit einer deutlich geringeren Höhe angefliegen wird.

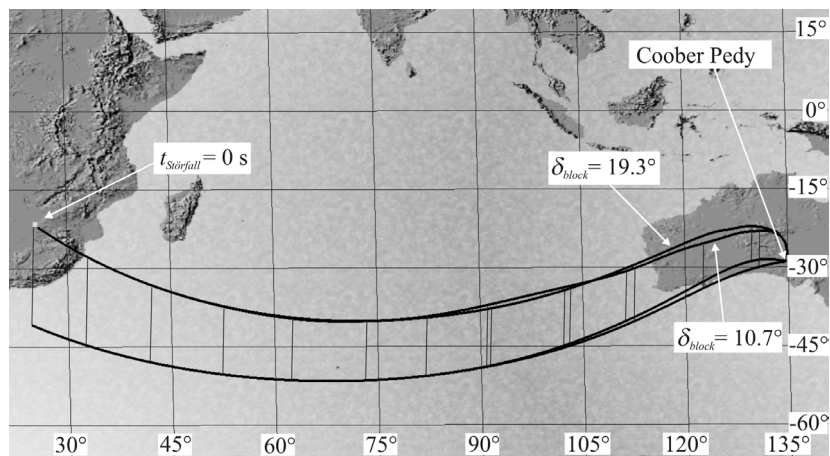


Bild 5.10 3D-Flugbahn der kleinst- und größtmöglichen Blockierung für Störfalldaten:  $t_{\text{Störfall}} = 0 \text{ s}$ ,  $n_{LT} = 9$ ,  $\alpha_{\text{max}} = 55^\circ$ ,  $\dot{q}_{\text{max}} = 1139 \text{ kW/m}^2$

### 5.3.2 Erhöhung des maximal zulässigen Wärmeflusses

In Kapitel 2.2.4 und 2.3.5.2 wurde bereits beschrieben, dass die Erhöhung des maximal zulässigen Wärmeflusses von  $\dot{q}_{\text{max}} = 1139 \text{ kW/m}^2$  auf  $\dot{q}_{\text{max}} = 1250 \text{ kW/m}^2$  zwar eine kritische Erhöhung der Anforderung an das Wärmeschutzsystem darstellt. Sie ist aber aufgrund der Einstufung dieses Störfallszenarios in die Risikoklasse 2 - 3 für die Gesamtsicherheit des Fluggeräts und der Besatzung notwendig. Bei der Erhöhung der Wärmelastgrenze handelt es sich dabei um eine Größenordnung, die entsprechend der Sicherheitsreserven, die einerseits genau für solche Störfallszenarien in der bemannten Raumfahrt vorgesehen und andererseits für die Wiederverwendbarkeit des Fluggeräts Voraussetzung sind, in der Auslegung des Wärmeschutzsystems berücksichtigt wurde.

Die Vorteile der Inanspruchnahme dieser erhöhten Wärmeflussgrenze sind aus Bild 5.11 ersichtlich. Dabei handelt es sich um den Fall  $\delta_{\text{block}} = 14^\circ$ ,  $t_{\text{Störfall}} = 0 \text{ s}$ ,  $n_{LT} = 9$ ,  $\alpha_{\text{max}} = 55^\circ$ ,  $\dot{q}_{\text{max}} = 1250 \text{ kW/m}^2$ . Die benötigte Treibstoffmasse beträgt  $m_{LT} = 9.8 \text{ kg}$  bei einer Flugzeit von  $t_{\text{gesamt}} = 28.9 \text{ min}$  und entspricht damit der zur Verfügung stehenden Treibstoffmasse (+ Reserven) für den Referenzfall. Sie stellt außerdem diejenige blockierte Heckklappenstellung dar, bei der die geringste Treibstoffmasse benötigt wird. Diese leichte Verringerung der benötigten Treibstoffmasse gegenüber dem wärmeflussrestriktiven Fall ergibt sich aus dem geglätteten Verlauf des kommandierten Hängewinkels und dem durchgehend auf die blockierte Heckklappenstellung angepassten Anstellwinkelprofil. Dabei werden weder die Begrenzungen für Staudruck, Wärmelast oder Lastfaktor erreicht. Auch die erhöhte Wärmeflussgrenze wird während dieses Wiedereintritts nur kurzzeitig aktiv. Während der kritischen Phase des Schalldurchgangs wird mit Hilfe eines positiven Rollmanövers und gleichzeitigen Aufnicken die benötigte Treibstoffmasse minimiert. Die Lageregelungstriebwerke in Nick- und Gierrichtung müssen so nur in sehr geringer Weise genutzt werden.

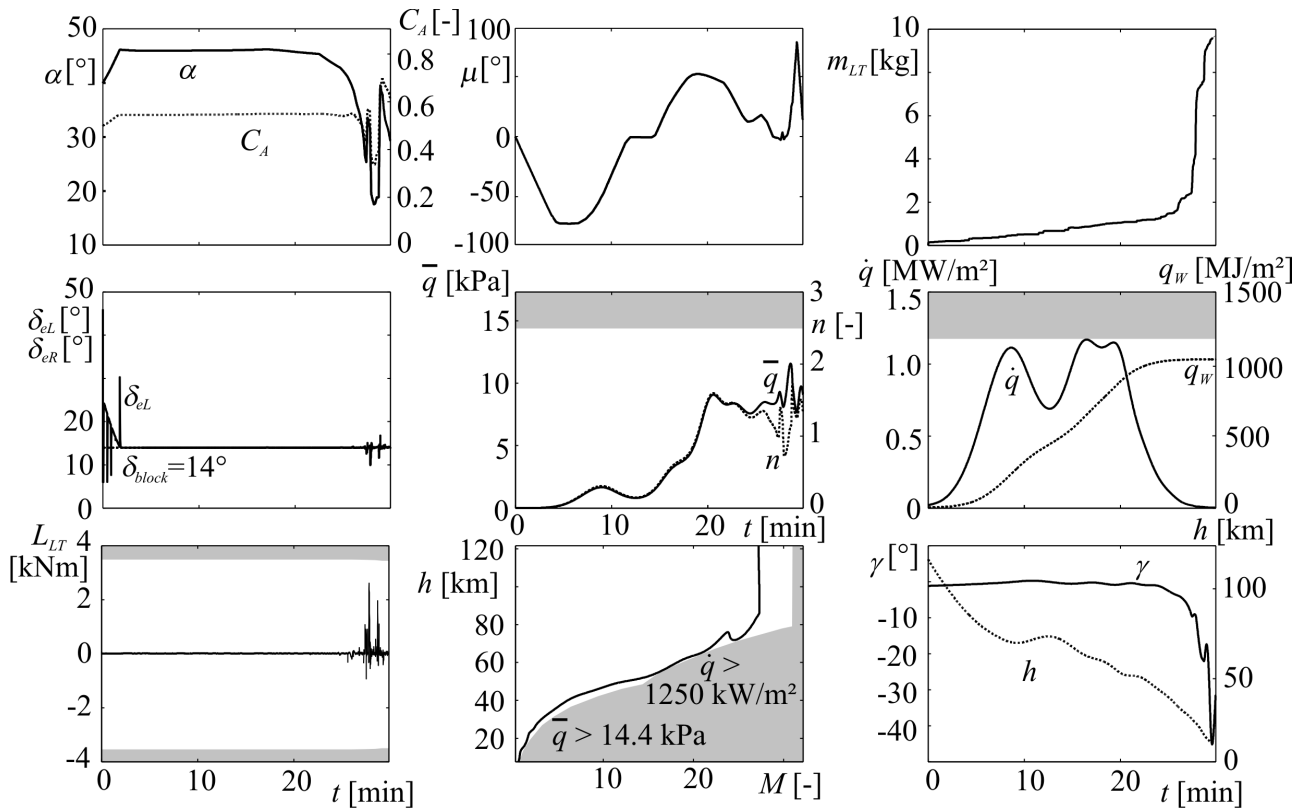


Bild 5.11 Optimalflugbahn für  $\delta_{block} = 14^\circ$ ,  $t_{Störfall} = 0$  s,  $n_{LT} = 9$ ,  $\alpha_{max} = 55^\circ$ ,  $\dot{q}_{max} = 1250$  kW/m<sup>2</sup>

Deutlicher wirkt sich die Erhöhung der maximal zulässigen Wärmeflussgrenze auf größere blockierte Heckklappenstellungen aus. In Bild 5.12 ist der zeitliche Verlauf der Steuerungen und Flugzustände der größtmöglichen blockierten Heckklappenstellung mit  $\delta_{block} = 20.8^\circ$  mit einer minimalen benötigten Treibstoffmasse von  $m_{LT} = 173.1$  kg bei einer Gesamtzeit von  $t_{gesamt} = 29.4$  min für die Störfalldaten  $t_{Störfall} = 0$  s,  $n_{LT} = 9$ ,  $\alpha_{max} = 55^\circ$ ,  $\dot{q}_{max} = 1250$  kW/m<sup>2</sup> dargestellt. Die Erhöhung der maximal blockierten Heckklappenstellung um ca.  $1.5^\circ$  ohne Veränderung des Maximalschubes ist dabei auf einen höheren zulässigen Wärmefluss zurückzuführen. Beim Wiedereintritt kann während der meisten Zeit ein geringer Anstellwinkel kommandiert werden, der notwendig ist, um die daraus resultierende Trimmstellung der höheren blockierten Heckklappenstellung anzugleichen. Dies hat zur Folge, dass das Fluggerät wegen des verringerten Widerstands langsamer verzögert und in dichteren Atmosphärenschichten eine relativ hohe Geschwindigkeit aufweist. Dadurch erhöht sich der Wärmefluss. Um die erhöhte zulässige Wärmeflussgrenze und insbesondere die Wärmelastgrenze nicht zu überschreiten und gleichzeitig, wie beschrieben, den geringsten Treibstoffdurchsatz einzuhalten, müssen daher zu Beginn der Flugbahn der Anstellwinkel und damit der Widerstand erhöht werden. Die drei „bank reversals“ des kommandierten Hängewinkels sind notwendig, um die zulässige Wärmeflussgrenze einzuhalten und gleichzeitig den Landeplatz zu erreichen. Bei einer Flugzeit von  $t = 27.3$  min wird ein Punkt in der Momentenverteilungsfunktion erreicht, der dadurch gekennzeichnet ist, dass in allen Schubmomentenrichtungen ( $L_{LT,max}$ ,  $M_{LT,max}$ ,  $N_{LT,max}$ ) das maximal zur Verfügung stehende Schubmoment aufgebracht werden muss. Somit ist es nicht möglich, eine größere blockierte Heckklappenstellung auszugleichen. Für diesen Extremfall

sind auch die Regelabweichung sowie die kommandierten Steuermomente abgebildet, da hierbei die Wirkung der Momentenverteilungsfunktion gut verdeutlicht wird. Die Änderung des kommandierten Anstellwinkes zu Beginn des Wiedereintritts wirkt sich in einem aufzubringenden Nickmoment aus. Gleichzeitig wird durch einen kleineren einzunehmenden Anstellwinkel die getrimmte Heckklappenstellung verringert. Ein Optimum des Treibstoffdurchsatzes wird bei einer blockierten Heckklappenstellung dann erreicht, wenn die Trimmung durch einen Ausschlag der verbleibenden Heckklappenstellung ermöglicht wird und gleichzeitig die Rolllagerregelungstriebwerke zum Ausgleich der daraus entstehenden Rollmomente eingesetzt werden.

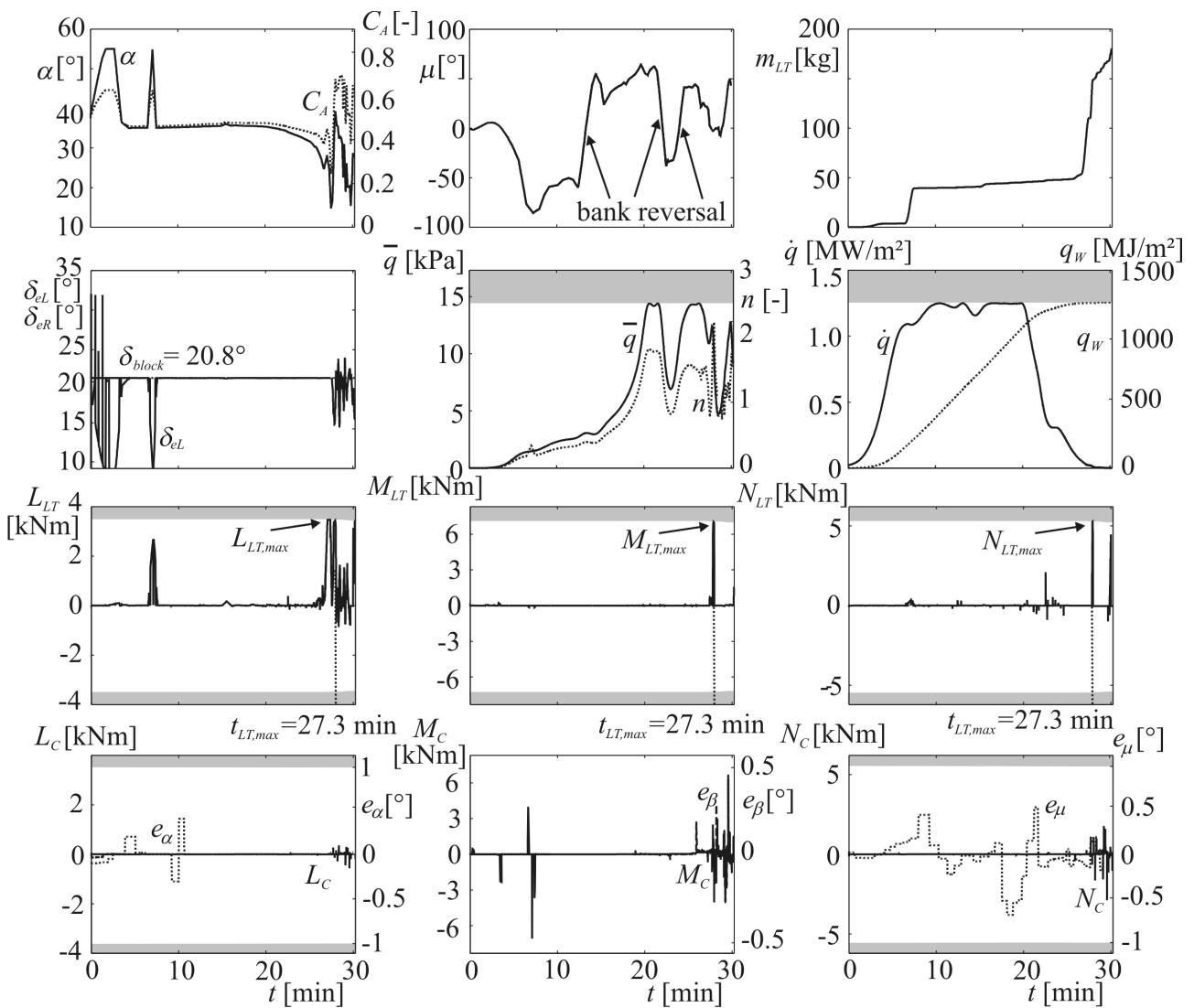


Bild 5.12 Größtmögliche Blockierung  $\delta_{block} = 20.8^\circ$  für:  $n_{LT} = 9$ ,  $\alpha_{max} = 55^\circ$ ,  $\dot{q}_{max} = 1250 \text{ kW/m}^2$

### 5.3.3 Erhöhung von maximal zulässiger Wärmelast und Lastfaktor

Eine weitere Möglichkeit, den Bereich von blockierten Heckklappenstellungen zu erweitern, in dem ein sicherer Wiedereintritt garantiert werden kann, besteht darin, die maximal zulässige Wärmelast für große blockierte Heckklappenstellungen und den zulässigen Lastfaktor für geringe blockierte

Heckklappenstellungen zu erhöhen. Um den Einfluss der erhöhten Wärmelastgrenze zu veranschaulichen, werden in Bild 5.13 die Optimalflugbahnen für den Fall einer großen blockierten Heckklappenstellung bei  $\delta_{block} = 19^\circ$  für den Fall  $q_{W,max} = 1250 \text{ MJ/m}^2$  und  $q_{W,max} = 1300 \text{ MJ/m}^2$  miteinander verglichen. Die benötigte Treibstoffmasse kann von  $m_{LT} = 132.1 \text{ kg}$  auf  $m_{LT} = 85.3 \text{ kg}$  (bei Erhöhung der Wärmelastgrenze) reduziert werden. Die Flugzeit für die beiden Optimalbahnen mit unterschiedlichen thermischen Belastungsgrenzen beträgt in etwa 30 min. Wie zuvor beschrieben, kann aufgrund der Erhöhung des maximal zulässigen Wärmeflusses ein vergleichsweise geringeres Staudruck- bzw. Widerstandsbeschleunigungsniveau während des Schalldurchgangs eingenommen werden. Auf diesem Niveau besteht aufgrund des für die Einhaltung des kommandierten Anstellwinkels notwendigen differentiellen Ausschlags der Heckklappen ein entsprechend geringerer Momentenbedarf der Lageregelungstriebwerke, und damit kann die benötigte Treibstoffmasse insgesamt verringert werden. Um die zulässige Wärmelast einzuhalten, ist es notwendig, dass das Fluggerät zu Beginn des Wiedereintritts schneller verzögert. Dies wird durch einen höheren Anstellwinkel ermöglicht, da in dieser Phase Lageregelungstriebwerke und funktionierende Heckklappenstellung zum Einsatz kommen.

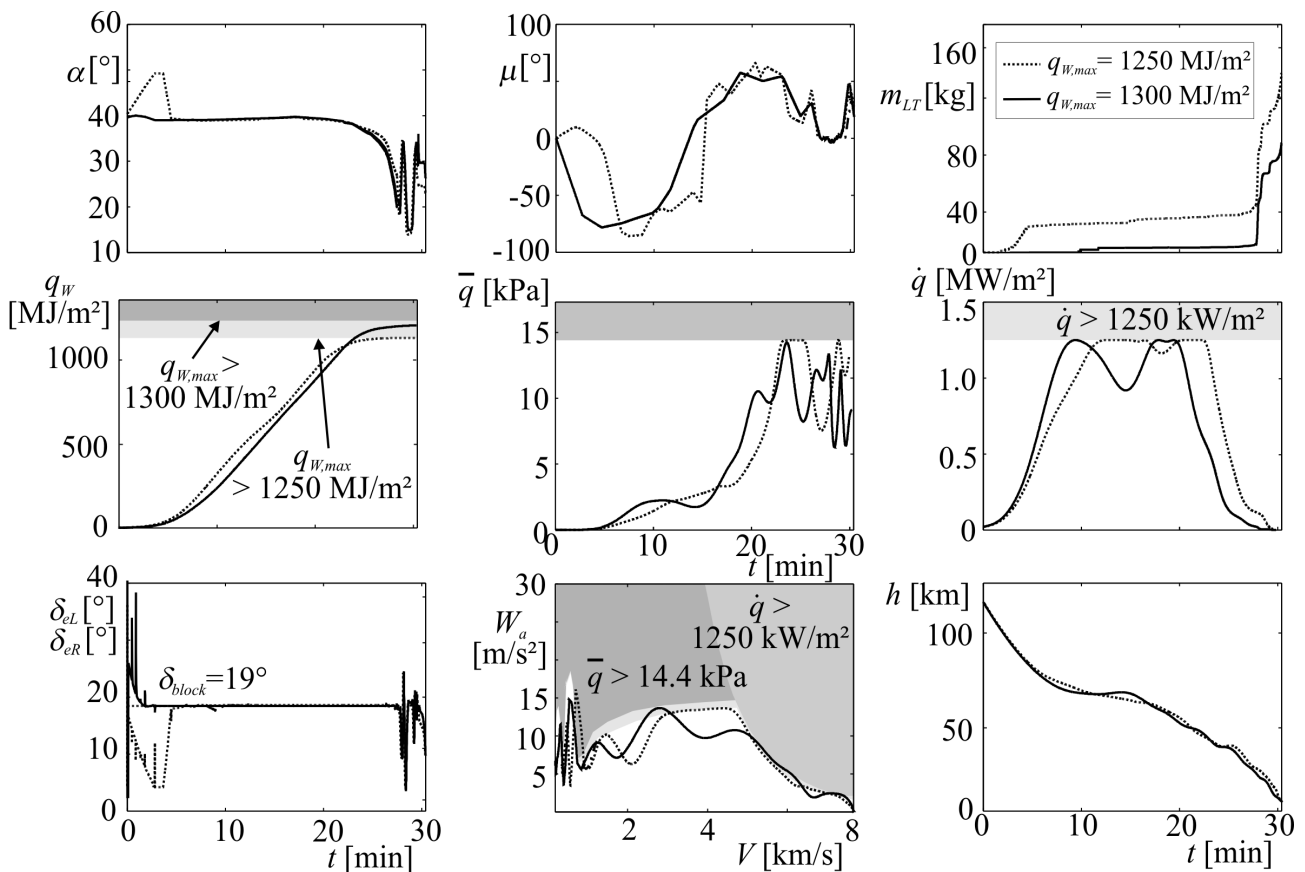


Bild 5.13 Vergleich der Flugbahnen für eine Erhöhung der maximal zulässigen Wärmelast für den Fall  $\delta_{block} = 19^\circ$ ,  $t_{Störfall} = 0 \text{ s}$ ,  $n_{LT} = 9$ ,  $\alpha_{max} = 55^\circ$

Wird jedoch die maximal zulässige Wärmelast erhöht, ist dieses Manöver nicht mehr notwendig, so dass, abgesehen vom Schalldurchgang, nur eine geringe Treibstoffmasse notwendig ist. Das Staudruckniveau und die benötigte Treibstoffmasse können in der letzten Phase noch weiter gesenkt



werden, da, wie aus dem Widerstandsbeschleunigungs-Geschwindigkeits-Diagramm zu ersehen ist, die Erhöhung der maximal zulässigen Wärmelast ein relativ frühes „Verlassen“ der vom maximal zulässigen Wärmefluss bestimmten Phase ermöglicht. So können bei gleichem Maximalschub der Lageregelungstriebwerke im Durchschnitt größere (bis zu einem Grad) blockierte Heckklappenstellungen ausgeglichen werden. Bei geringen blockierten Heckklappenstellungen kann, wie beschrieben, eine geringe Trimmstellung nur mit einem sehr hohen Anstellwinkel ermöglicht werden. Wegen des erhöhten Widerstands kommt es dabei zu einer stärkeren Abbremsung des Fluggeräts, so dass der maximale Lastfaktor erreicht wird. In Bild 5.14 wird die kleinstmögliche blockierte Heckklappenstellung mit  $\delta_{block} = 9.9^\circ$  für die Störfalldaten  $t_{Störfall} = 0$  s,  $\alpha_{max} = 55^\circ$ ,  $\dot{q}_{max} = 1250$  kW/m<sup>2</sup> bei einer Erhöhung des maximal zulässigen Lastfaktors auf  $n_{max} = 3$  gezeigt. Dabei wurde die zur Verfügung stehende Treibstoffmasse auf  $m_{LT} = 80$  kg begrenzt, was einer Verdoppelung der nominell vorgesehenen Treibstoffmasse entspricht. Die Gesamtflugzeit beträgt 28.4 min. Aufgrund der Erhöhung der Lastfaktorgrenze können beide Heckklappenstellungen optimal angeglichen werden. Dabei fliegt das Fluggerät entlang des maximal zulässigen Anstellwinkels. Aus diesem Grund ist das Abdecken kleinerer blockierter Heckklappenstellungen nur mit einem extremen Aufwand an zusätzlicher Treibstoffmasse möglich (ständiges Nickmoment).

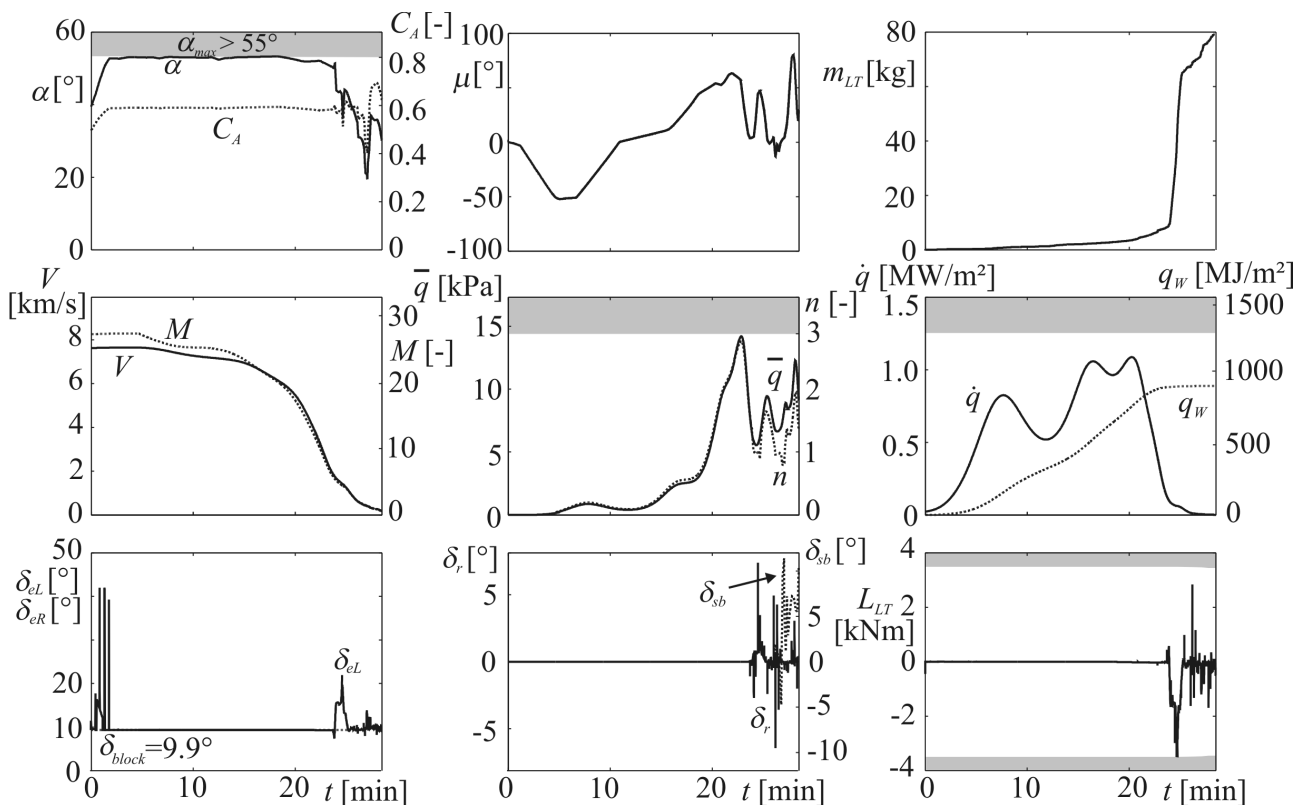


Bild 5.14 Kleinste blockierte Heckklappenstellung  $\delta_{block} = 9.9^\circ$  mit Störfalldaten:  $t_{Störfall} = 0$  s,  $n_{LT} = 9$ ,  $\alpha_{max} = 55^\circ$ ,  $\dot{q}_{max} = 1250$  kW/m<sup>2</sup>,  $n_{max} = 3$ ,  $m_{LT} = 80$  kg.

Der maximale Lastfaktor bei dieser Wiedereintrittsflugbahn liegt bei  $n = 2.64$  g und bedeutet somit eine Überschreitung der nominellen Vorgabe um 5.6%. Auch für die kleinstmögliche blockierte Heckklappenstellung ist die treibstoffoptimale Verteilung der benötigten Steuermomente an die ae-



Kapitel 9.2 eine konstruktive Änderung des Systems vorgeschlagen, die größere blockierte Heckklappenstellungen mit Hilfe einer einfachen Sicherungseinrichtung verhindert. In Bild 5.16 wird der Einfluss des maximalen Schubes auf die Treibstoffmasse bei drei verschiedenen blockierten Klappenstellungen aufgezeigt. Bei kleineren Maximalschüben der Lageregelungstriebwerke muss für große blockierte Klappenstellungen mehr Treibstoffmasse aufgewendet werden, da sonst eine optimale Verteilung der Steuermomente nicht mehr möglich ist. Wird eine optimale Verteilung erreicht, hat der vergrößerte Maximalschub keinen Einfluss auf die Treibstoffmasse.

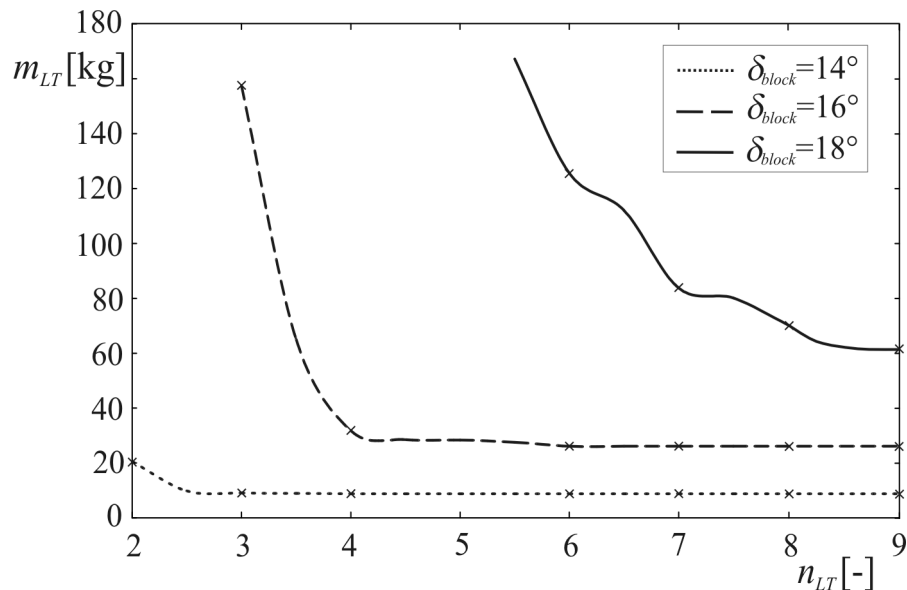


Bild 5.16 Einfluss des maximal zur Verfügung stehenden Schubes für das Störfallszenario „blockierte Heckklappe“ mit Störfalldaten:  $t_{Störfall} = 0$  s,  $\alpha_{max} = 55^\circ$ ,  $\dot{q}_{max} = 1250$  kW/m<sup>2</sup>

Ein weiterer Einflussfaktor bei diesem Störfallszenario ist der Einsatz der verbleibenden Heckklappe. In Kapitel 3.1.3.2 wurden operationelle Gesichtspunkte der Heckklappe, wie z.B. thermische und mechanische Belastbarkeit, definiert. In Bild 5.17 sind für den Fall  $\delta_{block} = 18^\circ$ ,  $t_{Störfall} = 0$  s,  $n_{LT} = 9$ ,  $\alpha_{max} = 55^\circ$ ,  $\dot{q}_{max} = 1250$  kW/m<sup>2</sup> die funktionierende Heckklappenstellung und die maximal erlaubte Stellung aufgrund der thermischen und mechanischen Belastung abgebildet. Da, wie beschrieben, die thermischen Belastungen im Fall einer großen blockierten Klappenstellung am kritischsten sind, kann der abgebildete Fall als ein Extremfall gewertet werden. Die Auswertung zeigt, dass weder die thermischen, noch die mechanischen Lasten überstiegen werden. Auch die maximale Stellgeschwindigkeit des Aktuators wird eingehalten. Die integrierte Laufleistung, die eine Aussage über die Lagerbelastungen gibt, bleibt weit unterhalb der maximalen Belastungsgrenze, da jeder differentielle Klappenausschlag zusätzliche Treibstoffmasse bedeutet. Dieser Umstand gilt allgemein für dieses Störfallszenario, so dass die funktionierende Heckklappe unter operationellem Gesichtspunkt weitaus weniger belastet wird als im Referenzfall.

Bei der Herleitung der Momentenverteilungsfunktion aus Kapitel 4.6.1 wurde angenommen, dass die rechte Heckklappe blockiert. Bei einer blockierten linken Heckklappe muss aus diesem Grund ein Vorzeichenwechsel bei der Berechnung des Roll- und Giermomentenanteils berücksichtigt werden. Der Unterschied in den Ergebnissen für die benötigte Treibstoffmasse ist als marginal

anzusehen, da sich, wie aus Bild 5.18 zu ersehen, zwar die Vorzeichen der benötigten Roll- und Gierschubmomente umdrehen, dies aber aufgrund der Betragsfunktion bei der Treibstoffberechnung keinen Einfluss auf den Treibstoffdurchsatz hat. Es handelt sich bei diesem Beispiel um eine blockierte linke Heckklappe bei  $\delta_{block} = 18^\circ$  und den entsprechenden Missionsvorgaben aus Bild 5.17 (rechte blockierte Heckklappe bei  $\delta_{block} = 18^\circ$ ), um die direkte Vergleichbarkeit beider blockierter Heckklappenstellungen zu ermöglichen.

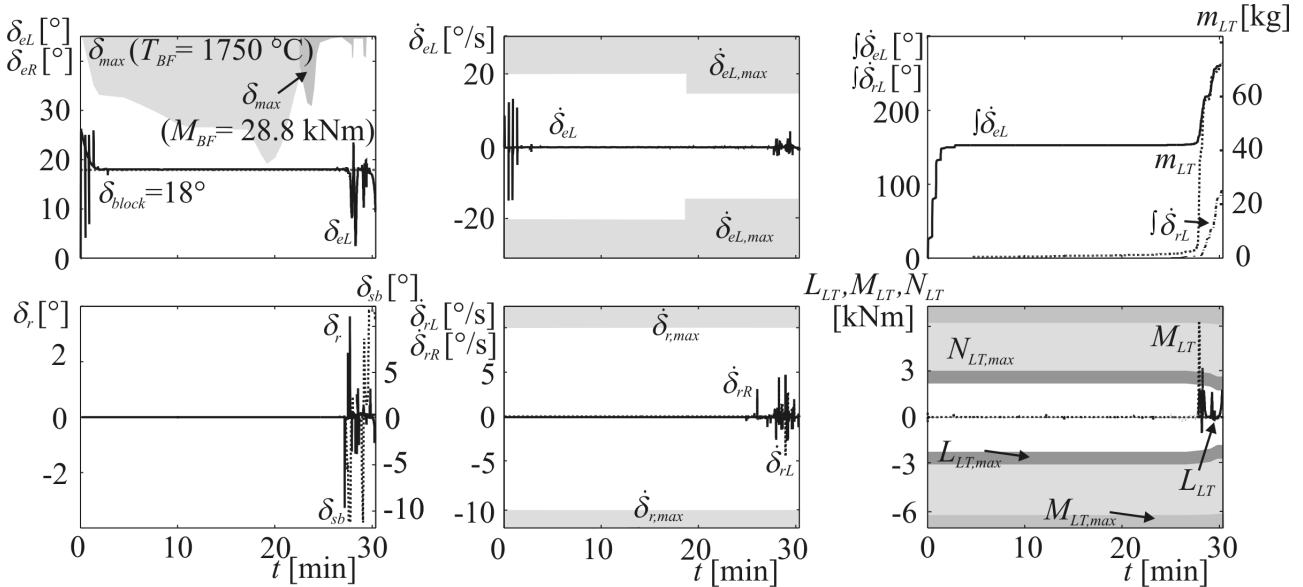


Bild 5.17 Operationelle Gesichtspunkte der funktionierenden Heckklappe für Fall:  $\delta_{block} = 18^\circ$ ,  $t_{Störfall} = 0$  s,  $n_{LT} = 9$ ,  $\alpha_{max} = 55^\circ$ ,  $\dot{q}_{max} = 1250$  kW/m<sup>2</sup>

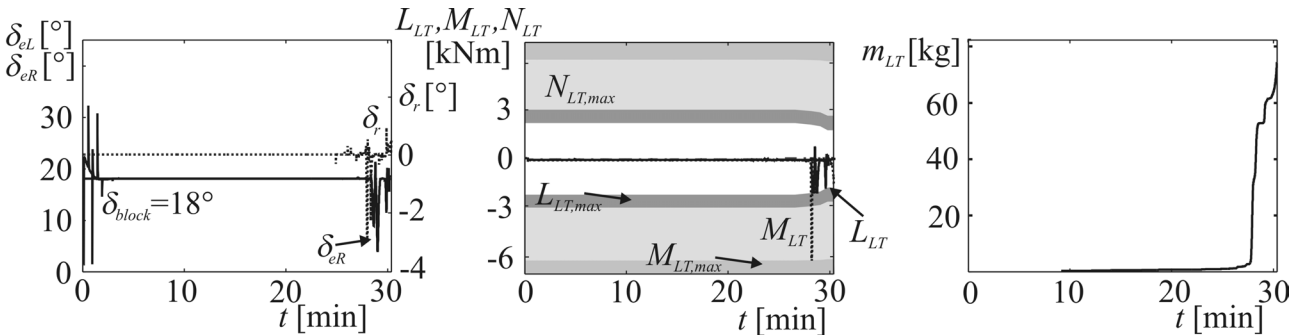


Bild 5.18 Vergleich der Steuerungen für den Fall einer linken blockierten Heckklappe ( $\delta_{block} = 18^\circ$ )

## 5.4 Einfluss des zu erreichenden Landeplatzes

Ein weiterer Gesichtspunkt, der in diesem kritischen Störfallszenario untersucht wurde, betrifft den zu erreichenden Landeplatz. Da das Fluggerät an einem Fallschirm landet, ist die bodenseitige Ausstattung des Landeplatzes nur von sekundärer Bedeutung. In Bild 5.19 werden im Falle einer blockierten Heckklappenstellung von  $\delta_{block} = 14^\circ$  die Flugbahnen zum nominellen Landeplatz Coober Pedy, Australien ( $m_{LT} = 8.8$  kg bei einer Gesamtzeit von  $t_{gesamt} = 29.9$  min) sowie zum

Landeplatz in Woondoola, Australien ( $m_{LT} = 7.8$  kg bei einer Gesamtzeit von  $t_{gesamt} = 33.3$  min), das für diese blockierte Heckklappenstellung mit der geringsten benötigten Treibstoffmasse angesteuert werden kann, miteinander verglichen. Dabei kann eine Reduktion der benötigten Treibstoffs um 12.8% erreicht werden, wobei dabei alle geänderten Bahnbeschränkungen aus Kapitel 2.3.5.2 berücksichtigt werden.

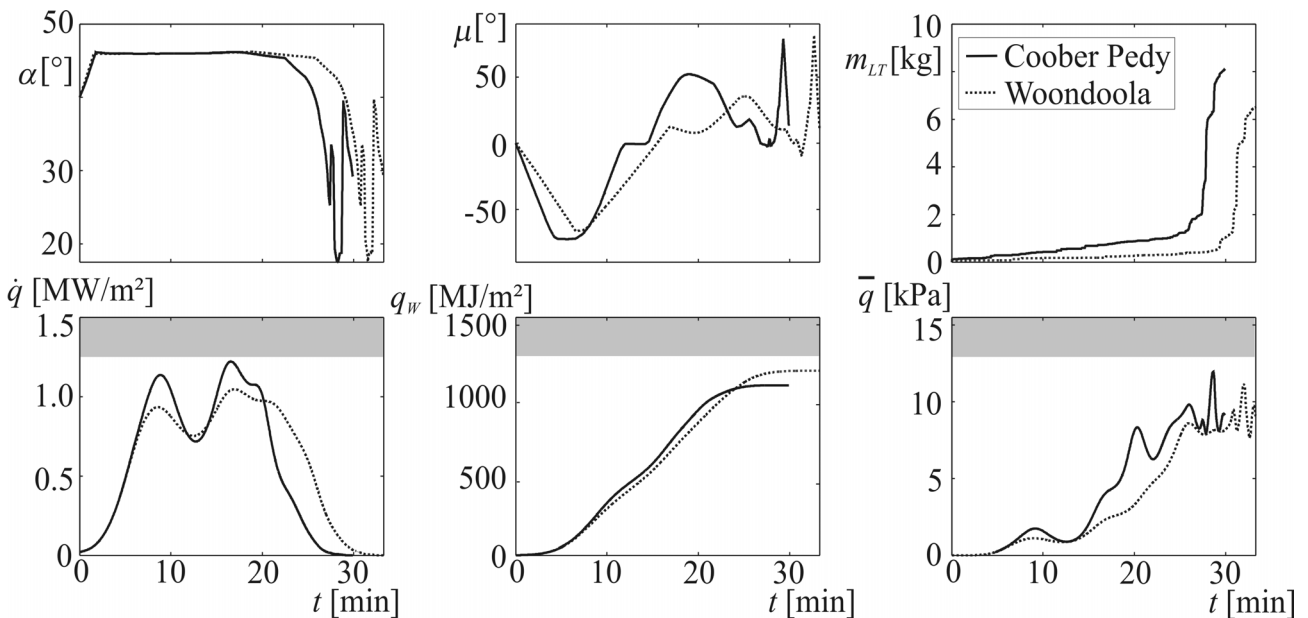


Bild 5.19 Einfluss des Landeplatzes auf die Treibstoffmasse für Störfallszenario „blockierte Heckklappe“ im Vergleich zum nominellen Landeplatz für Fall  $\delta_{block} = 14^\circ$  mit Störfalldaten:  $t_{Störfall} = 0$  s,  $\alpha_{max} = 55^\circ$ ,  $\dot{q}_{max} = 1250$  kW/m<sup>2</sup>,  $q_{W,max} = 1300$  MJ/m<sup>2</sup>

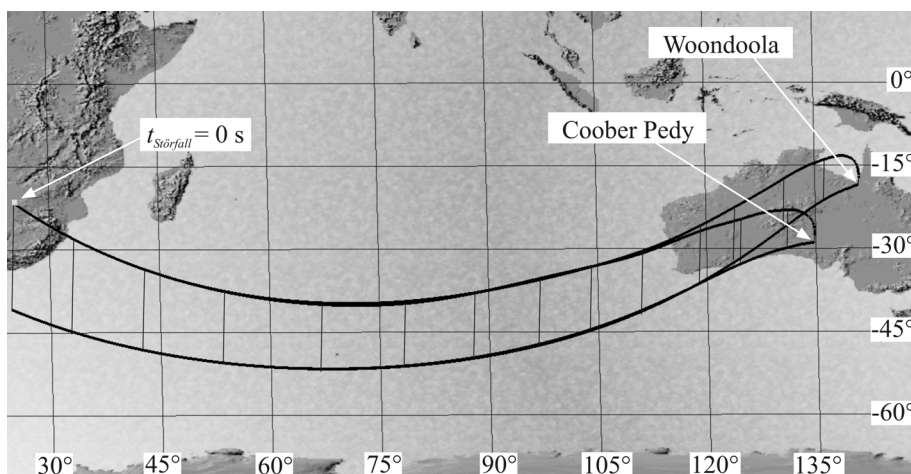


Bild 5.20 3D-Flugbahn zum treibstoffoptimalen und nominellem Landeplatz

Generell kann für die Flugbahn zum treibstoffoptimalen Landeplatz die benötigte Treibstoffmasse gesenkt werden. Die Verringerung der benötigten Treibstoffmasse lässt sich durch den längeren Zeitraum erklären, in dem ein Angleichen der Trimmstellung mit der blockierten Heckklappe erfolgen kann. Gleichzeitig wird der kommandierte Hängewinkelverlauf geglättet, da der Landeplatz, wie in Bild 5.20 zu sehen, eine geringere Seitenreichweite erfordert. Damit werden die zur Steue-

rung notwendigen Momente geringfügig verkleinert. Der insgesamt längere Flug zum alternativen Landeplatz verursacht eine höhere Wärmelast, ohne aber die Belastungsvorgabe von  $q_{W,max} = 1300$  MJ/m<sup>2</sup> zu überschreiten.

Bei Erreichen des nominellen Landeplatzes muss der Anstellwinkel gesenkt werden, um die geforderte Längs- und Seitenreichweite einzuhalten. Bei den treibstoffoptimalen Landeplätzen für eine sehr geringe ( $\delta_{block} = 10^\circ - 13^\circ$ ) blockierte Heckklappenstellung, bei denen das erhöhte Anstellwinkelprofil zu einer vergleichsweise höheren Abbremsung des Fluggeräts führt, handelt es sich somit um Landeplätze, die eine geringere Längs- und Seitenreichweite benötigen. (z.B. Yalata, Arubiddy, Kimba in Australien). So kann insbesondere auch bei niedrigen Geschwindigkeiten der größere Anstellwinkel eingenommen werden, so dass die benötigte Treibstoffmasse gesenkt werden kann. Bei größeren blockierten Heckklappenstellungen ( $\delta_{block} = 14^\circ - 18^\circ$ ) erfolgt eine Umkehrung dieses Effekts. Das Fluggerät muss ein geringeres Anstellwinkelprofil einnehmen, um den Trimmwinkel vergrößern zu können. Dabei erhöhen sich durch den verringerten Widerstandsanteil die Geschwindigkeit und demzufolge auch die Längsreichweite. Um den nominellen Landeplatz erreichen zu können, müssen Widerstand und somit Anstellwinkel erhöht werden. Ist das Erreichen des treibstoffoptimalen Landeplatzes möglich, so ist dieses Manöver nicht notwendig und führt zu optimalen Landeplätzen, die eine vergrößerte Längsreichweite haben. Gleichzeitig verkleinert sich aber die Seitenreichweite, um innerhalb der thermischen Belastungsgrenzen zu verbleiben, so dass die Anzahl möglicher Landeplätze stark eingeschränkt ist (Buka und Gurney in Papua Neu Guinea, Woondoola, Weipa und Lizard Island in Australien). Bei noch größeren blockierten Heckklappenstellungen ( $\delta_{block} = 19^\circ - 20^\circ$ ) ist die maximale Längsreichweite begrenzt, da mit der längeren Flugzeit die maximal zulässige Wärmelast erreicht wird und diese Beschränkung, wie beschrieben, einen entscheidenden Einfluss auf die minimale Treibstoffmasse besitzt. Detaillierte Angaben über die optimalen Landeplätze für die verschiedenen blockierten Heckklappenstellungen zu verschiedenen Störfallzeitpunkten befinden sich in Kapitel 5.5.1.

## 5.5 Einfluss des Störfallzeitpunkts

In diesem Abschnitt soll der Einfluss des Störfallzeitpunkts auf die Zielfunktion untersucht werden. Als mögliche Störfallzeitpunkte wurden im Rahmen der Gefahrenanalyse in Kapitel 2.3.5.2 Störfallzeitpunkte ausgewählt, die in der Orbitalphase bis zu einem Zeitpunkt von  $t_{Störfall} = 1000$  s liegen. Die Anfangsbedingungen der jeweiligen Störfallzeitpunkte können aus Kapitel 4.3.1 entnommen werden.

### 5.5.1 Störfallzeitpunkt: 100 - 1000 Sekunden

Wie in Kapitel 4.3.1 beschrieben, werden die Anfangsbedingungen der Bahnoptimierung vom Störfallzeitpunkt und von den zugehörigen Zuständen der Referenzflugbahn bestimmt. Da aber der größte Treibstoffdurchsatz, wie beschrieben, während der letzten Flugphase (Schalldurchgang bei

etwa  $t \approx 27$  min) stattfindet, sollte die verbleibende Flugzeit mit einer degradierten Steuerung nur in sekundärer Hinsicht die benötigte Treibstoffmasse bestimmen. In Bild 5.21 ist dargestellt, wie für den Fall  $\delta_{block} = 18^\circ$ ,  $n_{LT} = 9$ ,  $\alpha_{max} = 55^\circ$ ,  $\dot{q}_{max} = 1250$  kW/m<sup>2</sup> die verschiedenen Störfallzeitpunkte die jeweils minimal benötigte Treibstoffmasse bestimmen.

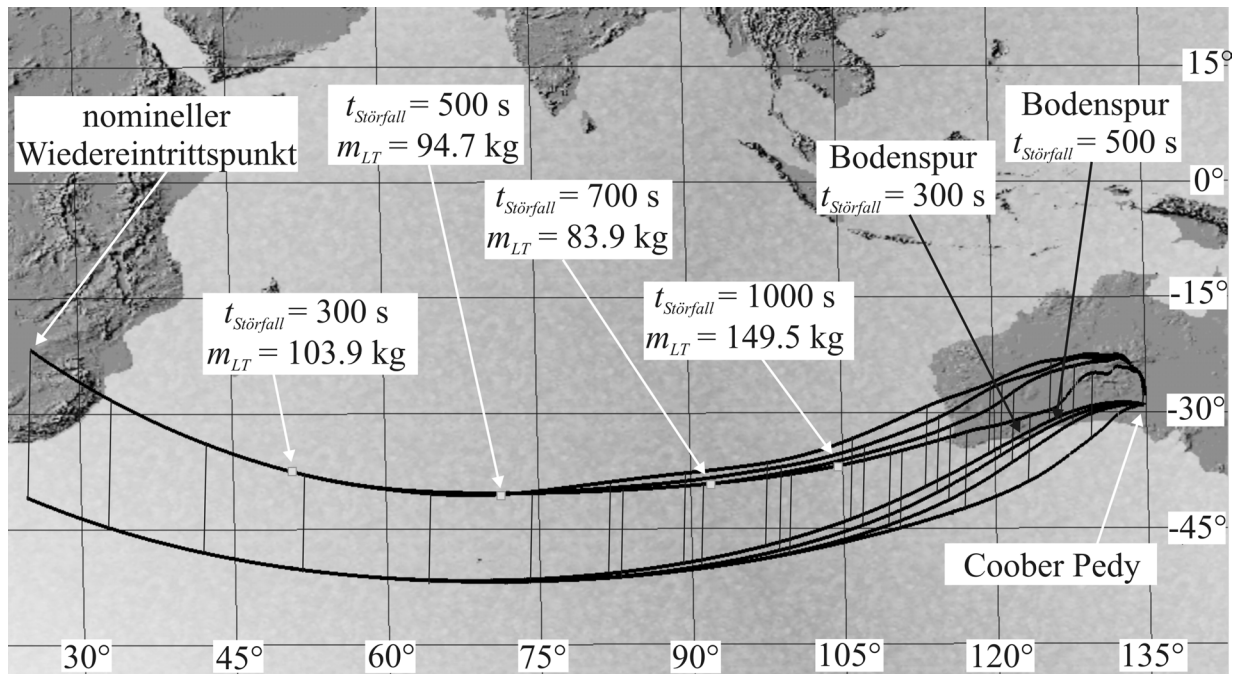


Bild 5.21 Optimalflugbahnen für verschiedene Störfallzeitpunkte für den Fall:  $\delta_{block} = 18^\circ$ ,  $n_{LT} = 9$ ,  $\alpha_{max} = 55^\circ$ ,  $\dot{q}_{max} = 1250$  kW/m<sup>2</sup>

Dabei ist die bei frühen Störfallzeitpunkten verbleibende Flugbahn bis zum nominellen Landeplatz Coober Pedy, Australien, mit einem östlicheren Anflug verbunden, bei dem der Steueraufwand geringer ist. Entgegen der Annahme, dass bei einer blockierten Heckklappenstellung der frühest untersuchte Störfallzeitpunkt ( $t_{Störfall} = 0$  s) wegen des längsten verbleibenden Wiedereintrittszeitraums die höchste Treibstoffmasse benötigt, stellt sich heraus, dass die Anfangsbedingungen der Referenzmission einen erheblichen Einfluss auf die Treibstoffmasse besitzen. Dafür gibt es unterschiedliche Gründe, die teilweise abhängig von der blockierten Heckklappenstellung sind und nachfolgend aufgelistet werden:

- Bei der von der NASA vorgegebenen Flugsteuerung erreicht der Wärmefluss sehr früh den maximal zulässigen Wert. Dies führt zu hohen Wärmelasten bei den jeweils untersuchten Störfallzeitpunkten, die insbesondere bei größeren blockierten Heckklappenstellungen, wie in Kapitel 5.3.3 beschrieben, einen Einfluss auf die benötigte Treibstoffmasse besitzen.
- Die Anfangsbedingungen der Steuerungen (kommandierte Hängewinkel und Anstellwinkel) wirken sich zu späteren Störfallzeitpunkten durch das höhere Staudruckniveau besonders bei kleineren blockierten Heckklappenstellungen negativ auf die benötigte Treibstoffmasse aus.

- Die restliche Flugbahn verkürzt sich bei einem späteren Störfallzeitpunkt derart, so dass die optimalen Steuerungsvorgaben nicht mehr zum Erreichen des Landeplatzes eingehalten werden können. Dies führt dazu, dass die veränderten Maximalbeschränkungen nicht mehr ausgenutzt werden können, so dass einerseits die benötigte Treibstoffmasse ansteigt und andererseits die maximal und minimal blockierten Heckklappenstellungen eingeschränkt werden.

Das hat zur Folge, dass mit dem Optimierungsziel „frühestmöglicher Störfallzeitpunkt“, welches in Kapitel 4.5.3 definiert wurde, keine eindeutigen Bahnoptimierungsergebnisse erzielt werden können, da es bei einer bestimmten blockierten Heckklappenstellung und einer vorgegebenen Treibstoffmasse mehrere Lösungen für den frühestmöglichen Störfallzeitpunkt geben kann. Aus diesem Grund wurde für die exemplarisch gewählten Störfallzeitpunkte ein zusammenfassender Überblick über die benötigte Treibstoffmasse bei vorgegebenen blockierten Heckklappenstellungen erarbeitet. Dabei wurde ein zusätzlicher Bedarf an Treibstoffmasse angenommen, der dem Vierfachen der nominell vorgesehenen Treibstoffmasse entspricht ( $m_{LT} = 160$  kg). In Bild 5.22 ist dieser Zusammenhang dargestellt, wobei die Mindestmenge an Treibstoffmasse  $m_{LT,min}$ , um bei allen untersuchten, von der blockierten Heckklappenstellung abhängigen Störfallzeitpunkten sicher wieder eintreten zu können, grau hinterlegt ist. Gleichzeitig sind diejenigen Störfallzeitpunkte gekennzeichnet, bei denen die größte Treibstoffmasse benötigt wird.

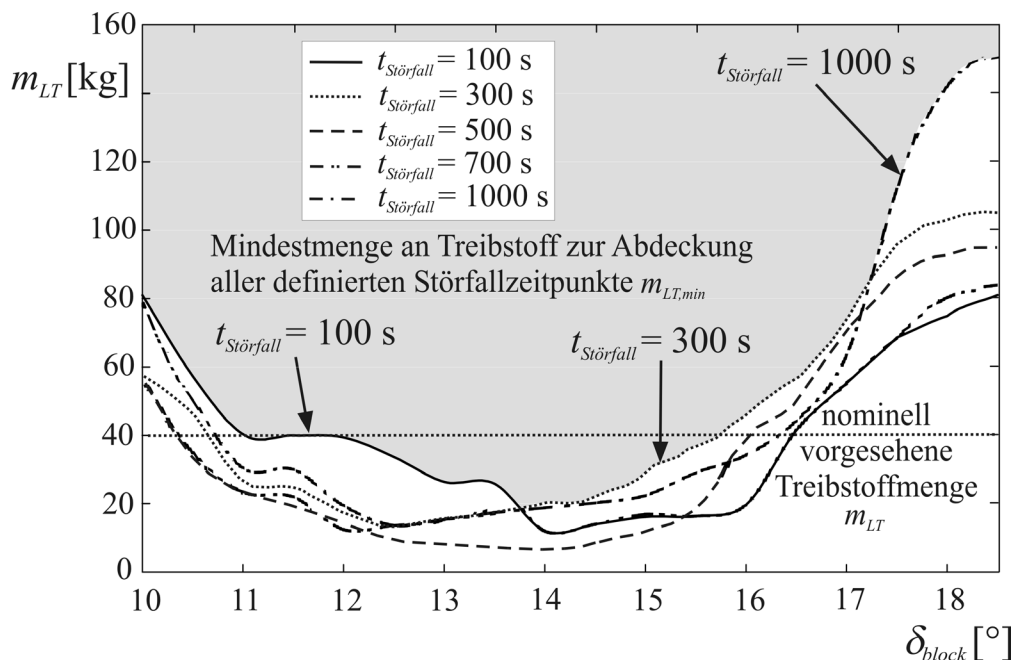


Bild 5.22 Übersicht über den Zusammenhang zwischen benötigter Treibstoffmasse und blockierter Heckklappe zu verschiedenen Störfallzeitpunkten

Es kann festgestellt werden, dass die Treibstoffmasse  $m_{LT,min}$  bei kleinen blockierten Heckklappenstellungen ( $\delta_{block} = 10^\circ - 13.5^\circ$ ) vom frühest untersuchten Störfallzeitpunkt abhängt, was auf den Einfluss des höheren Anstellwinkelprofils zurückzuführen ist.



Die stärkere Abbremsung des Fluggeräts bei einem hohen Anstellwinkelprofil muss mit Hilfe eines geringeren Hängewinkelprofils ausgeglichen werden, um die geforderte Längsreichweite zu erreichen. Im Extremfall reicht dies jedoch nicht mehr aus, und es muss der Anstellwinkel verkleinert werden, um genügend Geschwindigkeit aufzubauen. Dies verursacht zusätzliche Treibstoffmasse, die bei späteren Störfallzeitpunkten, bei denen die Längsreichweite geringer ist, nicht auftritt. In Bild 5.23 sind wichtigsten Zustands- und Steuergrößen für den Extremfall  $\delta_{block} = 9.8^\circ$ ,  $t_{Störfall} = 100$  s abgebildet, der den beschriebenen Zusammenhang wiedergibt.

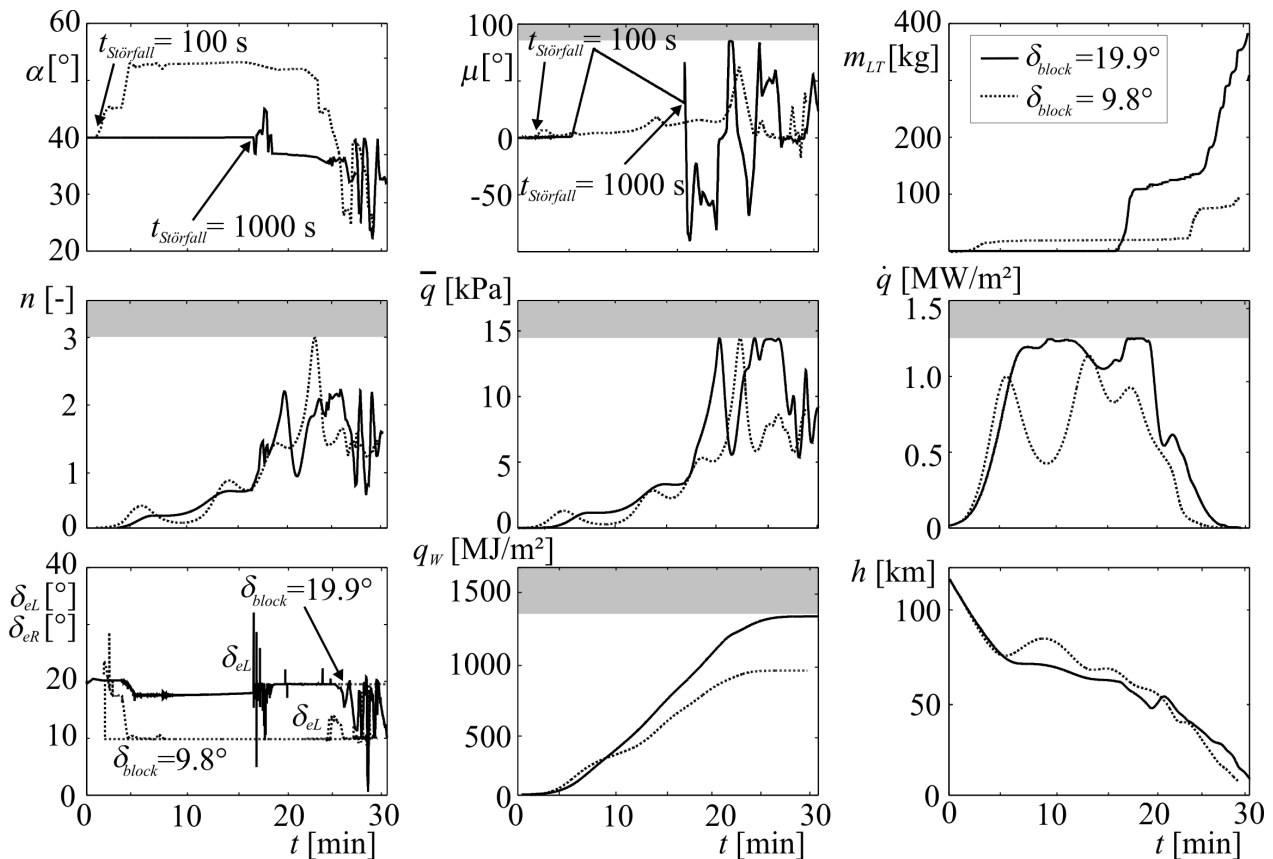


Bild 5.23 Zustands- und Steuergrößen für die Extremfälle:  $\delta_{block} = 9.8^\circ$ ,  $t_{Störfall} = 100$  s und  $\delta_{block} = 19.9^\circ$ ,  $t_{Störfall} = 1000$  s

In Bezug auf mittlere blockierte Heckklappenstellungen ( $\delta_{block} = 13.5^\circ - 17.0^\circ$ ) wurde als kritischer Störfallzeitpunkt der Beginn der thermischen Beanspruchung ( $\dot{q} > 900$  kW/m<sup>2</sup>) identifiziert. Bei diesem Störfallzeitpunkt ist die erforderliche Seiten- und Längsreichweite zum Erreichen des Landeplatzes noch sehr groß. Gleichzeitig sind Wärmefluss bzw. Fluggeschwindigkeit zu diesem Zeitpunkt der Referenzflugbahn schon so hoch, dass das Anstell- und Hängewinkelprofil verändert werden muss, wenn der Wärmefluss eingehalten und gleichzeitig der Landeplatz erreicht werden soll. Insbesondere die Abweichungen vom optimalen Anstellwinkel führen zu einem zusätzlichen Bedarf an Treibstoffmasse, der bei früheren Störfallzeitpunkten nicht besteht. Bei größeren blockierten Heckklappenstellungen ( $\delta_{block} = 17.5^\circ - 19.0^\circ$ ) ist dagegen festzustellen, dass der späteste untersuchte Störfallzeitpunkt die vergleichsweise höchste Treibstoffmasse benötigt. Der Grund hierfür ist einerseits der höhere Staudruck, der bei einem späteren Störfallzeitpunkt auf der

Referenzmission herrscht. Dieser führt zu einem höheren Bedarf an Schub und somit Treibstoffdurchsatz bzw. Treibstoffmasse für die Lageregelungstriebwerke, um den optimalen Anstellwinkel einnehmen zu können. Andererseits werden aufgrund der beschriebenen notwendigen Absenkung des Anstellwinkelprofils die Begrenzungen für den maximal zulässigen Wärmefluss erreicht, der bereits die Referenzmission einschränkt. Um diese Beschränkung einzuhalten und gleichzeitig den Landeplatz zu erreichen, ist eine Mehrzahl von „bank reversals“ erforderlich, die zusätzliche Treibstoffmasse benötigen. Der Fall  $\delta_{block} = 19.9^\circ$ ,  $t_{St\ddot{u}rfall} = 1000$  s stellt somit den anderen Extremfall dar, dessen Steuer- und Bahnverlauf ebenfalls in Bild 5.23 abgebildet ist. Für diesen Fall werden die maximal zulässigen Schubmomente in jeder Richtung erreicht. Auch die benötigte Treibstoffmasse von  $m_{LT} = 389$  kg zeigt, dass im Falle einer großen blockierten Heckklappenstellung bei einem späten Störfallzeitpunkt mehr Treibstoffmasse benötigt wird als bei einem sehr frühem Störfallzeitpunkt. Bild 5.24 zeigt die 3D-Flugbahn für diese beiden Extremfälle.

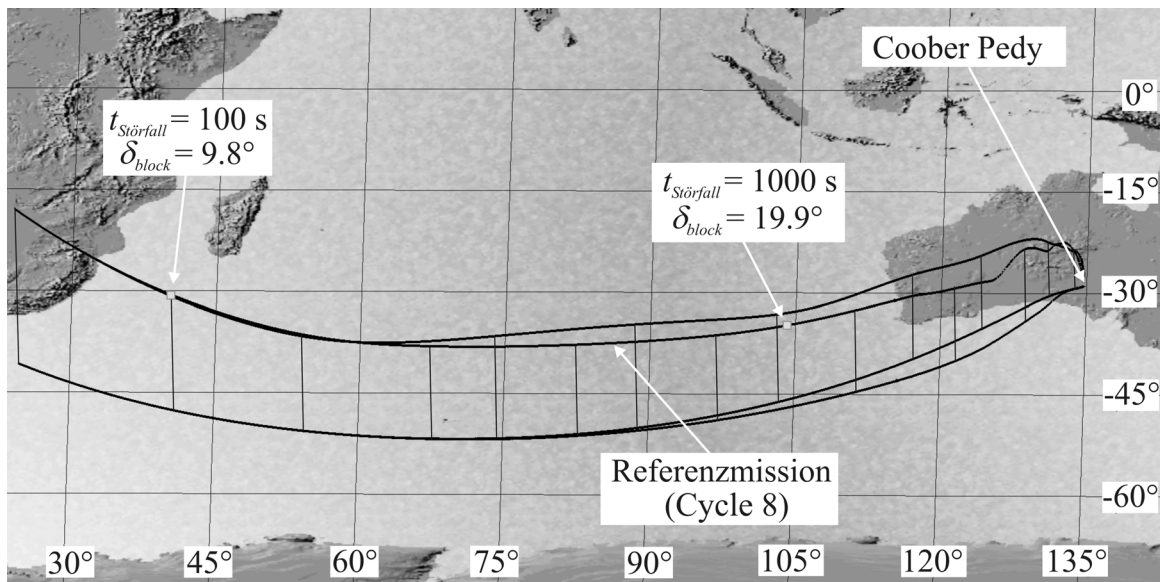


Bild 5.24 3D-Flugbahn für die Extremfälle blockierter Heckklappenstellungen bei unterschiedlichen Störfallzeitpunkten

In Bild 5.25 sind bei verschiedenen blockierten Heckklappenstellungen treibstoffoptimale Wiedereintrittsflugbahnen für den Störfallzeitpunkt  $t_{St\ddot{u}rfall} = 300$  s abgebildet. Dabei ist jeweils angegeben, welcher treibstoffoptimale Landeplatz ausgewählt wurde und wie sich die Treibstoffmasse prozentual im Vergleich zur Treibstoffmasse verringert ( $\Delta m_{LT}$ ), die zum Erreichen des nominellen Landeplatz Cooper Pedy, Australien, notwendig ist. Der teilweise große Unterschied in der benötigten Treibstoffmasse liegt, wie bereits in Kapitel 5.4 beschrieben, hauptsächlich im optimalen Anstellwinkelverlauf begründet, der für den treibstoffgünstigsten untersuchten Landeplatz ausgewählt werden kann. In Bild 5.26 und Bild 5.27 sind die vergleichbaren Optimalflugbahnen bei verschiedenen blockierten Heckklappenstellungen für die Störfallzeitpunkte  $t_{St\ddot{u}rfall} = 500$  s und  $t_{St\ddot{u}rfall} = 700$  s veranschaulicht. Der geringere Unterschied in der geographischen Entfernung der treibstoffoptimalen Landeplätze voneinander für spätere Störfallzeitpunkte ist darauf zurückzuführen, dass sich aufgrund der kürzeren verbleibenden Flugzeit die Längsreichweite nur geringfügig erhöhen kann. Für einen Störfallzeitpunkt von  $t_{St\ddot{u}rfall} = 1000$  s wurden die Wiedereintrittsflugbahnen

für den nominellen Landeplatz errechnet, da ein geänderter Landeplatz nur noch minimal die benötigte Treibstoffmasse beeinflusst.

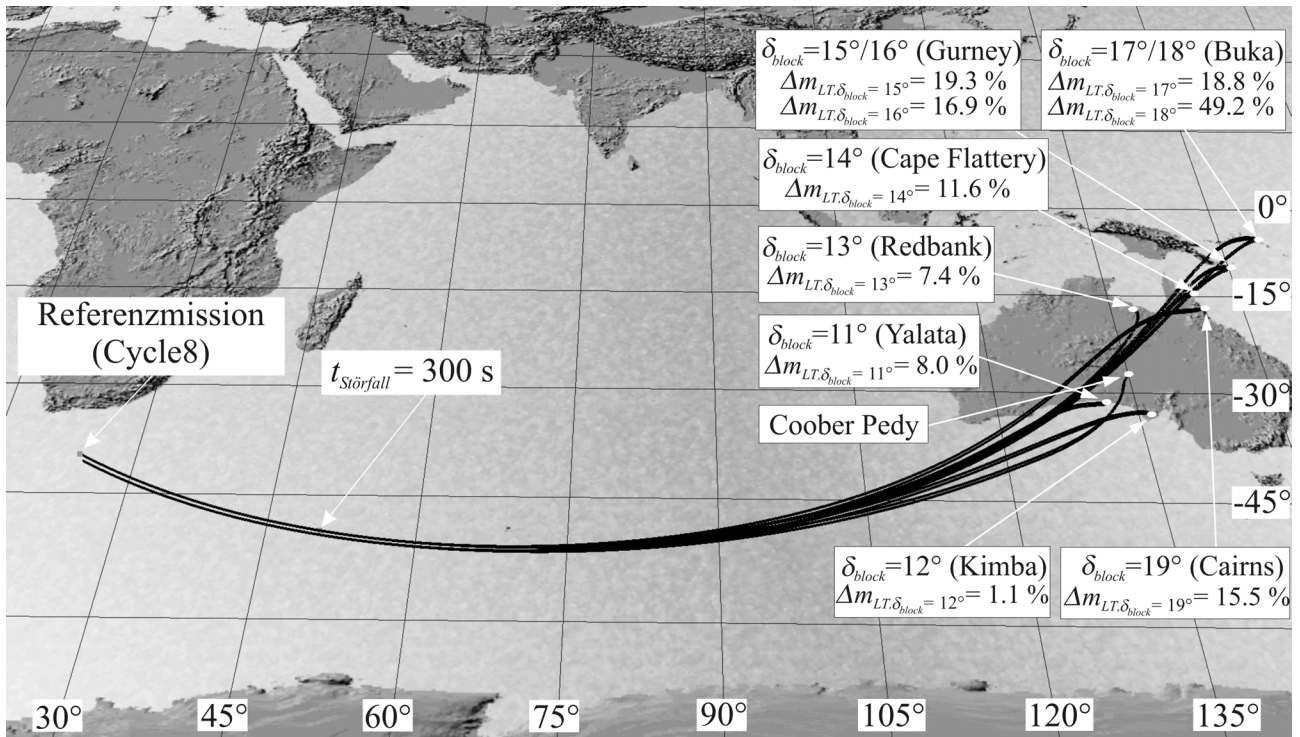


Bild 5.25 Einfluss des Landeplatzes auf die Treibstoffmasse für verschiedene blockierten Heckklappenstellungen mit Störfalldaten:  $t_{Störfall} = 300 \text{ s}$ ,  $\dot{q}_{max} = 1250 \text{ kW/m}^2$

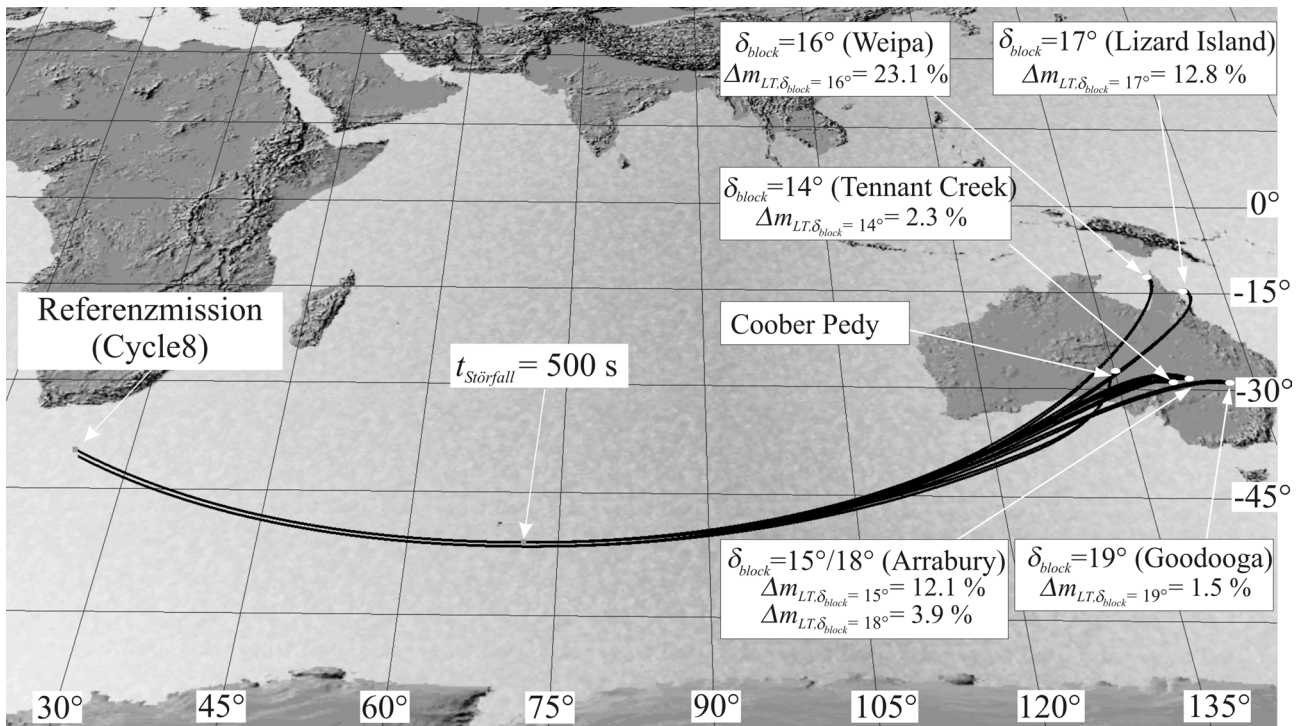


Bild 5.26 Einfluss des Landeplatzes auf die Treibstoffmasse bei verschiedenen blockierten Heckklappenstellungen mit Störfalldaten:  $t_{Störfall} = 500 \text{ s}$ ,  $\dot{q}_{max} = 1250 \text{ kW/m}^2$

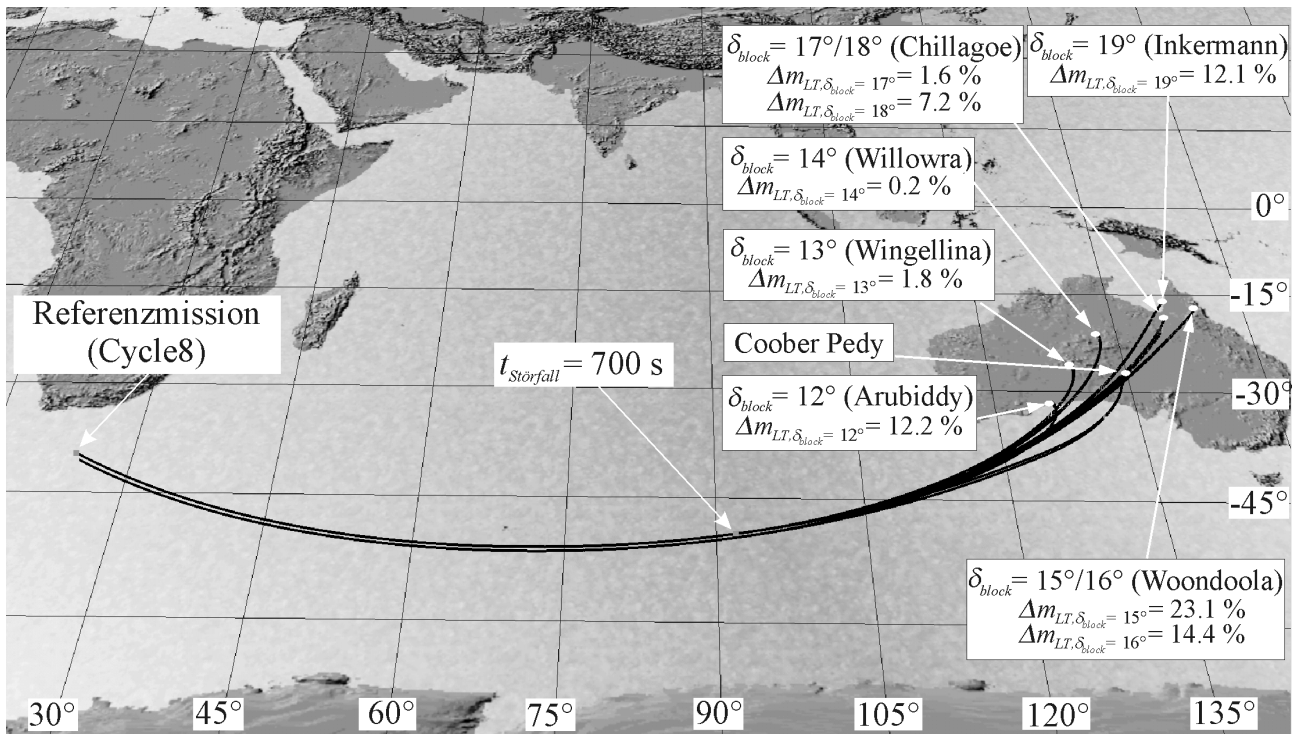


Bild 5.27 Einfluss des Landeplatzes auf die Treibstoffmasse bei verschiedenen blockierten Heckklappenstellungen mit Störfalldaten:  $t_{St\ddot{u}rfall} = 700 \text{ s}$ ,  $\dot{q}_{max} = 1250 \text{ kW/m}^2$

Allgemein lässt sich aufgrund der Aussage aus Kapitel 5.3.3 sagen, dass nur bei extrem großen blockierten Heckklappenstellungen der Anflug auf einen treibstoffminimalen Landeplatz sinnvoll ist. Denn bei blockierten Heckklappenstellungen in einem Bereich von  $\delta_{block} = 10 - 17^\circ$  verbleibt die benötigte Treibstoffmasse  $m_{LT}$ , mit dem der nominelle Landeplatz erreicht werden kann, zu jedem untersuchten Störfallzeitpunkt innerhalb von  $m_{LT} = 100 \text{ kg}$  (Erhöhung der nominell vorgesehenen Treibstoffmasse um das Zweieinhalbfache).

## 5.5.2 Störfallzeitpunkt: Orbit

In Kapitel 2.3.5.2 wurde aufgrund der möglichen Störfallursachen ein Störfallzeitpunkt bestimmt, der bereits während der Orbitalphase des Fluggeräts (angedockt an ISS, Abdockmanöver) eintreten kann. Die bestmögliche Lösung bei einem solchem Störfallscenario ist das „Safe Haven“-Prinzip, das aber ein zweites vom beschädigten Wiedereintrittsfluggerät unabhängiges System (Shuttle, Sojus) voraussetzt. Es ist jedoch höchst unwahrscheinlich, dass dieses innerhalb der zur Verfügung stehenden Zeit (die maximale Orbitverweildauer des Fluggeräts beträgt 9 Stunden) erreicht werden kann. Daher muss ein Wiedereintrittsszenario trotz der degradierten Heckklappe vorgesehen werden. Es ist das Ziel einer solchen Wiedereintrittsflugbahn für diesen Störfallzeitpunkt, wie in Kapitel 4.5.4 beschrieben, ein möglichst „großes“ Wiedereintrittsfenster bezüglich der Seitenreichweite zur Verfügung zu stellen, so dass nur eine geringe Anzahl an (möglichst nominell

vorgesehenen) Landeplätzen weltweit notwendig ist, um Betriebskosten einzusparen. Pro Umlauf verschiebt sich die Spur des aktuellen Orbits durch die Erdrotation nach

$$\Delta\lambda = -2\pi \frac{\omega_E}{r_E} \sqrt{\frac{(r_E + h)^3}{g_0}} \quad (5.1)$$

um  $23.09^\circ$  westwärts für eine Orbithöhe von 386 km (ISS). Eine Erdumrundung dauert 92.13 min nach

$$T_{\text{Kreisorbit}}(h) = \frac{2\pi}{r_E} \sqrt{\frac{(r_E + h)^3}{g_0}}. \quad (5.2)$$

Das bedeutet, dass bei einer maximalen Verweildauer des Fluggeräts im Orbit von 9 Stunden ein Bereich von  $\Delta\lambda_{\max} = 135.34^\circ$  abgedeckt werden kann. Das bedeutet aber auch, dass bei einer zur Verfügung gestellten Seitenreichweite von mindestens  $\Delta\lambda_{\min} = 23.09^\circ$  nur drei Landeplätze ausreichen, um innerhalb der vorgegebenen Orbitverweildauer einen Wiedereintritt initiieren zu können. Diese Landeplätze sind auch für die Nominalmission notwendig und wurden in [111] definiert (Coober Pedy, Australien, Nequem, Argentinien und San Nicolas Island, USA). In Bild 5.28 sind für den Fall  $\delta_{\text{block}} = 14^\circ$ ,  $t_{\text{Störfall}}$  in der Orbitalphase,  $m_{LT} = 100$  kg,  $\alpha_{\max} = 55^\circ$ ,  $\dot{q}_{\max} = 1250$  kW/m<sup>2</sup> mit Landeplatz Coober Pedy, Australien, die Orbital- und die Wiedereintrittsbahnen für den frühest- und spätestmöglichen absteigenden Knoten  $\lambda_{\text{abst. Knoten}}$  abgebildet. Es ergibt sich ein  $\Delta\lambda_{\text{abst. Knoten}}$  von  $27.6^\circ$  ( $\Delta\lambda_{\text{abst. Knoten}} > \Delta\lambda_{\min}$ ), so dass für diesen Störfall die benötigte Anforderung an Seitenreichweite innerhalb der vorgegebenen Grenzen erfüllt werden kann. Die Verringerung zum nominalen Eintritt beträgt 18% (nominaler Eintritt laut [59]:  $\Delta\lambda_{\text{abst. Knoten}} = 35^\circ$ ).

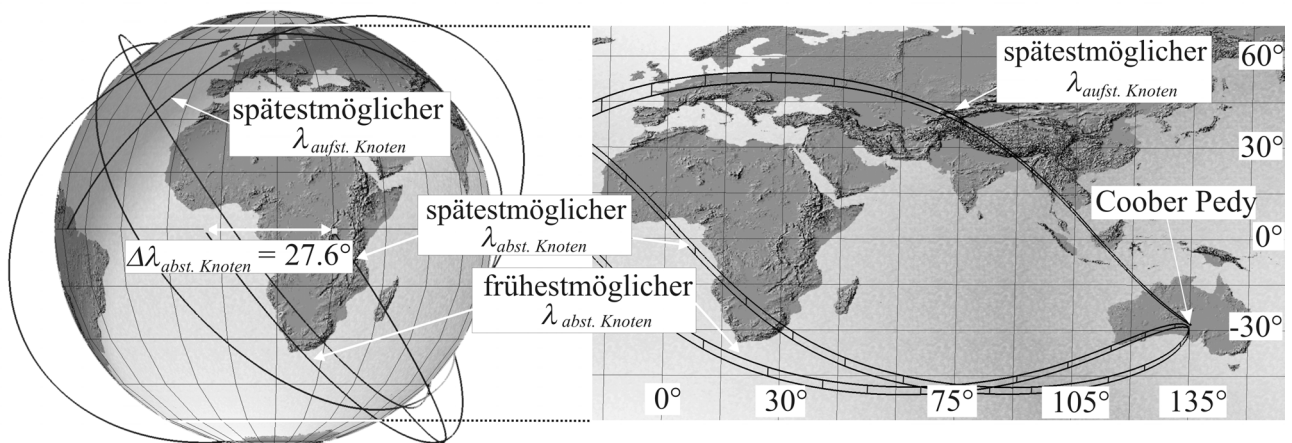


Bild 5.28 Darstellung von  $\Delta\lambda_{\text{abst. Knoten}}$  für die Störfalldaten:  $\delta_{\text{block}} = 14^\circ$ ,  $t_{\text{Störfall}}$  in der Orbitalphase,  $m_{LT} = 100$  kg,  $\dot{q}_{\max} = 1250$  kW/m<sup>2</sup> mit Landeplatz Coober Pedy, Australien

Eine weitere Möglichkeit, den Landeplatz Coober Pedy in Australien zu erreichen, besteht darin, dass das Deorbitmanöver nach Erreichen des aufsteigenden Knotens des letzten Orbits initiiert wird. Sie hat aber den Nachteil, dass, wie in Bild 5.28 zu sehen ist, der Wiedereintritt größtenteils über bewohntem Gebiet erfolgt. Zudem verringert sich die Anzahl der nötigen Landeplätze nicht, da der

abgebildete späteste  $\lambda_{\text{aufst. Knoten}}$  kleiner ist als die Differenz aus frühestmöglichem  $\lambda_{\text{abst. Knoten}}$  und  $\Delta\lambda_{\text{min}}$ , um Coober Pedy, Australien, zu erreichen. Das bedeutet, dass für den Bereich zwischen dem spätesten  $\lambda_{\text{aufst. Knoten}}$  und frühesten  $\lambda_{\text{abst. Knoten}}$  weiterhin zwei weitere Landeplätze notwendig sind. Aus diesem Grund sind für dasselbe Störfallszenario in Bild 5.29 die Orbit- und Wiedereintrittsbahnen für das Erreichen der Landeplätze Coober Pedy, Australien, Nequem, Argentinien, und San Nicolas Island, USA, abgebildet. Es zeigt sich, dass bei der Auswahl dieser nominellen Landeplätze die Orbitverweildauer unterhalb der geforderten 9 Stunden liegt, wenn für den Landeplatz Nequem, Argentinien, oder San Nicolas Island, USA, auch der nördliche Anflug ermöglicht wird. Dieser nördliche Wiedereintritt erfolgt nicht über bewohntem Gebiet und stellt somit kein Sicherheitsrisiko dar. Die maximale Orbitverweildauer tritt dann ein, wenn das Fluggerät die letzte Möglichkeit verpasst San Nicolas Island von Süden her anzufliegen. In diesem ungünstigsten Fall muss das Fluggerät etwa 7.1 Stunden im Orbit warten, um so die nötige westliche Verschiebung um  $107^\circ$  zu erreichen. Dann erst kann Nequem wieder von Süden her angeflogen werden. Der maximal erreichbare Wiedereintrittsbereich  $\Delta\lambda_{\text{abst. Knoten}}$  unterscheidet sich für die verschiedenen Landeplätze nur marginal. Da bei höheren Breitengraden, in denen der Landeplatz liegt, eine geringere Erdrotationsgeschwindigkeit auftritt, muss das Fluggerät eine größere Geschwindigkeitsdifferenz überwinden, was zu einer geringfügigen Verringerung von  $\Delta\lambda_{\text{abst. Knoten}}$  führt.

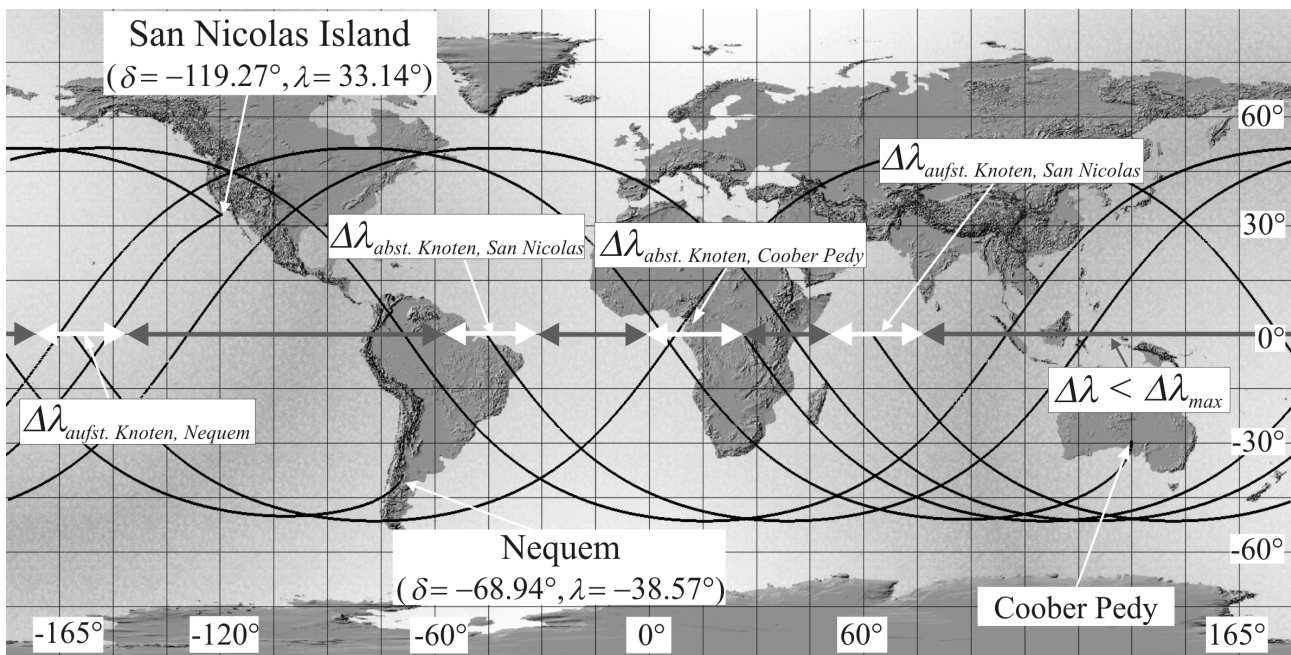


Bild 5.29 Untersuchung der Orbitverweildauer mit den Landeplätzen: Coober Pedy (Australien), Nequem (Argentinien) und San Nicolas Island (USA)

Der zeitliche Verlauf wichtiger Steuerungs- und Zustandsgrößen für den frühestmöglichen absteigenden Knoten  $\lambda_{\text{abst. Knoten}}$  mit dem Landeplatz Coober Pedy, Australien, wird in Bild 5.30 gezeigt. Der Deorbitimpuls wird mit einer Drehung des Fluggeräts um die Querachse eingeleitet, so dass die Deorbittriebwerke in Flugrichtung nach vorne zeigen. Die optimale Lage ist dabei bei einem Winkel von  $181.3^\circ$  zwischen der Längsachse des Fluggeräts und der Flugbahnrichtung erreicht. Der Verlauf zeigt, dass das Deorbitmanöver hauptsächlich zur Abbremsung des Fluggeräts dient. Es er-

folgt jedoch auch eine geringe Ablenkung zur Erde hin, so dass ein steilerer Wiedereintrittswinkel erforderlich wird. Das Abkoppeln des Deorbit-Moduls nach erfolgtem Deorbitimpuls ist im Verlauf der Gesamtmasse des Fluggeräts erkennbar.

Ab einer Flugzeitzeit von 115 min beginnt der atmosphärische Wiedereintritt in einer Höhe von  $H_{EI} = 121$  km. Der frühestmögliche  $\lambda_{abst. Knoten}$  wird durch einen nahezu durchgehend positiven Hängewinkelverlauf erreicht. Dabei führt das Fluggerät zunächst einen sehr steilen Wiedereintritt durch, der einen „Aufprall“ auf die Atmosphäre mit gleichzeitig großem Geschwindigkeitsverlust verursacht. So ist es möglich, in relativ geringer Höhe durch den positiven Hängewinkelverlauf eine maximale Querreichweite zu erzeugen, ohne den maximal zulässigen Wärmefluss zu überschreiten. Das Fluggerät erreicht dabei die maximal zulässige Wärmelast  $q_{W,max} = 1300$  MJ/m<sup>2</sup>. Die Erhöhung des Anstellwinkelverlaufs, die notwendig ist, um die Trimmstellung der blockierten Heckklappenstellung von  $\delta_{block} = 14^\circ$  nachzuführen, vermindert zwar die maximal erreichbare Seitenreichweite aufgrund des höheren Widerstands und der damit verbundenen Abbremsung des Fluggeräts (siehe Kapitel 5.3.1). Diesem kann aber, wie beschrieben, durch den steileren Wiedereintrittswinkel und der damit verbundenen Geschwindigkeitserhöhung entgegengewirkt werden. Der Treibstoffdurchsatz erhöht sich jedoch stark aufgrund des positiven Hängewinkelverlaufs in der vom maximal zulässigen Wärmefluss bestimmten Phase.

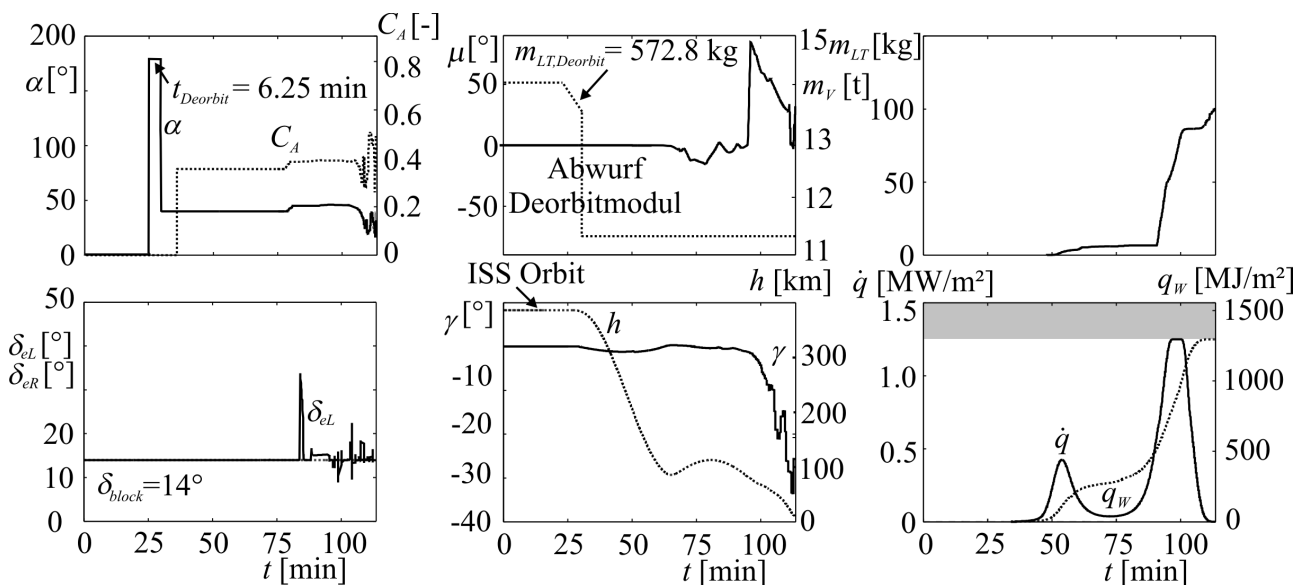


Bild 5.30 Fall  $\delta_{block} = 14^\circ$  mit Störfalldaten:  $t_{Störfall}$  in der Orbitalphase,  $m_{LT} = 100$  kg,  $\alpha_{max} = 55^\circ$ ,  $\dot{q}_{max} = 1250$  kW/m<sup>2</sup>,  $q_{W,max} = 1300$  MJ/m<sup>2</sup> mit Landeplatz: Coober Pedy, Australien

In Bild 5.31 ist für den erfliegbaren Bereich mit blockierten Heckklappenstellungen die jeweils maximal erreichbare Seitenreichweite in Grad des absteigenden Knoten des letzten Orbits dargestellt. Es zeigt sich, dass der Bereich von  $\Delta\lambda_{abst. Knoten}$  bei allen untersuchten blockierten Heckklappenstellungen ausreicht, um die geforderte Seitenreichweite  $\Delta\lambda_{min}$  einzuhalten. Mit größeren Anstellwinkelprofilen, die für kleiner blockierte Heckklappenstellungen notwendig sind, aber zugleich die Längsreichweite einschränken, ergibt sich bis zu einer blockierten Klappenstellung von

$\delta_{block} = 10^\circ$ , die den kritischsten Fall darstellt, immer noch eine Sicherheitsreserve von etwa einem Grad.

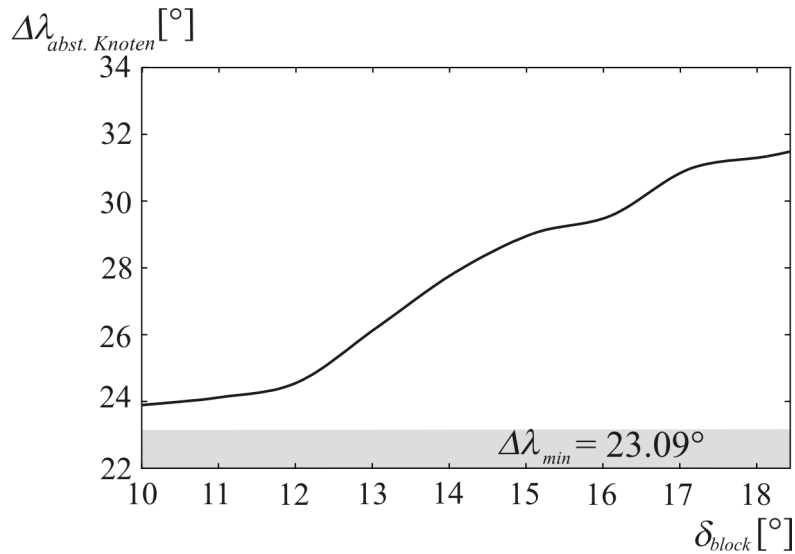


Bild 5.31 Gegenüberstellung von absteigendem Knoten des letzten Orbits und blockierten Heckklappenstellungen

Für den Zwischenbereich zwischen frühest- und spätestmöglichem  $\lambda_{abst. Knoten}$  kann die Treibstoffmasse entsprechend Bild 5.32, das die Ergebnisse einer Vielzahl von Optimalflugbahnen zu jeweils geänderten Anfangsbedingungen für den absteigenden Knoten des letzten Orbits darstellt, gesenkt werden. Auch der Punkt für den nominellen Wiedereintritt ist gekennzeichnet. Es zeigt sich, dass der nominelle Wiedereintrittspunkt bezüglich der benötigten Treibstoffmasse nahezu ein Optimum bildet. Daraus geht ebenfalls hervor, dass sich, wie bereits festgestellt worden ist, ein weiter östlich gelegener Anflug des Landeplatzes Coober Pedy positiv auf die Treibstoffmasse auswirkt.

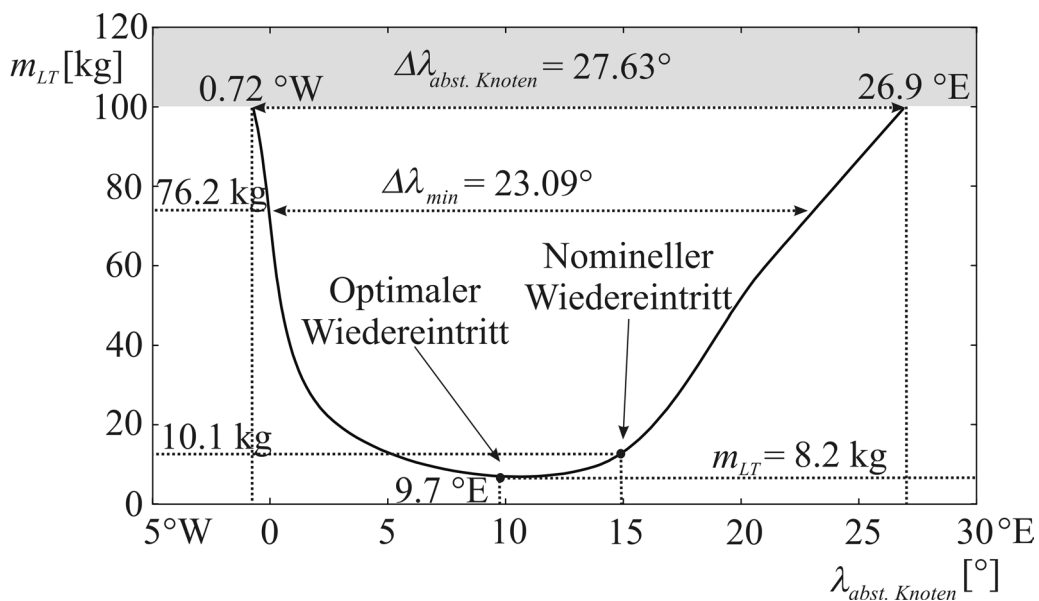


Bild 5.32 Auswertung der Treibstoffmasse abhängig von der Längengradabweichung des absteigenden Knoten mit den Störfalldaten:  $\delta_{block} = 14^\circ$ ,  $t_{Störfall}$  in der Orbitalphase



## 5.6 Einfluss des Triebwerkmodells

In Kapitel 3.1.4 sind zwei verschiedene Möglichkeiten beschrieben, wie das redundante Lageregelungstriebwerkssystem konfiguriert werden kann. Dabei handelt es sich einmal um das Schubmodell 2, bei dem das redundante Lageregelungssystem durch ein System ausgetauscht wird, dessen Lageregelungstriebwerke einen auf  $F_{max} = 888 \text{ N}$  (200 lbf.) vergrößerten maximalen Schub besitzen. Für das Schubmodell 3 wird angenommen, dass zwei redundante Systeme mit jeweils um  $F_{max} = 444 \text{ N}$  (100 lbf.) vergrößertem Maximalschub der Lageregelungstriebwerke eingebaut werden. Dabei ist bei beiden Schubmodellen die Abhängigkeit des stationären Treibstoffdurchsatzes vom benötigten Schubmoment berücksichtigt. Die Änderung des verwendeten Schubmodells beeinflusst auch die Momentenverteilungsfunktion aus Kapitel 4.6.1. Aufgrund der größeren Effizienz der Triebwerke für Schubmodell 2 oder 3 flacht die Verbrauchskurve für größere Schubmomente ab. Der Verlauf stellt sich für größere benötigte Schubmomente als diejenigen des nominellen maximal zur Verfügung stehenden Schubes ( $F_{max} = 111 \text{ N}$ ) als eine Kurve dar. Diese kommt zustande, da eine zweite Variable, die abhängig von der Heckklappenstellung  $\delta_e$  ist, in die Berechnung des Treibstoffdurchsatzes multipliziert wird. Diese stellt das benötigte Schubmoment dar, so dass sich ein hyperbolischer Kurvenverlauf ergibt.

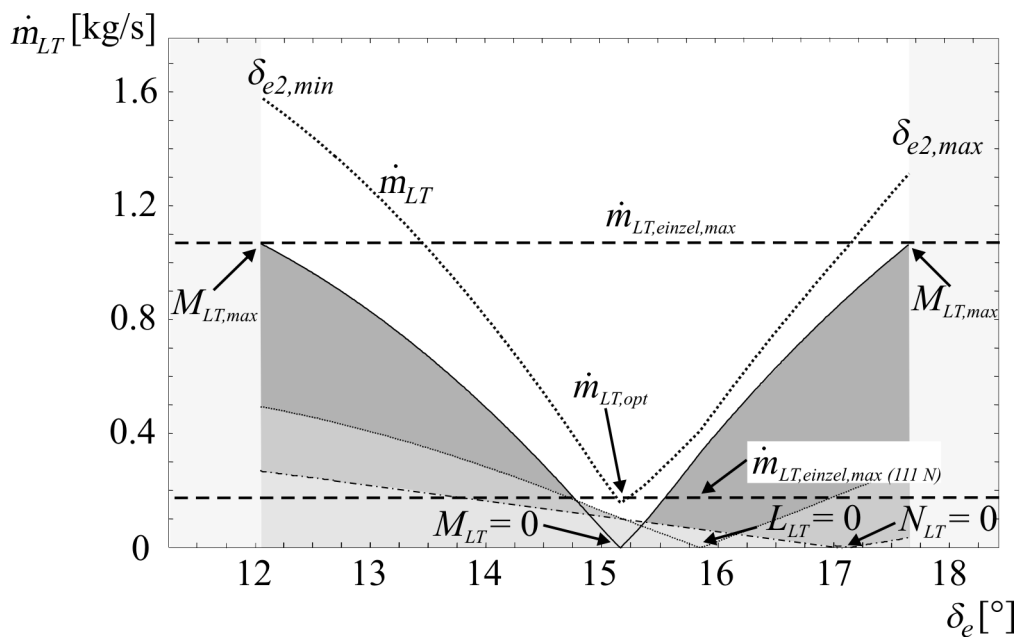


Bild 5.33 Momentenverteilungsfunktion (1. Phase) für Störfallszenario „blockierte Heckklappe“ mit Schubmodell 2 für Fall  $\delta_{block} = 15^\circ$

Dieser Zusammenhang wird in Bild 5.34 für das Schubmodell 2 (Phase 1) veranschaulicht, in dem die Grenzen des nominell maximal zur Verfügung stehenden Schubes ( $F_{max} = 111 \text{ N}$ ) für jede Momentenrichtung gekennzeichnet sind. Hinsichtlich des Schubmodells 3 verändert sich ausschließlich die Steigung der Betragskurven, da in diesem Fall die gesamte Effizienz der zwei redundanten Lageregelungstriebwerke geringer ist. Die Berechnungsvorschriften aus Kapitel 4.6.1 verändern sich

nicht, da es sich um die Addition monoton steigender oder fallender Kurven handelt, für die der Punkt des minimalen momentanen Durchflusses  $\dot{m}_{LT,opt}$  auf die gleiche Art berechnet werden kann. Der Treibstoffdurchsatz kann global für die betrachteten Schubmodelle gesenkt werden, ohne die maximal und minimal möglichen Blockierungsstellungen zu verändern, da der Maximalschub nicht verändert wurde. In Bild 5.34 wurde das Schubmodell 2 auf die zweite Phase der Momentenverteilung angewendet. Daraus ergibt sich ein hyperbolischer Verlauf für höhere Treibstoffdurchsätze ab dem durch die Grenzen des nominell maximal zur Verfügung stehenden Schubes ( $F_{max} = 111 \text{ N}$ ) vorgegebenen Bereich (Dreieck). Der Punkt des momentan minimalen Treibstoffdurchsatzes  $\dot{m}_{LT,opt}$  kann, wie beschrieben, weiterhin durch den Schnittpunkt der treibstoffeffektivsten Schubmomente ermittelt werden, wobei der Treibstoffdurchsatz  $\dot{m}_{LT}$  für große benötigte Schubmomente insgesamt geringer ist als bei der bisherigen Betrachtung.

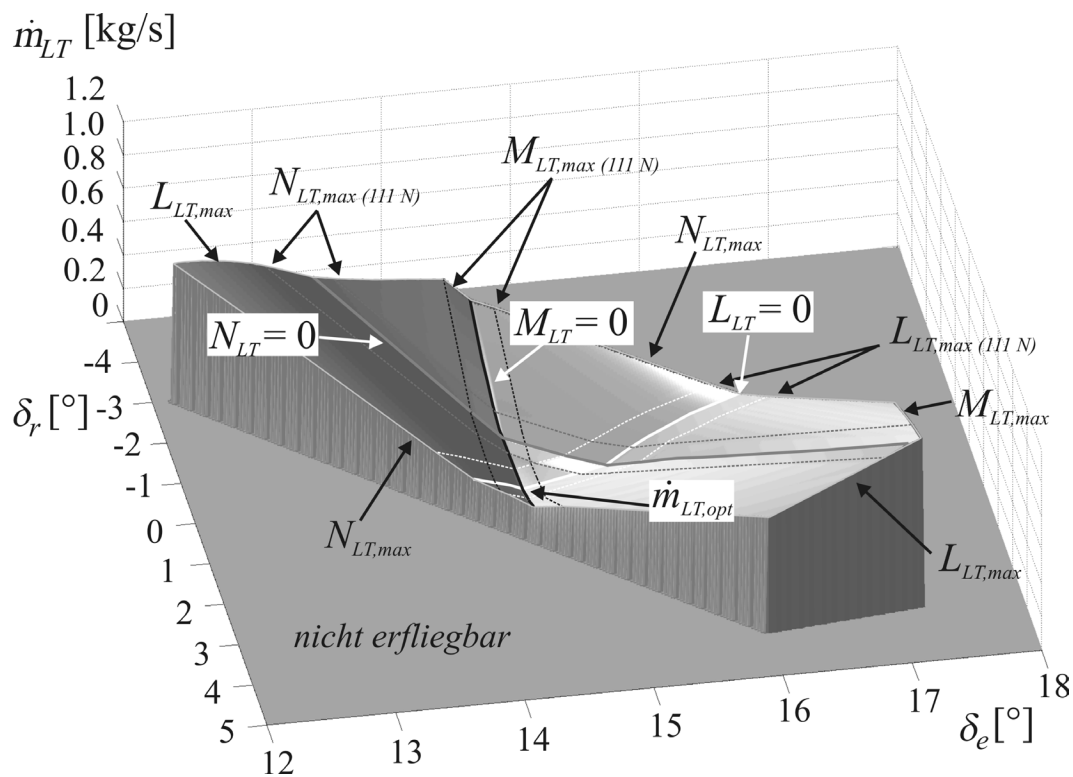


Bild 5.34 Momentenverteilungsfunktion (2. Phase) für Störfallszenario „blockierte Heckklappe“ mit Schubmodell 2 für Fall  $\delta_{block} = 15^\circ$

Das führt zu einer geringeren benötigten Treibstoffmasse, so dass für die größtmögliche blockierte Heckklappenstellung  $\delta_{block} = 21.1^\circ$  beim Schubmodell 2 mit den Störfalldaten  $t_{Störfall} = 0 \text{ s}$ ,  $\alpha_{max} = 55^\circ$ ,  $\dot{q}_{max} = 1250 \text{ kW/m}^2$  nur noch eine Treibstoffmasse von  $m_{LT} = 76.2 \text{ kg}$  bei einer Gesamtzeit von  $t_{gesamt} = 29.8 \text{ min}$  erforderlich ist. Der zeitliche Verlauf der Steuergrößen und wichtiger Zustände dieser Optimalflugbahn ist aus Bild 5.35 ersichtlich. Das redundante Lageregelungssystem wird ausschließlich im letzten Flugabschnitt genutzt. Bei einer Flugzeit von  $t = 26.9 \text{ min}$  wird der Maximalschub in allen drei Momentenrichtungen genutzt. Des Weiteren wird, wie in Kapitel 5.3.3 beschrieben, die erhöhte maximal zulässige Wärmestrom- und Wärmeflussgrenze ausgeschöpft, so dass die Missionsflexibilität auch unter veränderten Maximalbelastungen bei dieser blockierten

Heckklappenstellung nicht mehr ausweitbar ist. Dabei kann dieser Fall aufgrund des effizienteren Schubmodells und der geänderten Bahnbeschränkungen mit einer Verdoppelung der für den Referenzfall vorgesehenen Treibstoffmasse abgedeckt werden.

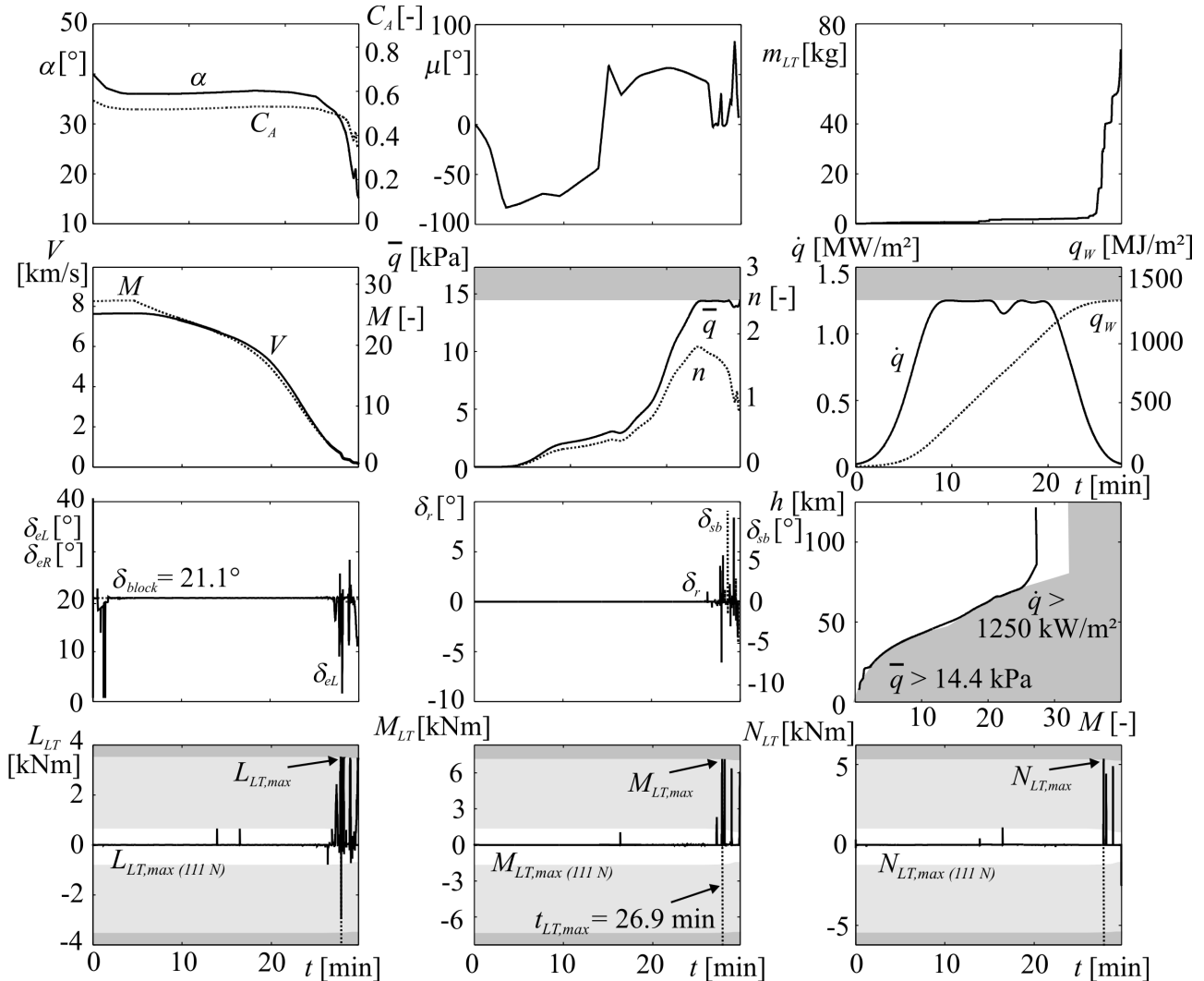


Bild 5.35 Größtmögliche blockierte Heckklappenstellung  $\delta_{block} = 21.1^\circ$  bei Verwendung des Schubmodells 2 mit Störfalldaten:  $t_{Störfall} = 0$  s,  $\alpha_{max} = 55^\circ$ ,  $\dot{q}_{max} = 1250$  kW/m<sup>2</sup>.

Die benötigte Treibstoffmasse für den abdeckbaren Bereich von blockierten Heckklappenstellungen, abhängig vom untersuchten Schubmodell, ist in Bild 5.36 zusammengefasst. Die Treibstoffeinsparungen gegenüber dem bisher verwendeten Schubmodell hängen von der blockierten Heckklappenstellung ab, da sich die erhöhte Effektivität der Lageregelungstriebwerke insbesondere für größere benötigte Schubniveaus in einer geringeren Treibstoffmasse bemerkbar macht. Der treibstoffintensivere Bedarf für Schubmodell 3 ist, wie beschrieben, mit der geringeren Effektivität der Lageregelungstriebwerken gegenüber Schubmodell 2 zu erklären. Dies wirkt sich vor allem auf größere blockierte Heckklappenstellungen aus, für die das redundante Lageregelungssystem häufiger und länger zum Einsatz kommt. Hier beträgt der Unterschied für die benötigte Treibstoffmasse bis zu 300%. Für blockierte Heckklappenstellungen im mittleren Bereich, bei de-

nen sehr kleine Schubniveaus erreicht werden, unterscheidet sich die benötigte Treibstoffmasse für beide Schubmodelle nur sehr geringfügig.

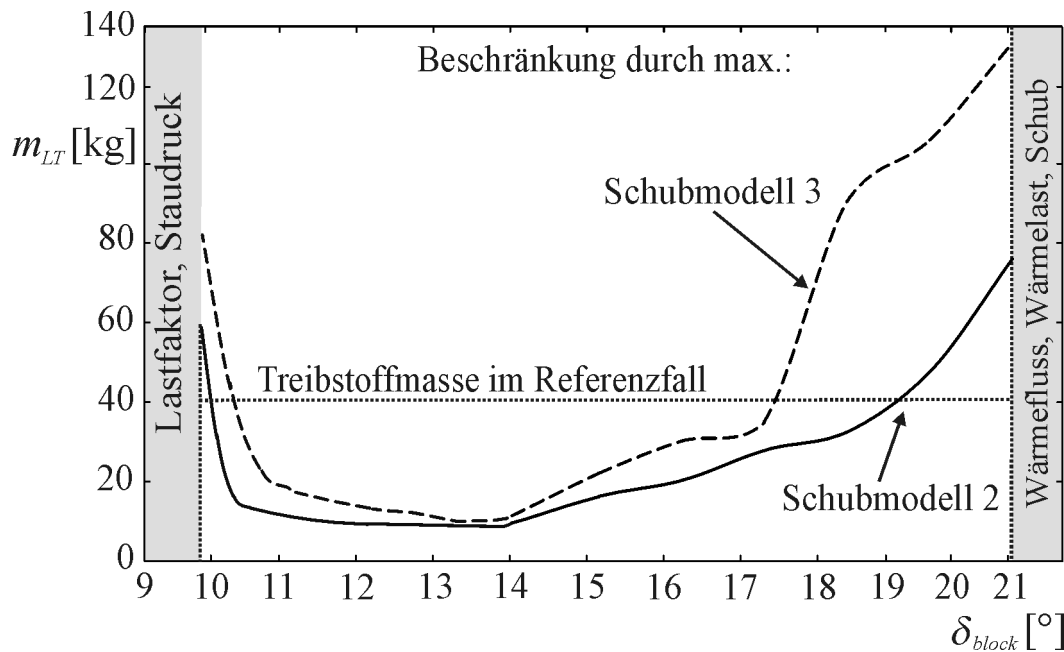


Bild 5.36 Zusammenfassung der benötigten Treibstoffmasse bei Variation des Schubmodells mit Störfalldaten:  $t_{\text{Störfall}} = 0$  s,  $\alpha_{\text{max}} = 55^\circ$ ,  $\dot{q}_{\text{max}} = 1250$  kW/m<sup>2</sup>.

## 5.7 Zusammenfassung

Im Falle des Störfallszenarios „blockierte Heckklappe“ sind Änderungen der Missionsvorgaben, der Subsysteme des Fluggeräts und der Flugregel- und Fluglenkungsalgorithmen sowie eine genügend schnelle und genaue Detektion und Identifikation notwendig, um den äußerst kritischen Auswirkungen zu begegnen. Wird diese Kombination aus Änderungen nicht durchgeführt, hat dieses zur Folge, dass, wie gezeigt, das Fluggerät zerstört wird. Die Bahnoptimierungsuntersuchungen stellen dabei einen entscheidenden Beitrag zur sicheren Fortführung der Mission dar, so dass die verbleibende Mission mit speziell definierten und erweiterten Bahnbeschränkungen optimal auf das Störfallszenario abgestimmt ist und somit die Missionsflexibilität in Hinsicht auf die verbleibende Steuerbarkeit des Fluggeräts optimal ausgenutzt werden kann. Wegen des Einsatzes der Lageregelungstriebwerke ist in diesem Störfallszenario die benötigte Treibstoffmasse das entscheidende Kriterium, um während des verbleibenden Wiedereintritts des Fluggeräts die Missionssicherheit zu gewährleisten. Aus den Ergebnissen der Optimierungsbetrachtungen folgt, dass bei einer Vergrößerung der Bahnbeschränkungen und Änderung des maximal zur Verfügung stehenden Schubes ein relativ großer Bereich ( $\delta_{\text{block}} \approx 10^\circ - \delta_{\text{block}} \approx 20^\circ$ ) von blockierten Heckklappenstellungen mit einer Treibstoffmasse von unter  $m_{LT} = 100$  kg (Vergrößerung des nominellen Treibstoffvorrats um das Zweieinhalbfache) abgedeckt werden kann. Eine weitere Verringerung dieser Treibstoffmasse gelingt mit der Wahl eines nach minimal benötigter Treibstoffmasse ausgesuchten Landeplatzes.

# Kapitel 6 Störfallszenario „Effizienzverlust einer Heckklappe“

In diesem Kapitel werden die Auswirkungen der in Kapitel 3.1.2.3 definierten Degradationen der Heckklappe untersucht. Auf die möglichen Ursachen dieses Störfallszenarios wurde in Kapitel 2.3.5.3 eingegangen. Ziel der Optimierungsuntersuchungen ist es für die verschiedenen modellierten Fällen die Flugbahn so zu verändern, dass unter der Voraussetzung, eine definierte Treibstoffmasse zu verbrauchen, die maximale Heckklappentemperatur  $T_{BF,max}$  der beschädigten Heckklappe minimiert wird, um so eine weitere Degradation zu vermeiden. Mit Hilfe der Momentenverteilungsfunktion, die in Kapitel 4.6.2 für dieses Störfallszenario definiert wurde, kann ein Ausschlag der beschädigten Heckklappe überhalb des zugehörigen maximalen thermisch zulässigen Ausschlags verhindert werden. Dabei wird gleichzeitig ein minimaler Treibstoffdurchsatz vorausgesetzt. Die Ergebnisse der modellierten Fälle zeigen den Einfluss der Degradation und der verschiedenen Störfallzeitpunkte auf. Der Einfluss der veränderten Bahnbeschränkungen, die das gesamte Fluggerät thermisch entlasten sollen, wird gesondert betrachtet. Der frühestmögliche Störfallzeitpunkt für dieses Störfallszenario wurde in Kapitel 2.3.5.3 mit  $t_{Störfall} = 300$  s (Beginn der heißen Wiedereintrittsphase) identifiziert.

## 6.1 Simulation der Referenzmission

Bei der Identifizierung dieses Störfallszenarios wurde bereits festgestellt, dass die Aufrechterhaltung der kommandierten Lagewinkel für alle betrachteten Degradierungsfälle der Heckklappe zu einer Erhöhung der Oberflächentemperatur der beschädigten Heckklappe führt. Bei Anwendung der Momentenverteilungsfunktion aus Kapitel 4.6.2 können zwar die vorgegebenen maximalen Oberflächentemperaturen eingehalten werden, es kommt aber zu einer benötigten Treibstoffmasse, die den nominellen Treibstoffvorrat auch bei der nominell maximal zulässigen Oberflächentemperatur von  $T_{BF,max} = 1750^{\circ}\text{C}$  um mehr als das 12-fache übersteigt. Diese extrem hohe benötigte Treibstoffmasse ist hauptsächlich auf den maximal zulässigen Anstellwinkel von  $\alpha_{max} = 40^{\circ}$  zurückzuführen, der einen großen differentiellen Ausschlag der Heckklappe zur Folge hat. Darüber hinaus wird aufgrund der geringen Abweichung des Anstellwinkels vom Referenzwert innerhalb der Detektions- und Identifikationsphase der maximal zulässige Wärmestrom von  $\dot{q}_{max} = 1139$  kW/m<sup>2</sup> erheblich überschritten. In Bild 6.1 ist der Einfluss der maximal zulässigen Oberflächen-

temperatur von  $T_{BF,max} = 1580^{\circ}\text{C}$  (Reduktion der nominellen Oberflächentemperatur von etwa 11.1%) bei einem Störfallzeitpunkt von  $t_{Störfall} = 500$  s dargestellt. Als Beispiel wird für diese Simulationen eine linke degradierte Heckklappe des Falles 4 ( $S_{EV} = 1.559$  m<sup>2</sup>,  $\Delta x_{EV} = 0.0987422$  m,  $\Delta y_{EV} = 0$  m) ausgewählt. Dabei kommt es zu einer benötigten Treibstoffmasse von  $m_{LT} = 1786$  kg, die außerhalb eines tolerierbaren Wertes liegt. Auch bei einer Erhöhung der maximal zulässigen Oberflächentemperatur auf  $T_{BF,max} = 1650^{\circ}\text{C}$  (Reduktion der nominellen Oberflächentemperatur von etwa 6%), bzw.  $T_{BF,max} = 1600^{\circ}\text{C}$  (10.9%) ist immer noch ein Treibstoffbedarf von  $m_{LT} = 1432$  kg bzw.  $m_{LT} = 1657$  kg nötig. Auch bei Variation verschiedener Störfallzeitpunkte ( $t_{Störfall} = 300$  s, 500s, 700s) und verschiedener Degradationsfälle (Fall 1 - 5) ergibt sich bei Einhaltung der von der NASA vorgegebenen Flugsteuerung keine deutliche Verringerung der benötigten Treibstoffmasse.

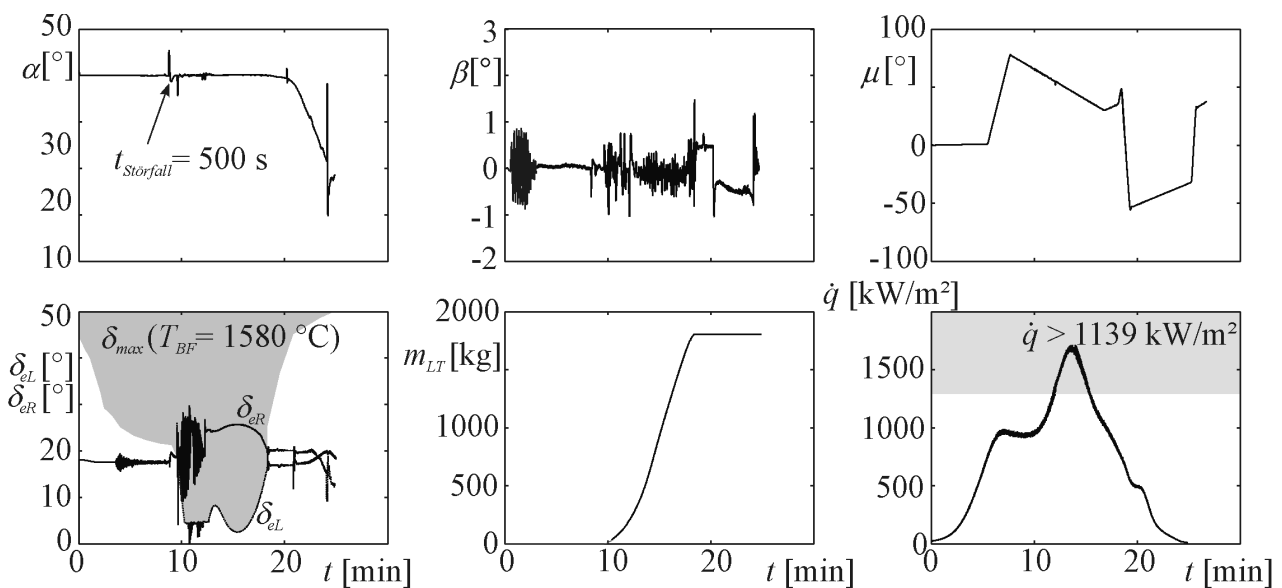


Bild 6.1 Einfluss der maximal zulässigen Oberflächentemperatur der beschädigten Heckklappe auf die Treibstoffmasse bei Einhaltung der Referenzflugbahn zu einem Störfallzeitpunkt von  $t_{Störfall} = 500$  s

## 6.2 Optimierungsergebnisse

Bei Einhaltung der von der NASA vorgegebenen Flugsteuerung muss aufgrund dieser Ergebnisse der maximal zulässige Anstellwinkel von  $\alpha_{max} = 40^{\circ}$  auf  $\alpha_{max} = 50^{\circ}$  geändert werden. In dieser Erhöhung ist bereits eine Sicherheitsreserve für die Seitenreichweite und Flugstabilität enthalten, da es sich im Gegensatz zum Störfallszenario “blockierte Heckklappe“ ( $\alpha_{max} = 55^{\circ}$ ) bei diesem Störfallszenario um die Risikoklasse 2 handelt. Aus den Ergebnissen der Simulation der Referenzflugbahn ist deutlich die Sensitivität der NASA Referenzsteuerung gegenüber Abweichungen des Anstellwinkels und dessen Auswirkungen auf den Wärmefluss zu ersehen. Aus diesem Grund wird zusätzlich die Verringerung des maximal zulässigen Wärmeflusses betrachtet, um das Risiko einer weiteren Degradation der beschädigten Heckklappe zu verkleinern.

### 6.2.1 Erhöhung des maximal zulässigen Anstellwinkels

Der früheste Zeitpunkt, ab dem dieses Störfallszenario eintreten kann, wurde in Kapitel 2.3.5.3 mit  $t_{\text{Störfall}} = 300$  s (nach EI) identifiziert. Aus Bild 6.2 sind Steuer- und Zustandsvariablen ersichtlich, die den Einfluss der degradierten Heckklappe auf die Flugbahn verdeutlichen. Dazu wurde Fall 4 ( $S_{EV} = 1.559$  m<sup>2</sup>,  $\Delta x_{EV} = 0.0987422$  m,  $\Delta y_{EV} = 0$  m) ausgewählt. Die für den gesamten Wiedereintritt notwendige Flugzeit beläuft sich auf  $t_{\text{gesamt}} = 30.1$  min, wobei die Treibstoffmasse  $m_{LT}$  der Lageregelungstriebwerke auf  $m_{LT} = 100$  kg beschränkt wurde. Der Anstellwinkel nimmt in der Phase, in der der Umschlag zwischen laminarer und turbulenter Strömung geschieht, den maximal zulässigen Wert von  $\alpha_{\text{max}} = 50^\circ$  ein. In dieser Phase ermöglicht der Einsatz der Lageregelungstriebwerke eine maximal zulässige Oberflächentemperatur der beschädigten Heckklappe von  $T_{BF, \text{max}} = 1582.2^\circ\text{C}$  (Verringerung um 10.67% gegenüber der maximal zulässigen Oberflächentemperatur der Heckklappe im Referenzfall).

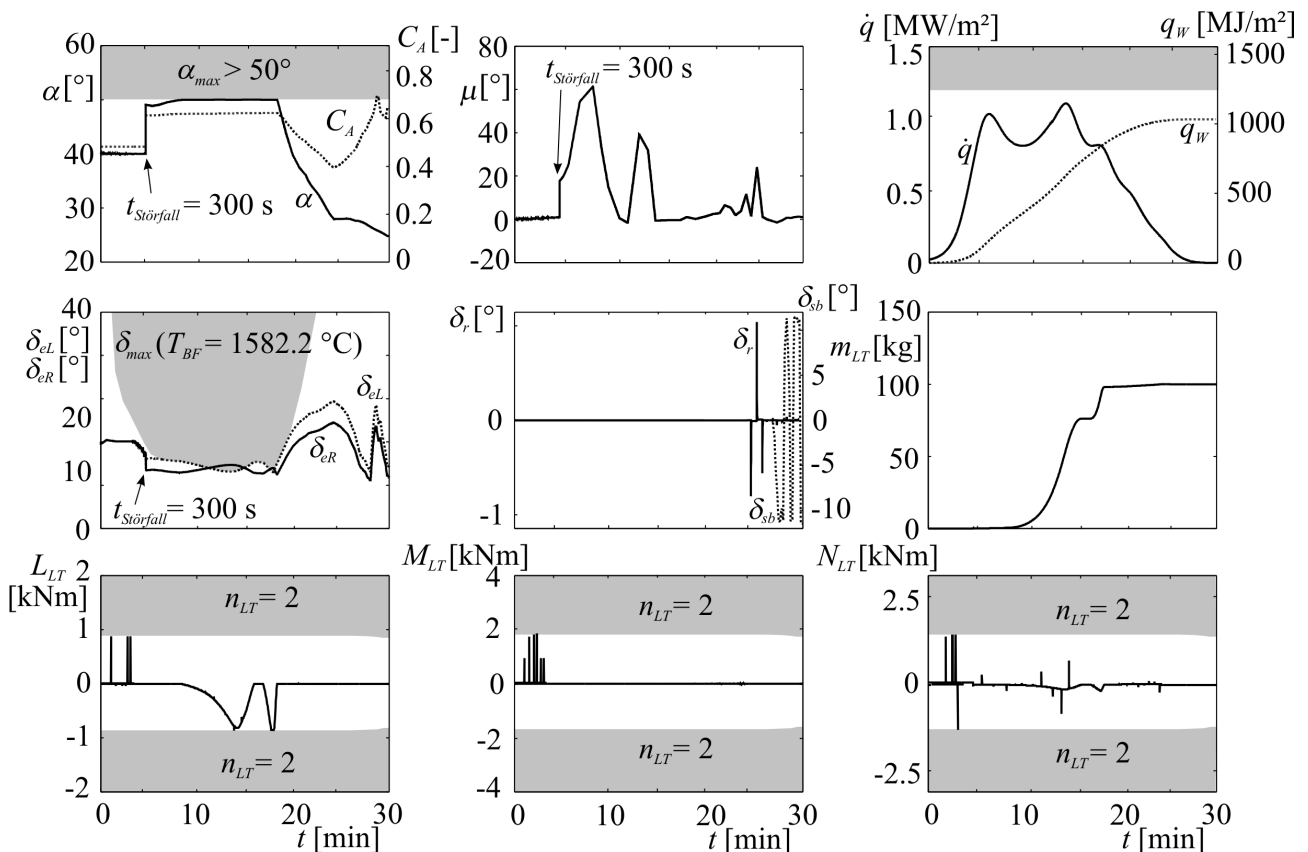


Bild 6.2 Optimalbahn für Störfallszenario „Effizienzverlust einer Heckklappe“ Fall 4 mit Störfalldaten:  $t_{\text{Störfall}} = 300$  s,  $\alpha_{\text{max}} = 50^\circ$ ,  $m_{LT} = 100$  kg

Aufgrund des höheren Anstellwinkels steigt zwar die anstellwinkelabhängige Oberflächentemperatur an. Aber wegen der geringeren Heckklappenstellungen zur Trimmung des Fluggeräts wird die Oberflächentemperatur entscheidend verringert. Dabei werden die in der Nickrichtung entstehenden Steuermomente ausschließlich vom Höhenruder übernommen, was zu einem dauerhaften Moment in Roll- und Gierrichtung führt. Diese Roll- und Gierrmomente können jedoch mit Hilfe der nomi-

nellen Lageregelungstriebwerke ( $n_{LT} = 2$ ) ausgeglichen werden. Die Erhöhung des Anstellwinkels führt, wie bereits im Kapitel 5.3.1 des Störfallszenarios „blockierte Heckklappe“ erläutert, zu einer thermischen Entlastung (maximaler Wärmefluss und Wärmelast). Diese wirkt sich auch auf den kommandierten Hängewinkel aus, der durchgehend positiv für die Einhaltung des Landeplatzes Coober Pedy, Australien, sorgt. Ab einer Flugzeit von  $t \approx 17$  min wird aufgrund der thermischen Beschränkung der Heckklappenstellung keine zusätzliche Treibstoffmasse verbraucht. Durch Absenken des Anstellwinkels im transsonischen Bereich auf  $\alpha = 25^\circ$  und Einsatz der Luftbremsen können alle Endbedingungen in diesem Störfallszenario eingehalten werden. In Bild 6.3 ist die 3D-Flugbahn dieses betrachteten Falles abgebildet.

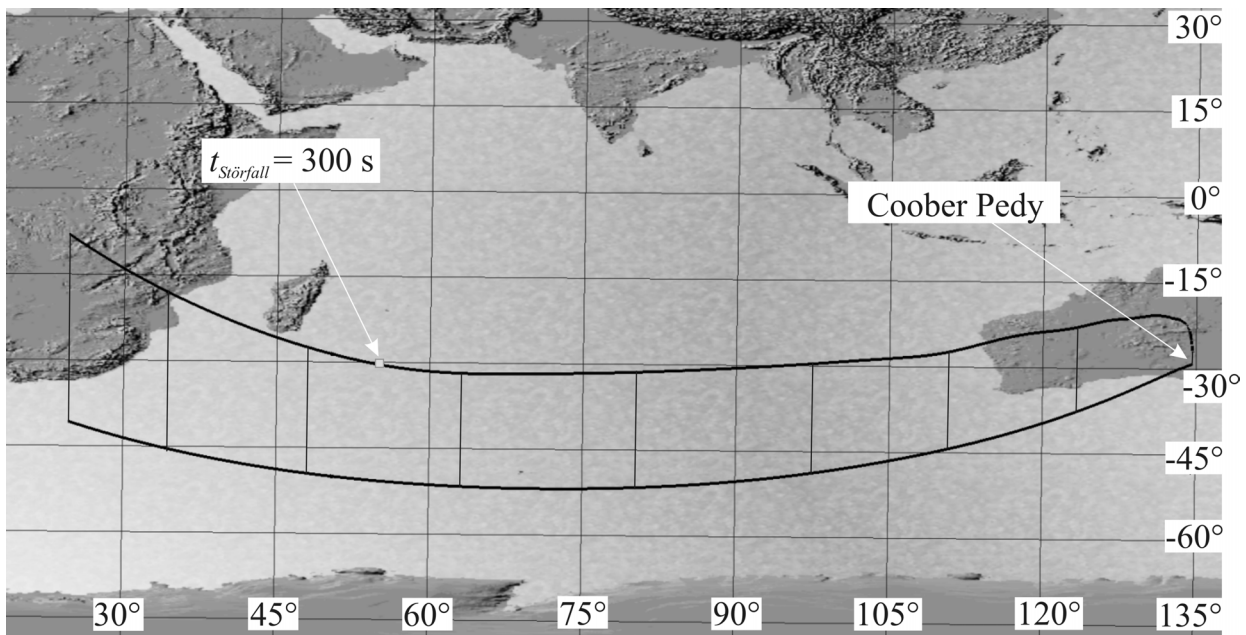


Bild 6.3 3D-Flugbahn des Falles 4 mit Störfalldaten:  $t_{Stoerfall} = 300$  s,  $\alpha_{max} = 50^\circ$ ,  $m_{LT} = 100$  kg

Im Folgenden wird der Einfluss des degradierten modellierten Falles auf die Zielfunktion näher untersucht. Dazu ist in Bild 6.4 die linke degradierte Heckklappenstellung für die verschiedenen modellierten Fälle mit einer maximal zulässigen Treibstoffmasse von  $m_{LT} = 100$  kg gezeigt. Zur besseren Vergleichbarkeit ist ausschließlich der für die minimale Oberflächentemperatur maßgebliche Flugbereich vom Beginn des Störfalles bis zu einer Flugzeit von  $t = 20$  min dargestellt. Die maximal zulässige Heckklappenstellung ist darin mit einer geringeren Strichstärke gekennzeichnet. Es zeigt sich, dass die Größe der Degradation einen entscheidenden Einfluss auf die minimale Oberflächentemperatur besitzt. Pro 5% Verlustfläche erhöht sich die minimale Oberflächentemperatur um etwa  $10^\circ\text{C}$ , wobei im modellierten Fall 1 die Oberflächentemperatur um 11.3% im Vergleich zum Referenzfall reduziert und somit das Risiko einer weiteren Degradation erheblich verringert werden kann. Deutlich erkennbar ist auch, dass im Fall 5, in dem ein gleich großer Verlust an Heckklappe wie im Fall 2 angenommen wird, die Oberflächentemperaturen geringer sind, da der Ort des partiellen Verlusts der Heckklappe näher an der Längsachse des Fluggeräts liegt und somit einen geringeren Einfluss in Rollrichtung besitzt.



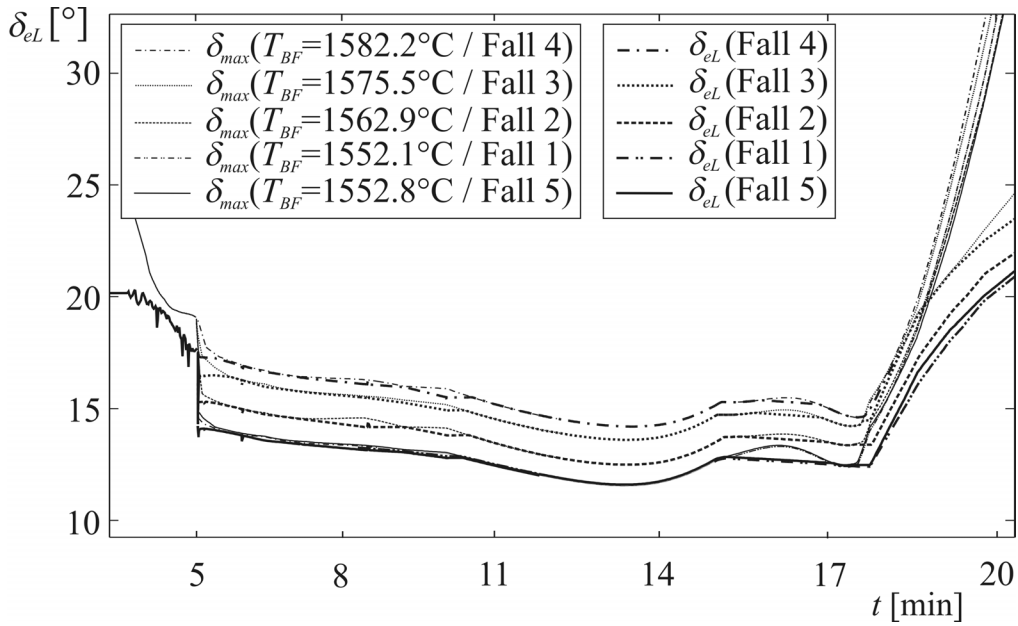


Bild 6.4 Heckklappenstellungen der modellierten Fälle für das Störfallszenario „Effizienzverlust einer Heckklappe“ mit  $t_{\text{Störfall}} = 300 \text{ s}$ ,  $m_{LT} = 100 \text{ kg}$

Alle modellierten Fälle mit den zugehörigen minimal erreichbaren maximalen Heckklappentemperaturen für das Störfallszenario „Effizienzverlust einer Heckklappe“ bei Variation der zur Verfügung stehenden Treibstoffmasse  $m_{LT}$  bei einem Störfallzeitpunkt von  $t_{\text{Störfall}} = 300 \text{ s}$  sind in Bild 6.5 zusammengefasst. Durch den Einsatz der Lageregelungstriebwerke kann bei einer Erhöhung der vorhandenen Treibstoffmasse um etwa  $m_{LT} = 20 \text{ kg}$  die Oberflächentemperatur um etwa  $5^\circ\text{C}$  gesenkt werden.

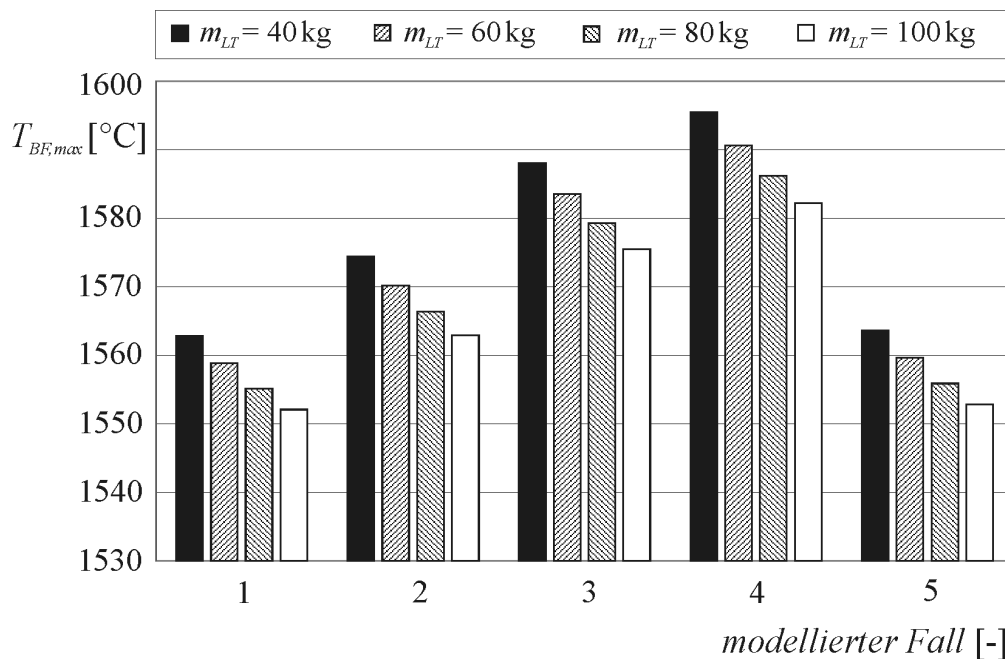


Bild 6.5 Minimale Oberflächentemperatur verschiedener modellierter Fälle mit  $t_{\text{Störfall}} = 300 \text{ s}$ ,  $\alpha_{\text{max}} = 50^\circ$

Es ist außerdem zu beobachten, dass der Wert für die minimal erreichbare maximale Heckklappentemperatur  $T_{BF,max}$  nahezu linear mit der Verlustfläche  $S_{BF} - S_{EV}$  und der geringeren verfügbaren Treibstoffmasse zunimmt, da die Verlustfläche linear in die Berechnung der Steuermomente und des daraus folgenden Treibstoffdurchsatzes eingeht. Für den kritischst betrachteten Fall 4 ergibt sich bei Einhaltung der nominell vorgesehenen Treibstoffmasse immer noch eine Reduzierung der Oberflächentemperatur von 8.7% ( $T_{BF,max} = 1596.2^\circ\text{C}$ ).

## 6.2.2 Verringerung des maximal zulässigen Wärmeflusses

Wie bereits in Bild 6.2 für den betrachteten kritischsten Fall 4 beschrieben, kann aufgrund des erhöhten Anstellwinkelprofils der maximal auftretende Wärmefluss auf  $\dot{q} = 1096 \text{ kW/m}^2$  gesenkt werden. Somit übersteigt der Wärmefluss die für dieses Störfallszenario definierte Verringerung auf  $\dot{q}_{max} = 1100 \text{ kW/m}^2$  nicht. Auch die neu definierte maximal zulässige Wärmelast von  $q_{W,max} = 1200 \text{ MJ/m}^2$  wird eingehalten. In den anderen modellierten Fällen zeigt sich ebenfalls, dass verringerte thermische Lasten des Fluggeräts keine Auswirkungen auf die minimal erreichbare maximale Heckklappentemperatur haben und somit eine zusätzliche Möglichkeit bieten, die Missionssicherheit in diesem Störfallszenario zu erhöhen.

## 6.3 Einfluss des Störfallzeitpunkts

Die Ergebnisse der Bahnoptimierung zeigen, dass für alle untersuchten Degradationsfälle die maximale Oberflächentemperatur der beschädigten Heckklappe um ca. 10% gegenüber dem Referenzfall abgesenkt werden kann. Aufgrund dieser erhöhten Missionssicherheit ist es in diesem Störfallszenario nicht notwendig, den Einfluss alternativer Landeplätze zu untersuchen, da Errichtung und Unterhalt solcher zusätzlichen Landeplätze, die aufgrund der Missionscharakteristik des untersuchten Fluggeräts als Störfallwiedereintrittsfluggerät ständig besetzt sein müssen, sich äußerst negativ auf die Gesamtbetriebskosten eines zukünftigen RLVs auswirken. Bei Optimierungsuntersuchungen für spätere Störfallzeitpunkte stellt sich heraus, dass sich bis zu einem Störfallzeitpunkt von etwa  $t_{Störfall} = 700 \text{ s}$  die minimal erreichbare maximale Heckklappentemperatur sich nur unbedeutend verändert, da die Phase mit den höchsten Oberflächentemperaturen (um  $M \approx 17.5$ ) noch nicht erreicht ist. In Bild 6.6 wird eine zusammenfassende Übersicht über die minimal erreichbaren maximalen Heckklappentemperaturen der beschädigten Heckklappe in Abhängigkeit der verbrauchten Treibstoffmasse für die verschiedenen modellierten Fälle bei einem Störfallzeitpunkt von  $t_{Störfall} = 700 \text{ s}$  gegeben. Wie zu sehen ist, sind die Unterschiede zum Störfallzeitpunkt  $t_{Störfall} = 300 \text{ s}$  nur sehr gering. Die oben getroffenen Aussagen über den nahezu linearen Zusammenhang zwischen Oberflächentemperatur und Stärke der Degradation können auch für spätere Störfallzeitpunkte bestätigt werden. Es ergibt sich somit je nach verwendeter Treibstoffmasse und Art der Degradation (modellierter Fall) eine Reduktion der nominellen maximalen Oberflächentemperatur der Heckklappe zwischen 10% und 12%, wodurch die Möglichkeit einer weiteren Verformung bzw. Schmelzens, lokalen Abbrennens usw. verringert und somit die operative Sicherheit erhöht wird.

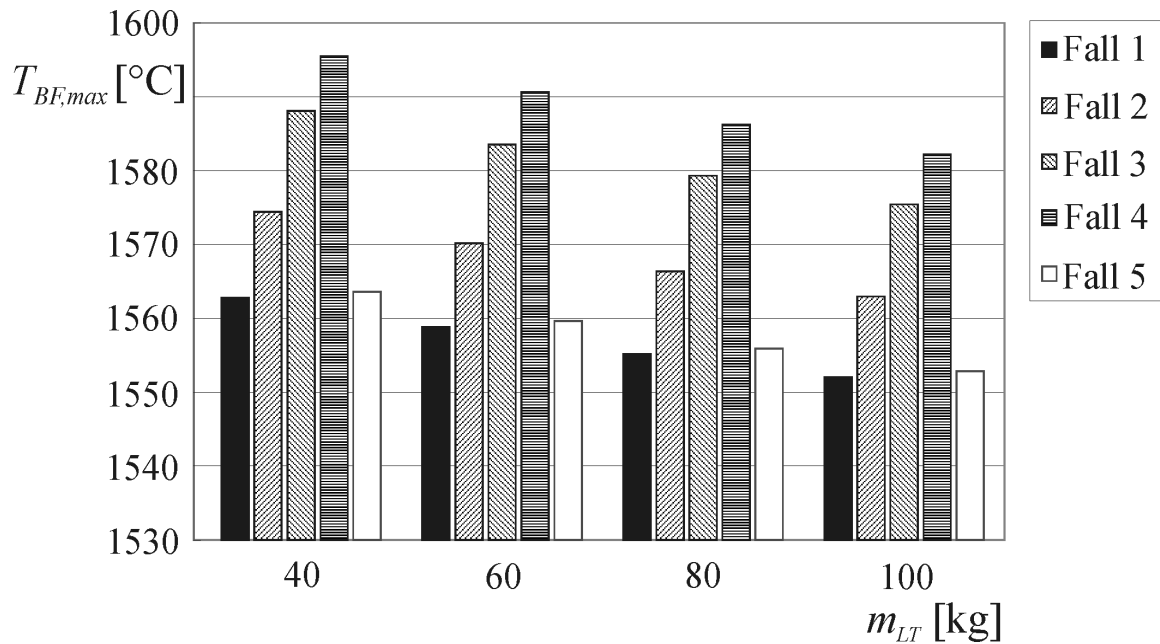


Bild 6.6 Minimale Oberflächentemperatur verschiedener modellierter Fälle mit  $t_{Störfall} = 700$  s,  $\alpha_{max} = 50^\circ$

Tritt dieses Störfallszenario nach einem Störfallzeitpunkt von  $t_{Störfall} = 700$  s ein, so stellt sich heraus, dass der maximal zur Verfügung stehende Schub ( $n_{LT}$ ) die minimal erreichbare maximale Heckklappentemperatur bestimmt. Der Grund für diesen Einfluss ist in den ungünstigen Anfangsbedingungen der Referenzflugbahn und den Auswirkungen der Momentenverteilungsfunktion zu suchen.

Wie bereits für das Störfallszenario „blockierte Heckklappe“ beschrieben, führt ein späterer Störfallzeitpunkt durch das höhere Staudruckniveau der Referenzflugbahn zu großen Steuermomenten, die in diesem Störfallszenario an die Roll- und Gierlageregelungstriebwerke übergeben werden. Im Fall eines Störfallzeitpunkts von  $t_{Störfall} = 1100$  s, für den in Bild 6.7 Steuerungs- und Zustandsgrößen für den Degradationsfall 1 dargestellt sind, übersteigt der Schubbedarf in Roll- und Gierichtung die nominelle Schubauslegung ( $n_{LT} = 2$ ), mit der Folge, dass die zur Verfügung stehende Treibstoffmasse nicht ausgenutzt wird und die minimal erreichbare maximale Heckklappentemperatur ansteigt. Erhöht man den zur Verfügung stehenden Schub auf  $n_{LT} = 9$  (siehe Störfallszenario: „blockierte Heckklappe“), so kann die zur Verfügung stehende Treibstoffmasse  $m_{LT} = 100$  kg wieder voll ausgenutzt werden. Das Fluggerät bremst aufgrund der Erhöhung des Anstellwinkels zunächst stark ab und erreicht die maximal zulässige Staudruckbegrenzung. In dieser Phase treten die höchsten Oberflächentemperaturen an der beschädigten Heckklappe auf, die mit Hilfe der Roll- und Gierlageregelungstriebwerke minimiert werden können. Um die erforderliche Längsreichweite für den Landeplatz aufbringen zu können, muss danach der Anstellwinkel gesenkt werden. Aufgrund dieser Geschwindigkeitszunahme wird erneut die Staudruckgrenze erreicht. Für diesen Störfallzeitpunkt könnte es sich anbieten, einen anderen Landeplatz mit geringerer Längsreichweite, wie z.B. Yalata, Arubiddy, Kimba in Australien, für die verbleibende Flugbahn auszuwählen.

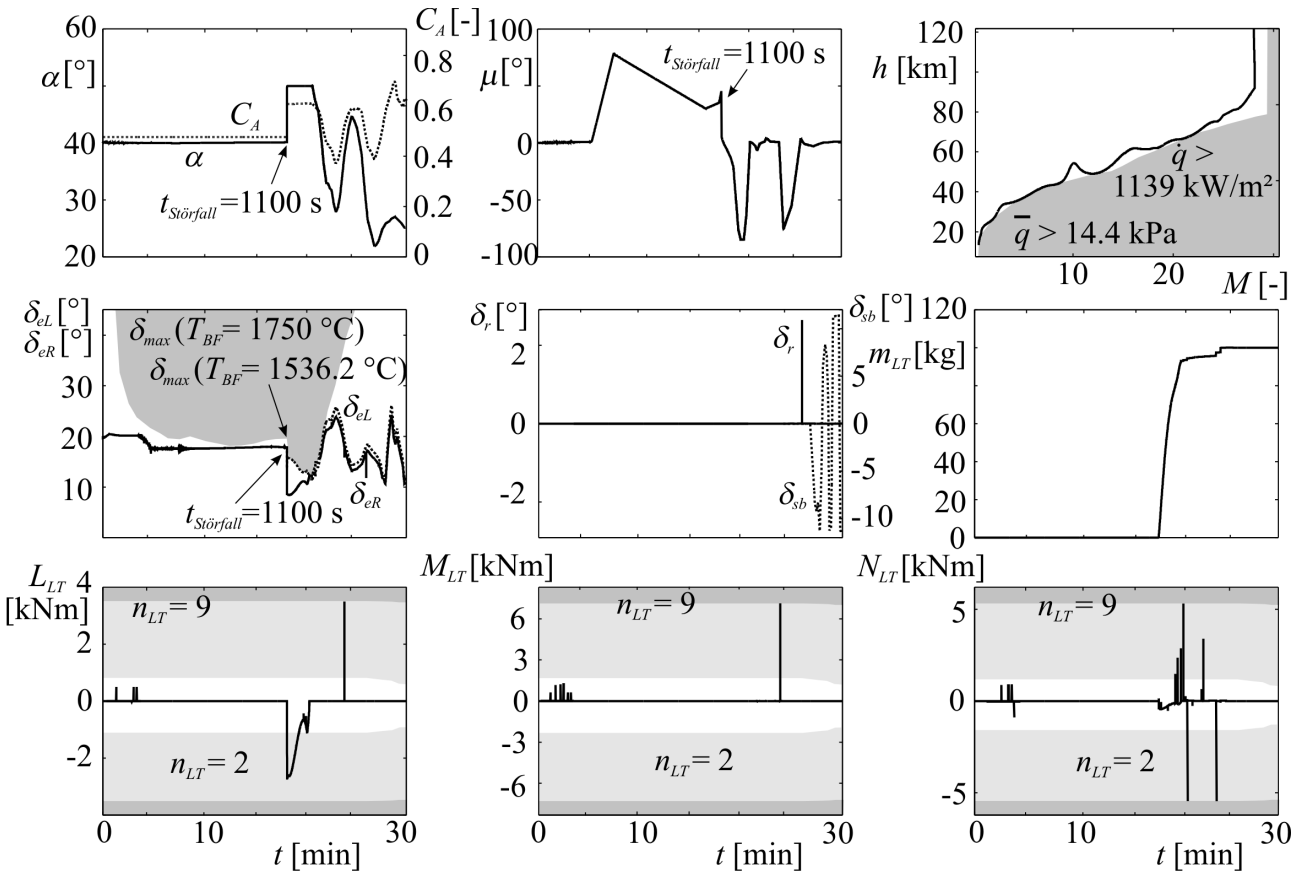


Bild 6.7 Steuer- und Zustandsgrößen für  $t_{Stoerfall} = 1100$  s, modellierter Fall 1

Die Ergebnisse zeigen jedoch, dass auch die Landung auf dem nominellen Landeplatz durch das beschriebene Manöver mit einem geringen Mehraufwand an Klappeneffektivität möglich ist. Eine Zusammenfassung der minimal erreichbaren maximalen Heckklappentemperaturen für verschiedene Störfallzeitpunkte, abhängig vom verwendeten Schubmodell für den modellierten Fall 1, ist in Bild 6.8 dargestellt.

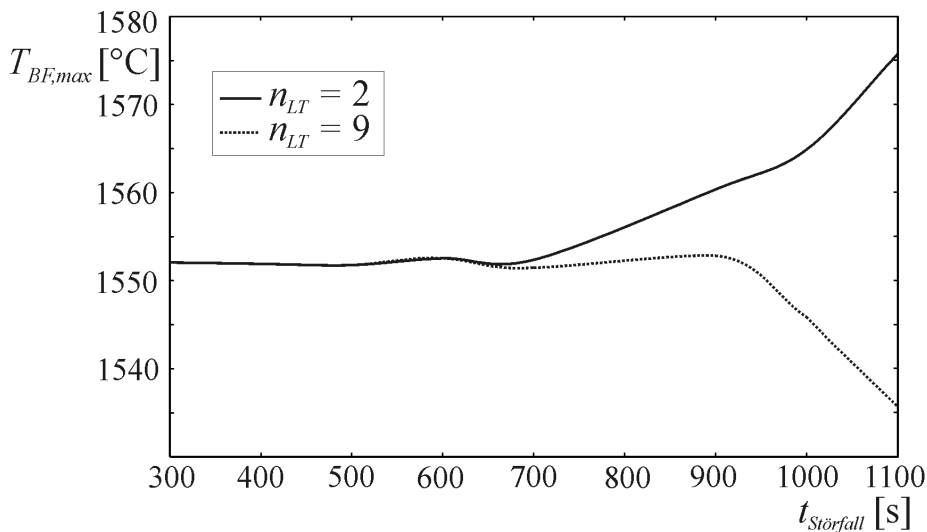


Bild 6.8 Einfluss des Störfallzeitpunkts auf die Treibstoffmasse in Abhängigkeit des untersuchten Schubmodells für das Störfallszenario „Effizienzverlust einer Heckklappe: Fall 1“,  $m_{LT} = 100$  kg

Daraus geht hervor, dass die oben beschriebene Verringerung der Oberflächentemperatur der beschädigten Heckklappe bei späteren Störfallzeitpunkten nur mit einer Vergrößerung des maximal zur Verfügung stehenden Schubes ermöglicht werden kann. Ab einem Störfallzeitpunkt von  $t_{\text{Störfall}} = 1000$  s, der in Kapitel 2.3.5.1 als das Ende der vom maximal zulässigen Wärmefluss bestimmten Missionsphase identifiziert wurde, kann eine deutliche Absenkung der Oberflächentemperatur der beschädigten Heckklappe festgestellt werden, so dass dieses Störfallszenario für Störfallzeitpunkte ab  $t_{\text{Störfall}} = 1100$  s bei einem zur Verfügung stehenden Schub von  $n_{LT} = 9$  als unkritisch einzustufen ist. In Bild 6.9 sind 3D-Wiedereintrittsflugbahnen für verschiedene betrachtete Störfallzeitpunkte des Degradationsfalles 1 mit einer maximal zur Verfügung stehenden Treibstoffmasse von  $m_{LT} = 100$  kg abgebildet. Die Wiedereintrittsflugbahn beim Störfallzeitpunkt  $t_{\text{Störfall}} = 1100$  s zeigt das angesprochene Manöver, um den Landeplatz Coober Pedy, Australien, bei einem sehr späten Störfallzeitpunkt noch erreichen zu können.

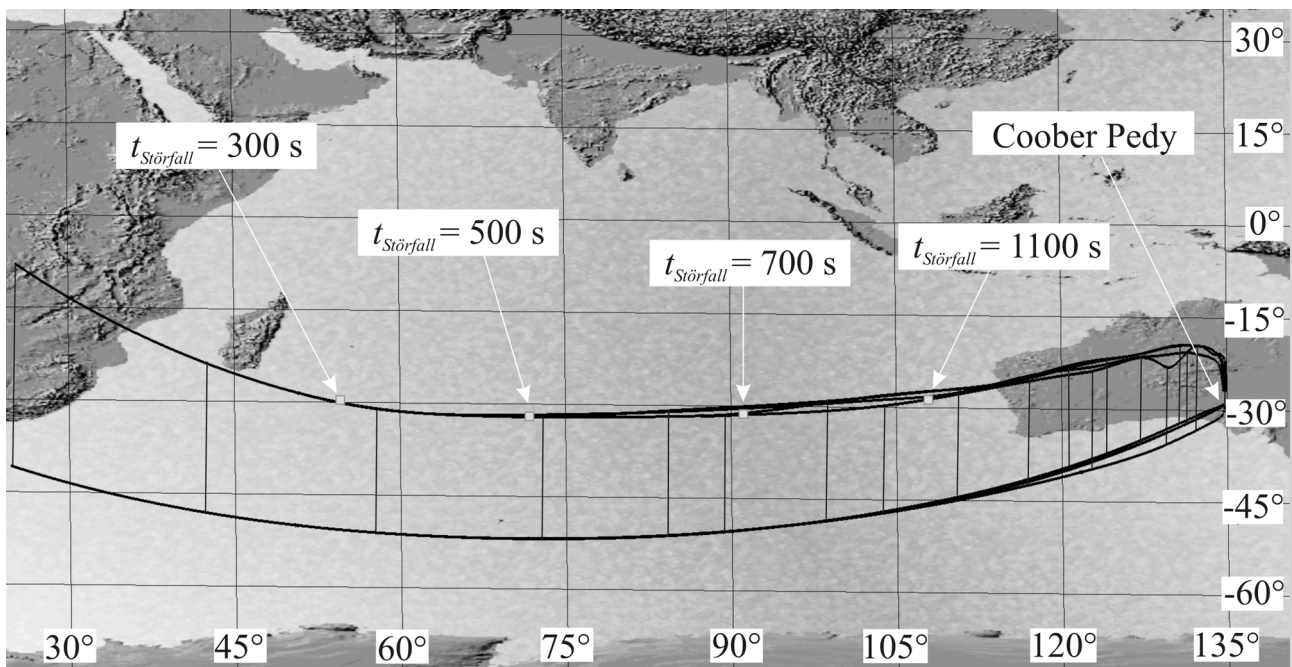


Bild 6.9 3D-Flugbahnen für unterschiedliche Störfallzeitpunkte beim Störfallszenario „Effizienzverlust einer Heckklappe: Fall 1“,  $m_{LT} = 100$  kg

## 6.4 Zusammenfassung

Aus den Bahnoptimierungsergebnissen des Störfallszenarios „Effizienzverlust einer Heckklappe“ ist für die verschiedenen modellierten Degradationsfälle eine deutliche Absenkung der maximalen Oberflächentemperatur der beschädigten Heckklappe ersichtlich. Die absoluten Temperaturen auf der beschädigten Heckklappe sind mit durchschnittlich  $T_{BF,max} \approx 1550$  °C zwar immer noch sehr hoch, aber das Risiko einer weiteren Degradation im Flug kann gesenkt werden. Aufgrund einer veränderten Momentenverteilungsfunktion, die ein Überschreiten der maximalen thermischen Be-

lastungen unter Berücksichtigung der minimalen Treibstoffmasse garantiert, sowie veränderter Bahnbeschränkungen konnten solche optimalen Flugbahnen bestimmt werden, die eine Senkung dieser thermischen Lasten im Durchschnitt um mehr als 10% zulassen, ohne dafür eine Treibstoffmasse über  $m_{LT} = 100$  kg zu benötigen. Die verringerten thermischen Lasten für das gesamte Fluggerät, die die Missionssicherheit in diesem Störfallszenario erhöhen können, zeigen keinen Einfluss auf die maximale Oberflächentemperatur der beschädigten Heckklappe. Insgesamt kann die Einschätzung dieses Störfallszenarios im Rahmen der Gefahrenanalyse als eine kritische Risikoklasse bestätigt werden. Wenn jedoch die entwickelten Verfahren angewendet werden, kann eine geringstmögliche thermische Belastung der degradierten Heckklappe sichergestellt werden.

# Kapitel 7 Störfallszenario „blockiertes Seitenruder“

Das Störfallszenario „blockiertes Seitenruder“ wurde im Rahmen der Gefahrenanalyse in eine Risikoklasse von 1 bis 2 eingestuft. Der Grund für diese Einstufung ist auf den Umstand zurückzuführen, dass trotz Unkenntnis der Störfallsituation das Fluggerät weiterhin steuerbar bleibt. Wie in Kapitel 2.3.5.4 beschrieben, werden jedoch durch den gegensinnigen Ausschlag der Seitenruder (Luftbremse) ab  $M < 6$  die Seitenruderlager stärker strukturell belastet. Zusätzlich führt die wegen des Luftbremsenausschlags veränderte Aerodynamik in der Längsbewegung zu einer Verfehlung des zu erreichenden Landeplatzes. Aus diesem Grund soll in diesem Kapitel für verschiedene Störfallzeitpunkte die optimale Steuerung vorgestellt werden, die es unter Einhaltung aller Belastungs- und Beschränkungsbegrenzungen ermöglicht, das Fluggerät sicher zum Landeplatz zu führen. Der frühestmögliche Störfallzeitpunkt wurde in Kapitel 2.3.5.4 mit  $t_{\text{Störfall}} = 1300$  s als Beginn der vom Staudruck bestimmten Flugphase bestimmt. Als Optimierungsziel wird für den Fall, dass der Störfallzeitpunkt vor Erreichen von  $M < 6$  liegt, die Minimierung der benötigten Treibstoffmasse festgelegt. Für diese Störfallzeitpunkte wird der mögliche Bereich an blockierten Seitenruderstellungen auf  $\delta_{r,block} = \pm 5^\circ$  eingeschränkt, da die Seitenruder bis zu diesem möglichen Störfallzeitpunkt noch nicht benutzt wurden und somit eine größere blockierte Seitenruderstellung ausgeschlossen werden kann. Ab  $M < 6$  soll zusätzlich der Steueraufwand der Heckklappen und Seitenruder minimiert werden. Für Störfallzeitpunkte ab  $M_{\text{Störfall}} < 8$  muss der kritischste anzunehmende Fall eines auf der Maximalstellung blockierten Seitenruders  $\delta_{r,block} = \pm 12^\circ$  abgedeckt werden, da aufgrund von Sensorfehlern ein verfrühter Ausschlag der Seitenruder nicht auszuschließen ist.

## 7.1 Optimierungsergebnisse

In Kapitel 2.3.5.4 wurde bereits nachgewiesen, dass beim kritischsten anzunehmenden Fall eines auf der Maximalstellung blockierten Seitenruders  $\delta_{r,block} = \pm 5^\circ$  der kommandierte Lagewinkel problemlos eingehalten werden kann. In der Darstellung der Optimierungsergebnisse sollen nun ebenfalls die verbleibende Flugbahn sowie die zur Referenzflugbahn notwendige Änderung der kommandierten Lagewinkel beschrieben werden, um das Optimierungsziel zu erreichen. Dabei wurde der maximal zulässige Anstellwinkel und der maximal zur Verfügung stehende Schub der Lageregelungstriebwerke analog zu den bereits betrachteten Störfallszenarien vergrößert.

### 7.1.1 Erhöhung des maximal zulässigen Anstellwinkels

Aufgrund der sich einstellenden Luftbremsenwirkung drückt sich der Einfluss eines blockierten Seitenruders auf die Flugbahn vor allem in einem größeren Auftriebs- und Widerstandsbeiwert aus. Dieser Einfluss nimmt mit größeren Anstellwinkeln ab, da die Seitenrunder dann an Effektivität verlieren. Aus diesem Grund wird der maximal zulässige Anstellwinkel für dieses Störfallszenario auf  $\alpha_{max} = 45^\circ$  erhöht. Weiterhin muss für den Fall eines blockierten Seitenruders während eines Störfallzeitpunkts vor Erreichen von  $M = 6$  der maximal zur Verfügung stehende Schub von  $n_{LT} = 2$  auf  $n_{LT} = 9$  erhöht werden, da in diesem Fall die durch den Seitenruderausschlag entstehenden Giermomente mit den Gierlageregelungstriebwerken ausgeglichen werden müssen. Die Nick- und Rollmomente, die wegen der Seitenrunderform zusätzlich entstehen, werden mit den Höhenrunder bzw. Rollmomentenerzeugern angesteuert. Der Treibstoffdurchsatz ist somit direkt proportional zur Blockierungsstellung des Seitenruders. In Bild 7.1 werden die optimalen Steuerungsgrößen und die daraus resultierenden Zustandsgrößen sowie in Bild 7.2 die 3D-Visualisierung der verbleibenden Flugbahn bei einem blockierten Seitenrunder von  $\delta_{r,block} = 5^\circ$  während eines Störfallzeitpunkts von  $t_{Störfall} = 1300$  s gezeigt.

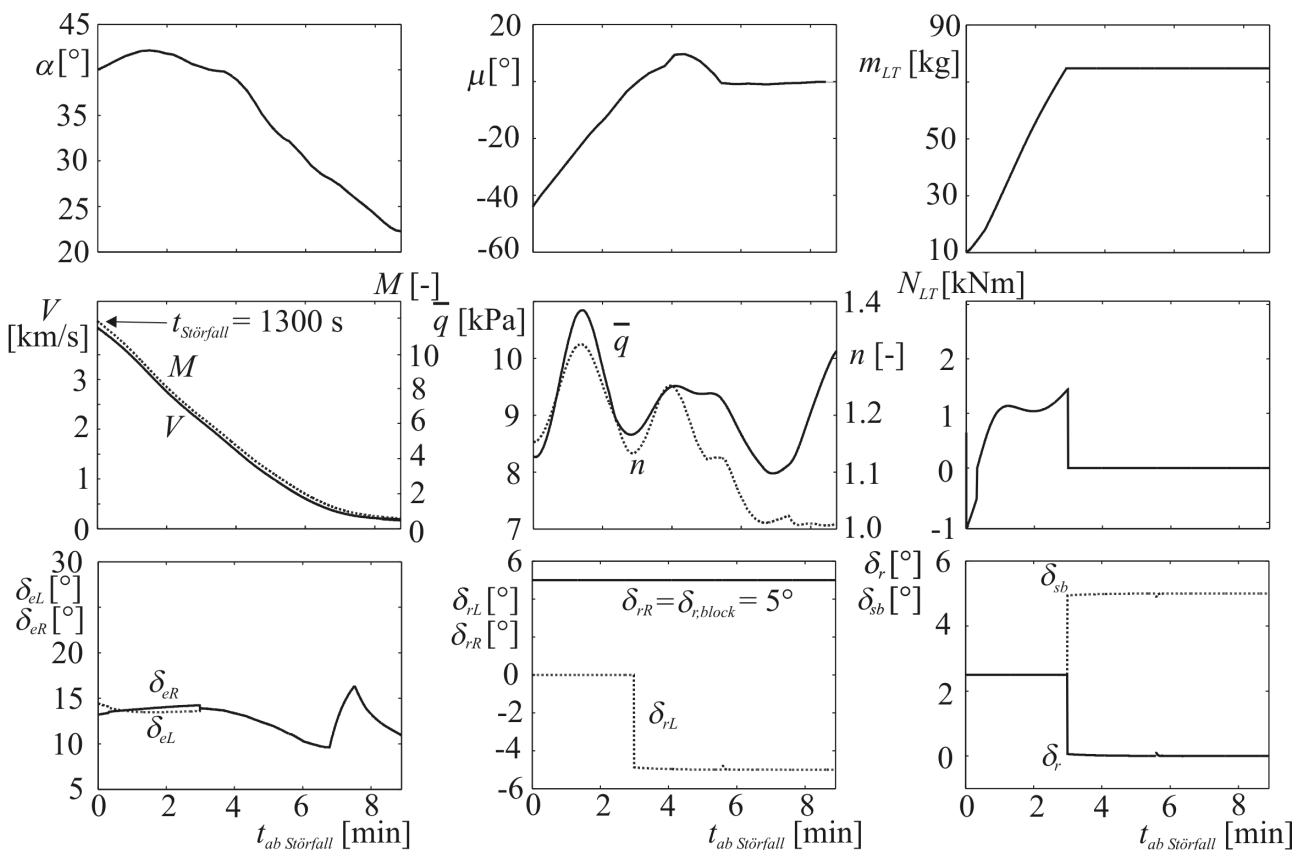


Bild 7.1 Steuerungs- und Zustandsgrößen für das Störfallszenario „blockiertes Seitenrunder“ mit  $\delta_{r,block} = 5^\circ$  bei einem Störfallzeitpunkt von  $t_{Störfall} = 1300$  s

Daraus ist ersichtlich, dass der kommandierte Anstellwinkel leicht erhöht wird, um einerseits die aerodynamische Effektivität der Seitenrunder zu verringern und andererseits mit der geringeren Gleitzahl, die sich aufgrund des durch den Luftbremsenausschlag erhöhten Widerstands ergibt, den



Landeplatz Coober Pedy, Australien, noch zu erreichen. Durch die stärkere Abbremsung des Fluggeräts erreicht der Staudruck geringere Maximalwerte, die eine erwünschte Verringerung der Lagerbelastungen des blockierten Seitenruders zur Folge haben. Bis zum Erreichen von  $M = 6$  benötigt das Fluggerät eine minimale Treibstoffmasse von  $m_{LT} = 74.5$  kg bei einer verbleibenden Flugzeit von  $t_{\text{verbleibend}} = 8.9$  min. Aufgrund der plötzlichen Blockierung des Seitenruders entsteht ein positiver Schiebewinkel, der zunächst durch ein negatives Giermoment der Lageregelungstriebwerke ausgeglichen wird.

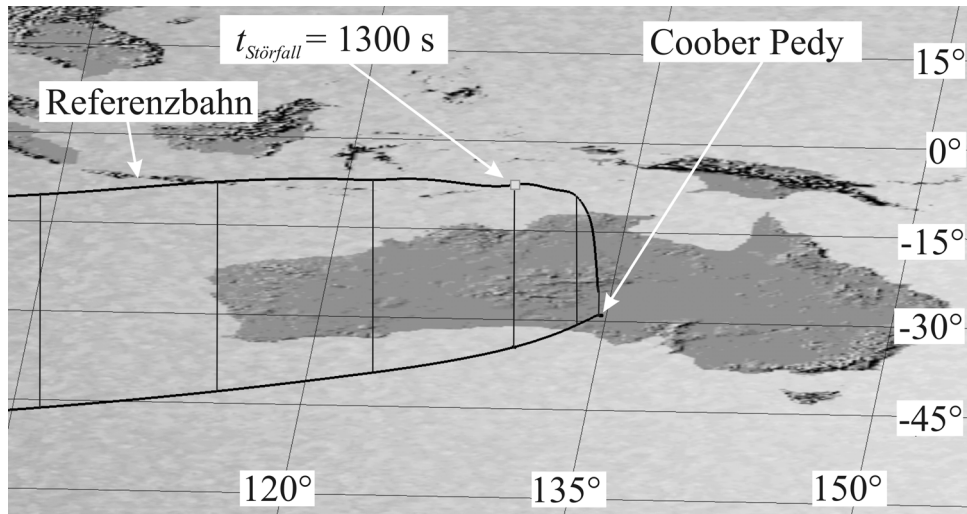


Bild 7.2 3D-Flugbahn bei einem Störfallzeitpunkt von  $t_{\text{Störfall}} = 1300$  s

Das erklärt auch, dass zuerst ein positiver Ausschlag der Rollmomentenerzeuger notwendig ist, um das Schieberollmoment auszugleichen, dann aber ein negativer Ausschlag der Rollmomentenerzeuger eingenommen wird, um das Rollmoment aufgrund des Seitenruderausschlags zu kompensieren. Ab Erreichen von  $M = 6$  wird der verbleibende Seitenruderausschlag  $\delta_{rL}$  der blockierten Seitenrunderstellung nachgeführt. Das Nickmoment, das aufgrund des wirkenden Luftbremsenausschlags  $\delta_{rL}$  entsteht, kann durch eine leichte Korrektur des Höhenruderausschlags ausgeglichen werden.

### 7.1.2 Einfluss des Störfallzeitpunkts

Der Einfluss des Störfallzeitpunkts auf dieses Störfallszenario ist von großer Bedeutung, da sich bei späteren Störfallzeitpunkten der Zeitraum bei dem die Gierlageregelungstriebwerke aktiviert werden müssen, verringert. Ab einem Störfallzeitpunkt kleiner als  $M = 6$  muss, wie in Bild 7.3 zu sehen ist, nur noch für extrem große blockierte Seitenrunderstellungen eine Treibstoffmasse aufgewendet werden, da das unbeschädigte Seitenrunder in diesem Fall seinen Maximalausschlag erreicht. Diese Fälle können aber als sehr unwahrscheinlich eingestuft werden, da im Referenzfall ein Seitenruderausschlag erwartungsgemäß nicht größer als  $\delta_r = \pm 8^\circ$  ist. Somit kann davon ausgegangen werden, dass ab einem Störfallzeitpunkt kleiner als  $M = 6$  keine zusätzliche Treibstoffmasse benötigt wird, und somit die Bewertung als unkritisches Störfallszenario bestätigt werden kann.

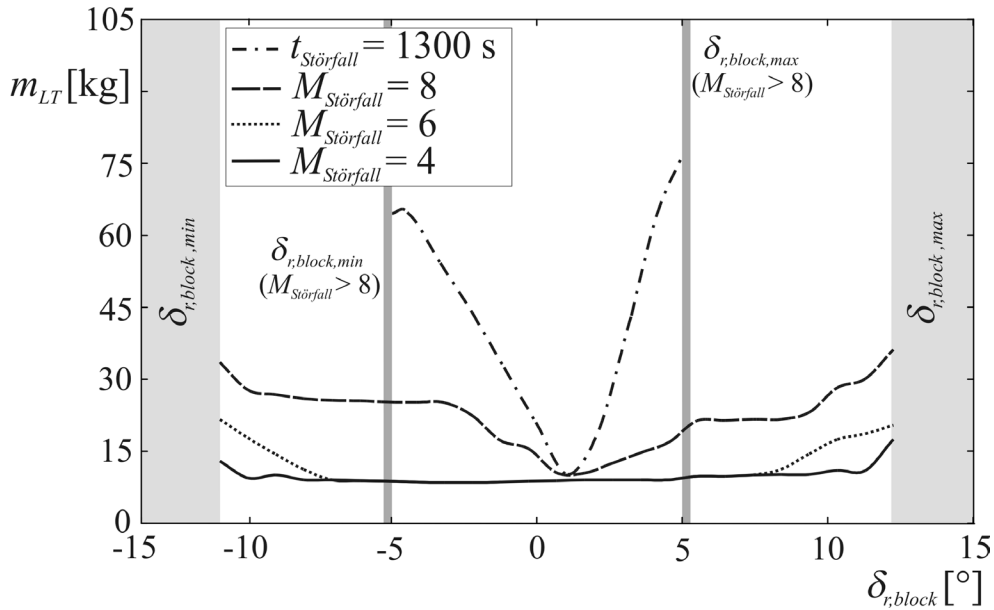


Bild 7.3 Zusammenfassung möglicher blockierter Seitenruderstellungen bei einem Störfallzeitpunkt von  $t_{Störfall} = 1300$  s,  $M_{Störfall} = 4, 6$  und  $8$

Für den eher unwahrscheinlichen Fall eines blockierten Seitenruders auf der Maximalstellung  $\delta_{r,block} = 12^\circ$  zum Störfallzeitpunkt  $M_{Störfall} = 8$  sind in Bild 7.4 die Steuerungs- und Zustandsgrößen abgebildet.

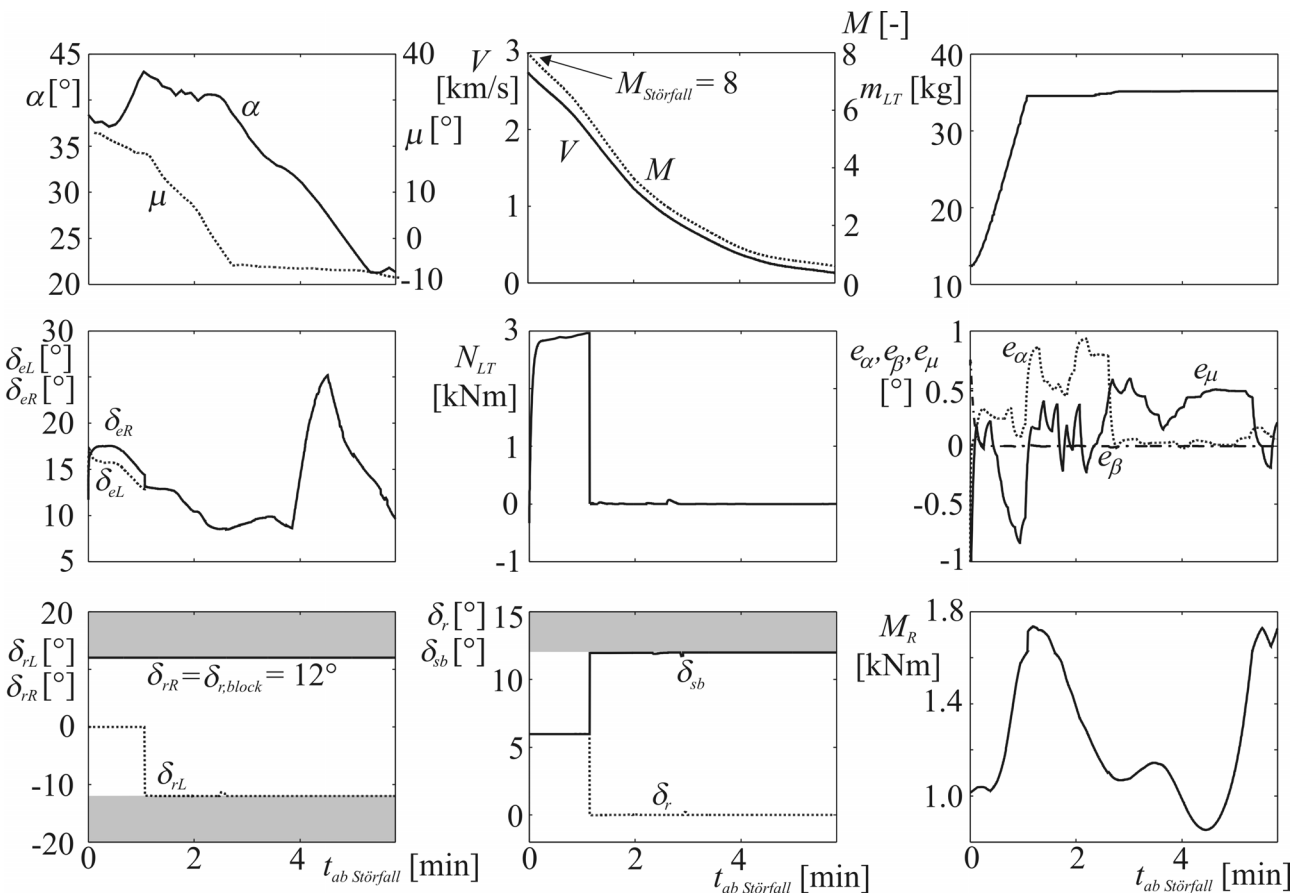


Bild 7.4 Steuerungs- und Zustandsgrößen für das Störfallszenario „blockiertes Seitenruder“ mit  $\delta_{r,block} = 12^\circ$  bei einem Störfallzeitpunkt von  $M_{Störfall} = 8$

Der maximal benötigte Schub der Gierlageregelungstriebwerke verdreifacht sich, kann aber aufgrund des erhöhten Schubvermögens ausgeglichen werden. Die benötigte Treibstoffmasse beträgt  $m_{LT} = 36.2$  kg bei einer verbleibenden Flugzeit von  $t_{\text{verbleibend}} = 5.8$  min. Die strukturellen Lasten auf dem blockierten Lager können auch bei dieser Optimalflugbahn aufgrund des geringen Staudruckniveaus gesenkt werden. Der Regelfehler verbleibt für alle kommandierten Lagewinkel unterhalb der vorgegebenen Begrenzung von einem Grad. Da das funktionstüchtige Seitenruder ab  $M = 6$  auf die maximal erlaubte Stellung gefahren wird, müssen zusätzlich wirkende Giermomente mit den Lageregelungstriebwerken ausgeglichen werden. Der Mehraufwand an Treibstoffmasse ist jedoch äußerst gering.

## 7.2 Zusammenfassung

Die Bewertung dieses Störfallszenarios, das im Rahmen der Gefahrenanalyse in eine geringe Risikoklasse eingestuft wurde, kann aufgrund der Ergebnisse der Missionsanalyse bestätigt werden. Der Einfluss eines blockierten Seitenruders stellt keine besondere Herausforderung an die Flugregel- und Fluglenkungsverfahren dar und widerspiegelt sich darin, dass der Landeplatz gut erreichbar ist und die benötigte Treibstoffmasse selbst bei extrem blockierten Seitenruderstellungen moderat bleibt.

# Kapitel 8 Gesamtübersicht der Störfall-szenarien

Aus den Ergebnissen der durchgeführten und beschriebenen Missionssicherheitsanalyse sollen in diesem Kapitel wichtige Vorgehensweisen zusammengefasst dargestellt werden, die im Falle eines Störfallszenarios im Hinblick auf geänderte Bahnbeschränkungen und Änderungen an den Flugregel- und Fluglenkungsalgorithmen notwendig werden. Dabei stellt die Definition von veränderten Bahnbeschränkungen einen Hauptteil der Maßnahmen dar, die zur Steigerung der Missionssicherheit erforderlich sind. Darüber hinaus ist es unabdingbar, die Momentenverteilung an aerodynamischen Stellflächen und Lageregelungstriebwerken zu verändern. Dabei muss eine optimale Verteilung der Steuermomente gewährleistet sein, da es sonst zu einem Mehrverbrauch bzw. unnötigen Verbrauch an Treibstoffmasse kommt. Die Einteilung der verschiedenen identifizierten Störfallszenarien in Risikoklassen kann hinsichtlich ihrer kritischen Einstufung bestätigt werden, da trotz veränderter Flugbahn die Auswirkungen extremer Störfallszenarien (Risikoklasse 3) nicht mehr abgefangen werden können. Wie bereits in Kapitel 2.1.3 beschrieben, ist es aus diesem Grund notwendig, für den Bereich von stärkeren Degradationen an den Stellflächen zusätzliche Sicherheitsmaßnahmen vorzusehen. Mögliche Ansätze werden in Kapitel 9.2 vorgestellt.

Eine Zusammenfassung der Ergebnisse aus dem Störfallplan für die untersuchten Störfallszenarien ist im Nachfolgenden dargestellt. Außerdem sind die Optimalflugbahnen parametrisiert in der Simulationsumgebung CREDITS abgelegt, so dass es möglich ist, den Einfluss von Modellunsicherheiten und Umwelteinflüssen zu untersuchen. Die notwendigen Änderungen an Flugregel- und Fluglenkungsalgorithmen sowie ein exemplarisch ausgewähltes Ergebnis zur Veranschaulichung der durchgeführten Monte Carlo-Analysen sind daran anschließend zu finden.

## 8.1 Störfallplan

Als Störfallplan wird im Rahmen dieser Arbeit die Zusammenfassung der Ergebnisse aus den Bahnoptimierungen bezeichnet. So ist es möglich, die Parameter zu identifizieren, die für eine sichere Weiterführung des Wiedereintritts im Falle von möglichen Störfallszenarien notwendig sind, und sie in eine wirtschaftliche Kostenrelation zur erreichten Erhöhung der Missionssicherheit zu setzen. Wie bereits in den Ergebnissen aus Kapitel 5 und Kapitel 6 erläutert, kann aufgrund veränderter Bahnbeschränkungen die Zielfunktion teilweise extrem verringert werden. Die

nachfolgenden Ergebnisse beziehen sich somit auf die jeweils optimierten Bahnbeschränkungen. Bezüglich konstruktiver Maßnahmen soll für die nachfolgenden Ergebnisse ausschließlich angenommen werden, dass der Schub der redundanten Lageregelungstriebwerke auf  $n_{LT} = 9$  erhöht wurde. Beim Störfallszenario „blockierte Heckklappe“ konnte gezeigt werden, dass die Risikoklasse als kritisch eingestuft werden muss. Es ist daher unabdingbar, für diesen Störfall eine genügend hohe Treibstoffmasse vorzusehen, wenn ein bestimmter Bereich an blockierten Heckklappenstellungen abgedeckt werden soll. In Bild 8.1 ist die Abhängigkeit der notwendigen Treibstoffmasse, mit der ein sicherer Wiedereintritt gewährleistet ist, vom Störfallzeitpunkt und der blockierter Heckklappenstellung gezeigt.

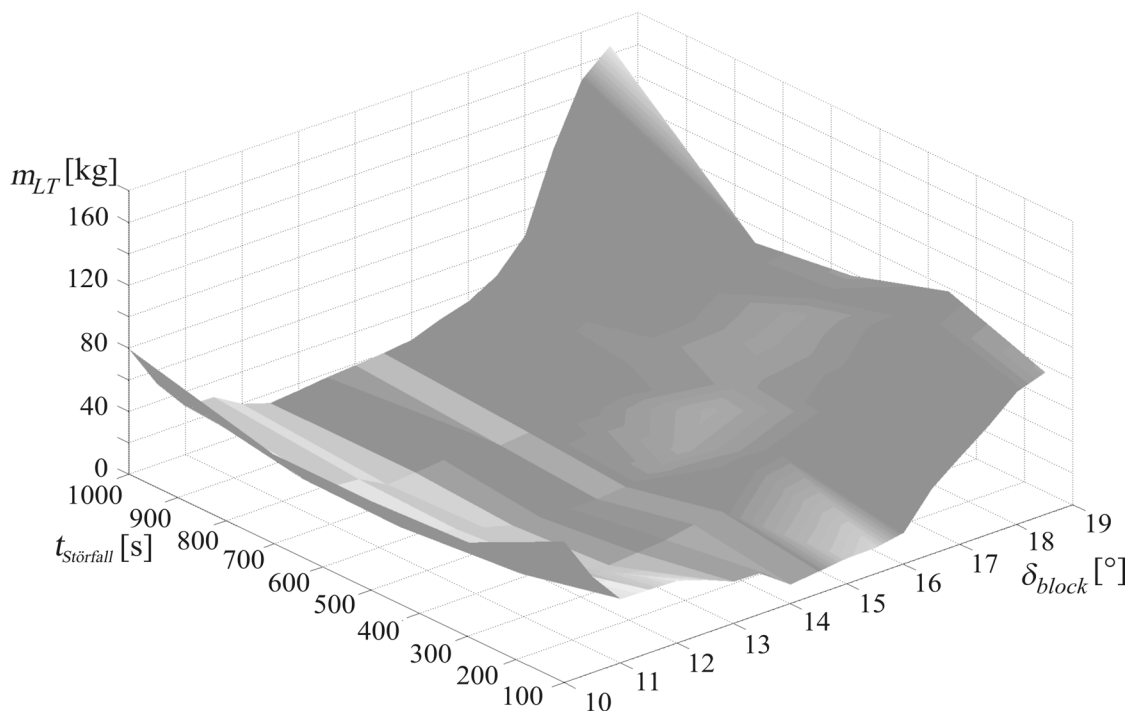


Bild 8.1 Störfallplan für das Störfallszenario „blockierte Heckklappe“

Es zeigt sich, wie bereits in Kapitel 5 beschrieben, dass mit der nominell an Bord befindlichen Treibstoffmasse nur ein Teilbereich an blockierten Heckklappenstellungen abgedeckt werden kann. Insbesondere für größere blockierte Heckklappenstellungen stellt die Erhöhung der vorhandenen Treibstoffmasse sowie der maximal zulässigen Wärmelast aber ein entscheidendes Kriterium für die Missionssicherheit dar. Die Zunahme der betrieblichen Kosten aufgrund der notwendigen Erhöhung der Treibstoffmasse muss berücksichtigt werden, darf jedoch für die erhöhte Missionssicherheit von Besatzung und Fluggerät nur eine untergeordnete Rolle spielen. Ein ähnlicher Zusammenhang ergibt sich beim Störfallszenario „Effizienzverlust einer Heckklappe“, da die zur Verfügung stehende Treibstoffmasse ein Kriterium zur thermischen Entlastung der beschädigten Heckklappe darstellt und somit auch entscheidend zur Erhöhung der Missionssicherheit beiträgt. Bei der zusammenfassenden Übersicht aus Bild 8.3 wurde angenommen, dass die zur Verfügung stehende Treibstoffmasse auf  $m_{LT} = 100$  kg (Zweieinhalbfache der nominell vorgesehenen Treibstoffmasse) erhöht wird. Dabei ist die auf der äußeren Seite liegende degradierte Verlustfläche in Prozent der

Gesamtfläche der Heckklappe angegeben. Die maximale Oberflächentemperatur auf der beschädigten Heckklappe  $T_{BF,max}$  kann durch die optimale Anpassung der Flugbahn je nach degradierte Heckklappe auf etwa 1570 – 1550°C und somit um etwa 8 - 10% gegenüber dem nominell vorgesehenen Maximalwert gesenkt werden. So ist es möglich, auch bei relativ großen Degradationen einer Heckklappe die Oberflächentemperaturen zu senken und damit eine weitere Degradation zu verhindern.

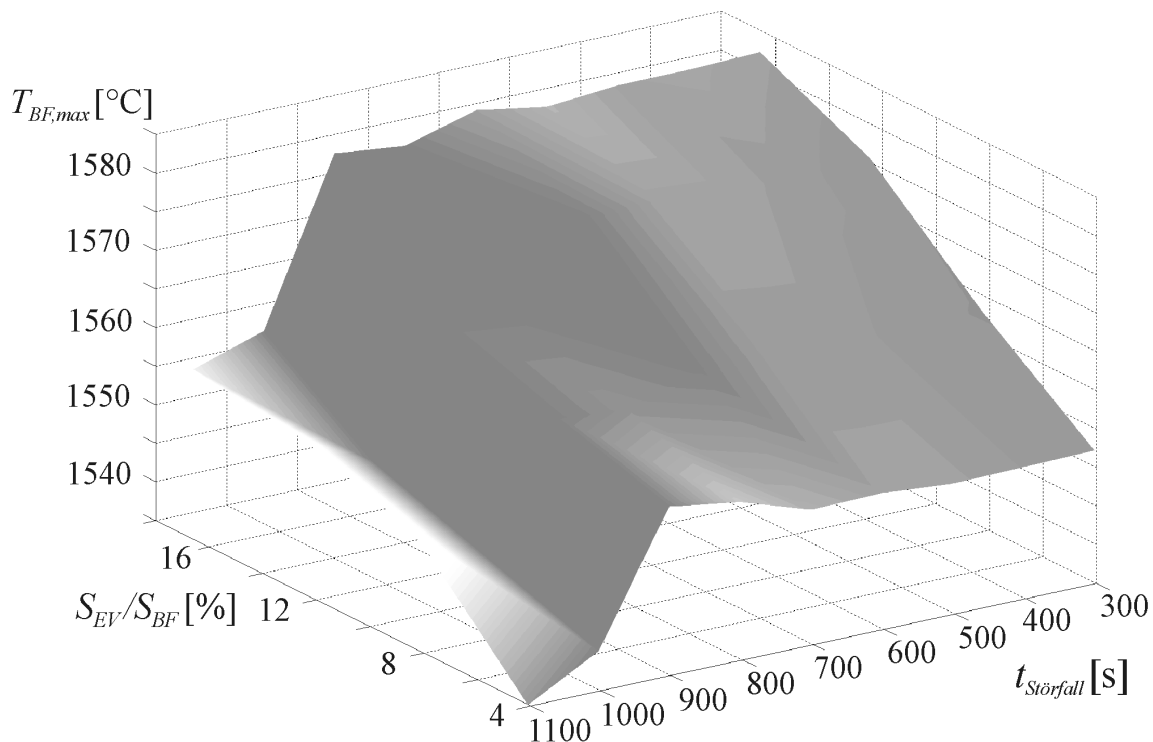


Bild 8.2 Störfallplan für das Störfallszenario „Effizienzverlust einer Heckklappe“ ( $S_{EV}/S_{BF}$  einer außenliegenden Degradation der Heckklappe: Fall 1 - 4)

Das Störfallszenario „blockiertes Seitenruder“ kann als unkritisch eingestuft werden, da ein Seitenruderausschlag aufgrund seiner hohen Anstellung im Hyperschall nur einen geringfügigen Einfluss auf die Flugbahn und Steuerbarkeit des Fluggeräts hat. Eine zusammenfassende Übersicht gibt dafür Bild 7.3, in dem für die untersuchten Störfallzeitpunkte die von der blockierten Seitenruderstellung abhängige benötigte Treibstoffmasse dargestellt ist. Bei den Untersuchungen zum Störfallszenario „blockiertes Seitenruder“ übersteigt die benötigte Treibstoffmasse den Wert von  $m_{LT} = 100$  kg nicht und ist somit mit der Erhöhung der Treibstoffmasse für andere Störfallszenarien abgedeckt.

Insgesamt konnte bei allen untersuchten Störfallszenarien mit nur geringfügiger Änderung des Fluggeräts (Schubstärke der redundanten Lageregelungstriebwerke) und der Missionsvorgaben die Missionssicherheit mit Hilfe Neudefinierter Wiedereintrittsflugbahnen optimiert werden. Dabei wurden die Parameter, die die Erhöhung der Missionssicherheit entscheidend beeinflussen, identifiziert und gegebenenfalls verändert.

## 8.2 Anpassung der Flugregel- und Fluglenkungsalgorithmen

Im Rahmen des AP 330 des ASTRA-Projekts [23] wurden die erforderlichen Anpassungen der Flugregel- und Fluglenkungsalgorithmen für den CREDITS-Simulator in Bezug auf die untersuchten Störfallszenarien durchgeführt. Genauere Informationen über die notwendigen Arbeiten finden sich in [63] und [23]. Dieses Kapitel soll einen zusammenfassenden Ausblick auf die Anforderungen und Ziele der erweiterten Flugregel- und Fluglenkungsalgorithmen geben, die notwendig sind, um den optimierten und betrachteten Wiedereintrittsbahnen aus der Missionsanalyse folgen zu können. Exemplarisch soll dabei ein Ergebnis der durchgeführten Monte Carlo-Analyse betrachtet werden.

### 8.2.1 Anforderungen von erweiterten Flugregel- und Fluglenkungsalgorithmen

Die in [101] und [22] definierten Flugregel- und Fluglenkungsalgorithmen wurden im Rahmen des Technologieprogramms TETRA für die Erfüllung der Referenzmission, die in Kapitel 2.2.3 ausführlich beschrieben ist, ausgelegt. Dabei wurden neuartige Konzepte der Flugregelung [116], [115] und Fluglenkung [15] für das untersuchte Fluggerät mit großem Erfolg entwickelt und im Rahmen von Monte Carlo-Untersuchungen [107] auf ihre Robustheit geprüft. In der Konzeption sind jedoch die verschiedenen Störfallszenarien noch nicht berücksichtigt. Mit ihrer Implementierung und Untersuchung soll erreicht werden, einerseits die zusätzlich benötigten Algorithmen, die für die Flugbahnoptimierung bereits entwickelt wurden, auf ihre Robustheit und andererseits die aus der Flugbahnoptimierung entstandenen alternativen Flugbahnen auf ihre Störungseinflüsse innerhalb einer komplexen und abgesicherten Simulationsumgebung zu überprüfen. Dabei werden die vorhandenen Flugregel- und Fluglenkungsalgorithmen so erweitert, dass sie den folgenden Anforderungen entsprechen. In diesem Zusammenhang sind nur die allgemeinen Entwurfsanforderungen beschrieben, die für jedes identifizierte Störfallszenario gelten müssen.

- Die Information, dass und welches Störfallszenario vorliegt, muss mit genügend hoher Sicherheit autonom detektiert und identifiziert werden.
- Die Steuerung des Fluggeräts soll vollautomatisch und autonom für alle Flugphasen funktionieren.
- Eine genügend hohe Robustheit gegenüber Störungen und Unsicherheiten (Eintrittsvariationen, Umwelteinflüsse, Systemunsicherheiten etc.) soll mit den vorhandenen Flugregel- und Fluglenkungsalgorithmen gewährleistet und nachgewiesen werden.
- Die verbleibende Mission muss innerhalb der vorgegebenen Systemgrenzen durchgeführt werden.

Der letzte Punkt hat die in den vorangegangenen Kapiteln beschriebene Anforderung an die veränderte Missionsplanung zum Inhalt, da die Systemgrenzen hinsichtlich der verbleibenden

Steuerbarkeit des Fluggeräts die verbleibende Mission am meisten einschränken. Die benötigten Algorithmen für die Erkennung und Identifizierung der Störfallszenarien stellen einen vollkommen neuen Aspekt innerhalb der Simulationsumgebung dar. Der schematische Gesamtentwurf für eine Erweiterung der Flugregel- und Fluglenkungsalgorithmen bei Störfallszenarien ist in Modulen aufgebaut. Jede Komponente der Flugsteuerung besteht dabei aus einem nominellen und einen störfallberücksichtigenden Teil, welcher der Anforderung nach einer möglichst einfachen Erweiterung auf andere Störfallszenarien sowie einer Anwendbarkeit auf andere Fluggerätskonfigurationen nachkommt. Übergeordnet ist ein Flugmanagementsystem (EMS -Emergency Management System), das autonom aufgrund der Erkenntnisse der Fehlerdetektions- und Identifikationsmodule permanent die Informationen über den Systemzustand (nominell oder Störfall) aktualisiert, die aus den für die Flugsteuerung verantwortlichen Modulen stammen. Um den vorhandenen Flugregelalgorithmus hinsichtlich der Anwendbarkeit bei verschiedenen Störfallszenarien überprüfen zu können, muss die veränderte Aufteilung an benötigten Steuermomenten verändert und untersucht werden. Ähnlich vorgegangen wird bei der Veränderung des Fluglenkungsalgorithmus, der, basierend auf den Ergebnissen der Optimalflugbahnen, die Steuerungsvorgaben bestimmt. Weitere Informationen zu den geänderten und implementierten Flugregel- und Fluglenkungsalgorithmen befinden sich in [63], [22] und [23].

## 8.2.2 Betrachtung von Modellunsicherheiten und Fehlereinflüssen

In der Simulationsumgebung CREDITS sind so genannte Modellunsicherheiten bzw. Fehlereinflüsse derart implementiert, dass diese einzeln oder in beliebiger Kombination aktiviert werden können. Die maximale Größe dieser Unsicherheiten ist in den Eingangsdatensätzen des Simulators definiert. Diese richten sich nach den untersuchten Größen aus [77]. Die insgesamt 46 vorgesehenen Unsicherheitsfaktoren lassen sich in 7 Arten unterscheiden, die entweder aus konkreten Abweichungen vom Referenzfall (Bias), für den jeweils ein Maximal- und Minimalwert vorgegeben ist, bestehen oder aus einem Unsicherheitsfaktor, der ein Rauschen (Noise) um den jeweiligen Nominalwert aufweist. Die Untersuchungen werden anhand so genannter Monte Carlo-Simulationen durchgeführt, für die die Größe und Zusammenstellung der Unsicherheitsfaktoren für jeden Durchlauf verändert werden. Die Abweichung der einzelnen Bias-Unsicherheiten vom Referenzfall wird gemäß der Gauß'schen Normalverteilung aus dem Bereich zwischen Minimal- und Maximalfehler gewählt. Die Noise-Unsicherheiten werden in vorgegebener Stärke zugeschlagen. In Bild 8.3 ist die Monte Carlo-Auswertung für den Fall:  $t_{\text{Störfall}} = 500 \text{ s}$ ,  $\delta_{\text{block}} = 16^\circ$  für 100 Durchläufe abgebildet. Die Modellunsicherheiten Aerodynamik, Atmosphäre, Eintrittsbedingung und Fluggerät tragen im Durchschnitt nicht zu einer großen Erhöhung der benötigten Treibstoffmasse bei. Die Unsicherheiten bei der Lagebestimmung (SIGI) und der Windeinfluss erhöhen die benötigte Treibstoffmasse  $m_{LT}$  jedoch bis zu 100% gegenüber den Ergebnissen der Missionsanalyse. Der Grund für den großen Einfluss dieser Unsicherheitsfaktoren ist die falsche bzw. gestörte Information über die Flugbedingung, die im Referenzfall durch entsprechende Ausschläge der Heckklappen kompensiert werden kann. Im Störfallszenario „blockierte Heckklappe“ müssen diese Steuermomente durch Ein-



satz der Lageregelungstriebwerke ausgeglichen werden. Dies führt zur Erhöhung der benötigten Treibstoffmasse.

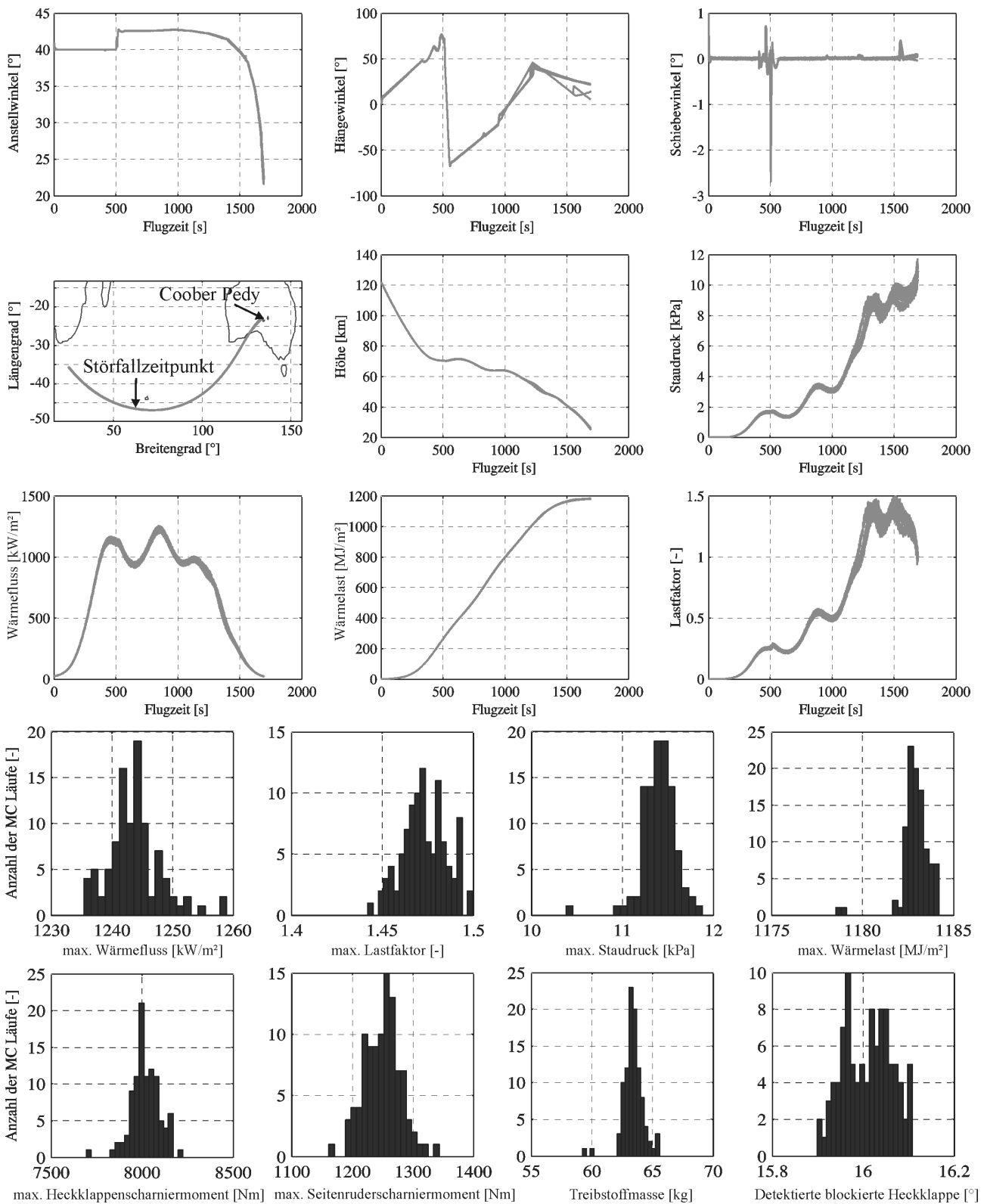


Bild 8.3 Monte Carlo-Auswertung für das Störfallszenario „blockierte Heckklappe“ mit Störfalldaten:  $\delta_{block} = 16^\circ$ ,  $t_{Störfall} = 500$  s,  $n_{LT} = 9$ ,  $\alpha_{max} = 55^\circ$ ,  $\dot{q}_{max} = 1250$  kW/m²

Das Ergebnis der Detektions- und Identifikationsroutine ist äußerst genau, berücksichtigt man die Tatsache, dass keine zusätzlichen Informationen der Sensorik dazu beitragen und das Ergebnis innerhalb von etwa 2 bis 5 Sekunden nach Auftreten des Störfallszenarios vorhanden ist. Sämtliche bahnbeschränkende Parameter (Wärmefluss, Wärmelast, Staudruck, Lastfaktor, Lagermomente) werden auch bei ungünstigster Kombination der Störfaktoren nicht verletzt. Weitere Monte Carlo-Simulationen bei verschiedenen Störfallzeitpunkten und blockierten Heckklappenstellungen sowie die Auswertung anderer untersuchter Störfallszenarien befinden sich in [63], [22] und [23]. Dabei sind ähnlich übereinstimmende wie mit den in dieser Arbeit vorgestellten Ergebnissen erzielt worden.

### 8.3 Zusammenfassung

Die Aufstellung eines Störfallplans für jedes identifizierte Störfallszenario bietet die Möglichkeit, einen zusammenfassenden Überblick des Einflusses aller wichtigen Größen zu geben. Dabei kann mit einer zur Verfügung stehenden Treibstoffmasse von  $m_{LT} = 100$  kg ein großes Spektrum an Störfallkombinationen abgedeckt werden. Bezüglich der Entwicklung der Flugregel- und Fluglenkungsalgorithmen unter Störfallbedingung sind allgemeine Voraussetzungen definiert und Anpassungsarbeiten an die vorhandene Flugsimulationssoftware erfolgt. Dieses ermöglicht die realistische Simulation von Störfallszenarien mit Modell- und Störunsicherheiten, die einen Aufschluss über den tatsächlichen Einfluss der Störfallszenarien geben kann. Die Ergebnisse zeigen einen deutlichen Einfluss der Modell- und Störunsicherheiten, der aber im Rahmen weiterer Anpassungs- und Verfeinerungsarbeiten an den verwendeten Algorithmen verringert werden kann.

# **Kapitel 9 Grundsätzliche sicherheitsrelevante Erkenntnisse**

Die im Rahmen dieser Arbeit durchgeführten Untersuchungen zu verschiedenen Störfallszenarien während der Wiedereintrittsphase führten zu grundsätzlichen Erkenntnissen, die der Erhöhung der Missionssicherheit dienen. Dies betrifft einerseits eine Anpassung der Referenzmission an sicherheitsspezifische Erkenntnisse sowie andererseits eine konstruktive Veränderung im Steuermechanismus der Heckklappen. Insbesondere unter missionssicherheitsspezifischen Gesichtspunkten soll zunächst auf die Notwendigkeit eingegangen werden, die Referenzmission zu verändern. Im anschließenden Abschnitt soll für das kritischste untersuchte Störfallszenario „blockierte Heckklappe“ eine konstruktive Änderung vorgestellt werden. Sie ermöglicht es, den Ausschlagsbereich abhängig vom Flugzustand zu verändern und somit die Möglichkeit eines Totalverlusts des Fluggeräts im Falle dieses Störfallszenarios auszuschließen. Dies kann mit geringem Aufwand realisiert werden und führt im Falle des Eintretens dieses Störfallszenarios zu einer enormen Erhöhung der Missionssicherheit während der Wiedereintrittsphase.

## **9.1 Veränderung der Referenzmission**

Die von der NASA für dieses Fluggerät definierte Referenzmission ist unter missionssicherheitsspezifischen Gesichtspunkten nicht optimal. Das betrifft insbesondere die thermische Belastung des Fluggeräts in der Wiedereintrittsphase. Sie stellt eine Gefahrenquelle dar, die kritische und mit einer relativ hohen Wahrscheinlichkeit auch eintretende unerwünschte Ereignisse nach sich ziehen kann. Der Ansatz der NASA, den auftretenden extremen Wärmelasten mit sehr hohen Anforderungen an das Wärmeschutzsystem zu begegnen, führte zur Entwicklung vollkommen neuer Materialien, die nicht nur extrem teuer zu fertigen sind, sondern auch bis zu ihrer Grenze belastet werden und somit einen hohen Technologieanspruch besitzen. Selbst die notwendigen, in der bemannten Raumfahrt vorgegebenen Sicherheitsreserven werden teilweise nicht mehr eingehalten. Auf der anderen Seite stammen die Flugregel- und Fluglenkungsalgorithmen des untersuchten Fluggeräts teilweise aus den 70er Jahren (Space Shuttle) und sind mittlerweile hauptsächlich aufgrund der Weiterentwicklung auf der Bordrechnerseite technologisch überholt. Insbesondere bei der Fluglenkungs Aufgabe bedingt die Nachführung der Widerstandsbeschleunigung gegenüber einer im voraus berechneten Referenzflugbahn nicht nur einen kostenintensiven Aufwand am Boden, sondern auch große Si-

cherheitsreserven in der Auslegung der Referenzmission. Dazu gehört zum Beispiel die Einhaltung der „Equilibrium Glide (EG)“-Forderung, die eine Sicherheitsmarge für den Auftrieb des Fluggeräts darstellt. Ein anderes Beispiel ist die Forderung nach einem maximal zulässigen Anstellwinkel von  $\alpha_{max} = 40^\circ$  im hypersonischen Flugbereich, die in Bezug auf Stabilitäts- und Trimmanforderungen beim derzeitigen Flugregelungskonzept notwendig ist. Auch hier sind neuartige Flugregelungskonzepte in der Lage, die Stabilitätsanforderungen in gleicher Art und Weise einzuhalten, jedoch den möglichen maximal zulässigen Anstellwinkel entsprechend zu vergrößern. Mittels der in diesem Kapitel vorgestellten veränderten Referenzmission soll gezeigt werden, dass es möglich ist, unter Berücksichtigung von neuartigen Flugregel- und Fluglenkungskonzepten die hohen thermischen Anforderungen an das verwendete Hitzeschutzsystem zu verringern und somit zusätzliche Sicherheitsreserven zur Erhöhung der Missionssicherheit zu schaffen.

Die veränderte Referenzmission basiert auf einem angepassten Skip Entry, da diese Art von Wiedereintritt das größte Potential zur Verringerung der thermischen Lasten bietet. Dazu kann bei einem veränderten Deorbitmanöver die Sinkrate vergrößert werden, so dass das Fluggerät einen steileren Wiedereintritt durchführt ( $\gamma \approx -1.6^\circ$  / nominell  $\gamma > -1^\circ$ ). Bei einer Höhe von etwa  $H \approx 80$  km prallt das Fluggerät auf die dichter werdende Atmosphäre. Zu diesem Zeitpunkt wird der Anstellwinkel gesenkt, so dass aufgrund des geringeren Widerstands die Abbremsung nur kurzzeitig auftritt und sich anschließend wieder ein negativer Bahnwinkel einstellt. Der Vorteil dieses Flugmanövers (angepasster Skip Entry) liegt in den geringeren thermischen Maximalbelastungen, da durch den ersten Aufprall auf die Atmosphäre das Fluggerät relativ stark abbremsst und in Kombination mit einem erhöhten Anstellwinkelprofil eine verringerte thermische Maximalbelastung eingehalten werden kann.

Bei Erreichen eines Längengrads von  $\lambda_{abst.Knoten} = 4.8^\circ$  Ost durchfliegt das Fluggerät den letzten absteigenden Knoten und beginnt 58.2 min später das Deorbitmanöver, bei dem die gesamte Treibstoffmasse des Deorbit-Moduls verbraucht wird. Das Fluggerät steuert dabei den Deorbitimpuls mittels der Lageregelungstriebwerke so, dass die Kombination aus Verzögerung und Höhenverlust einen optimalen Wiedereintrittswinkel ergibt. Ab dem Atmosphärenrand in einer Höhe von  $H_{EI} = 122$  km wird ein Anstellwinkel von  $\alpha_{max} = 45^\circ$  eingestellt. Einerseits bietet die Erhöhung des maximal zulässigen Anstellwinkels auf  $\alpha_{max} = 45^\circ$  die Möglichkeit, das Vehikel gegebenenfalls stärker abzubremsen und gleichzeitig die getrimmte Heckklappenstellung zu verringern, so dass auch im Durchschnitt die Oberflächentemperatur der Heckklappen  $T_{BF}$  gesenkt wird. Andererseits steht bei dieser geringen Erhöhung des maximal zulässigen Anstellwinkels immer noch eine genügend hohe Reserve an Seitenreichweite und Trimmbarkeit zur Verfügung. In einer Höhe von  $H \approx 80$  km prallt das Fluggerät an der Atmosphäre ab und bremst dadurch stark ab. Das verursacht ein Ansteigen des Wärmeflusses. Um der Gefahr zu entgehen, zu stark abzubremsen, muss der Anstellwinkel auf ca.  $35^\circ$  verringert werden. Damit wird der Auftrieb so weit verringert, dass sich kurzzeitig ein positiver Bahnwinkel einstellt. Dabei wird auch, wenn auch nur kurzzeitig, die maximal erlaubte Oberflächentemperatur von  $T_{BF,max} = 1750$  °C auf den Heckklappen erreicht.

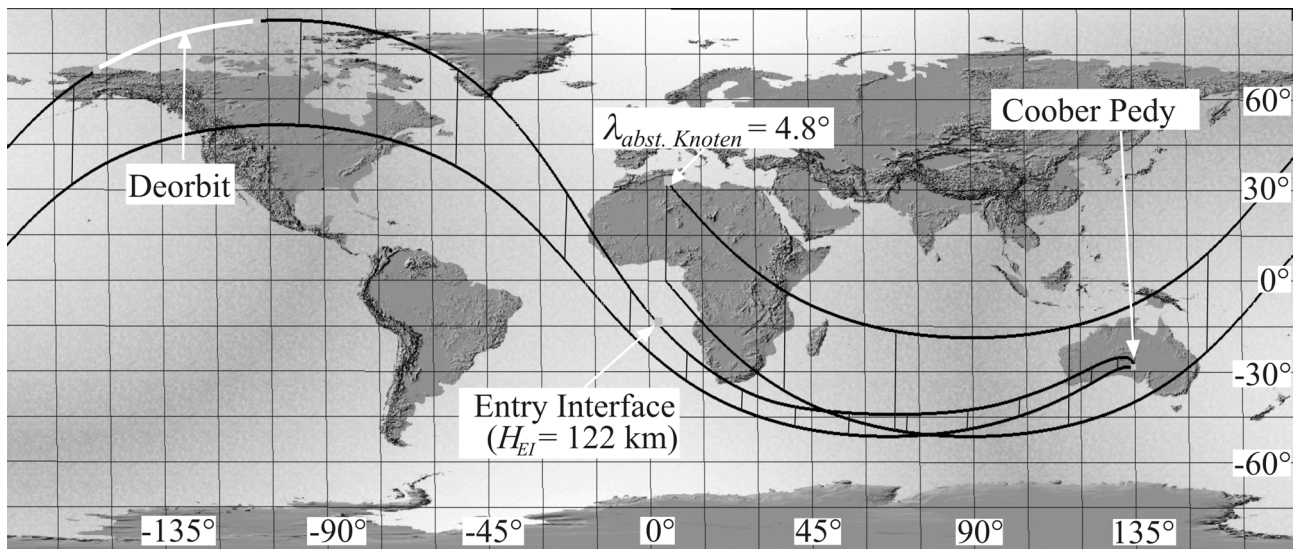
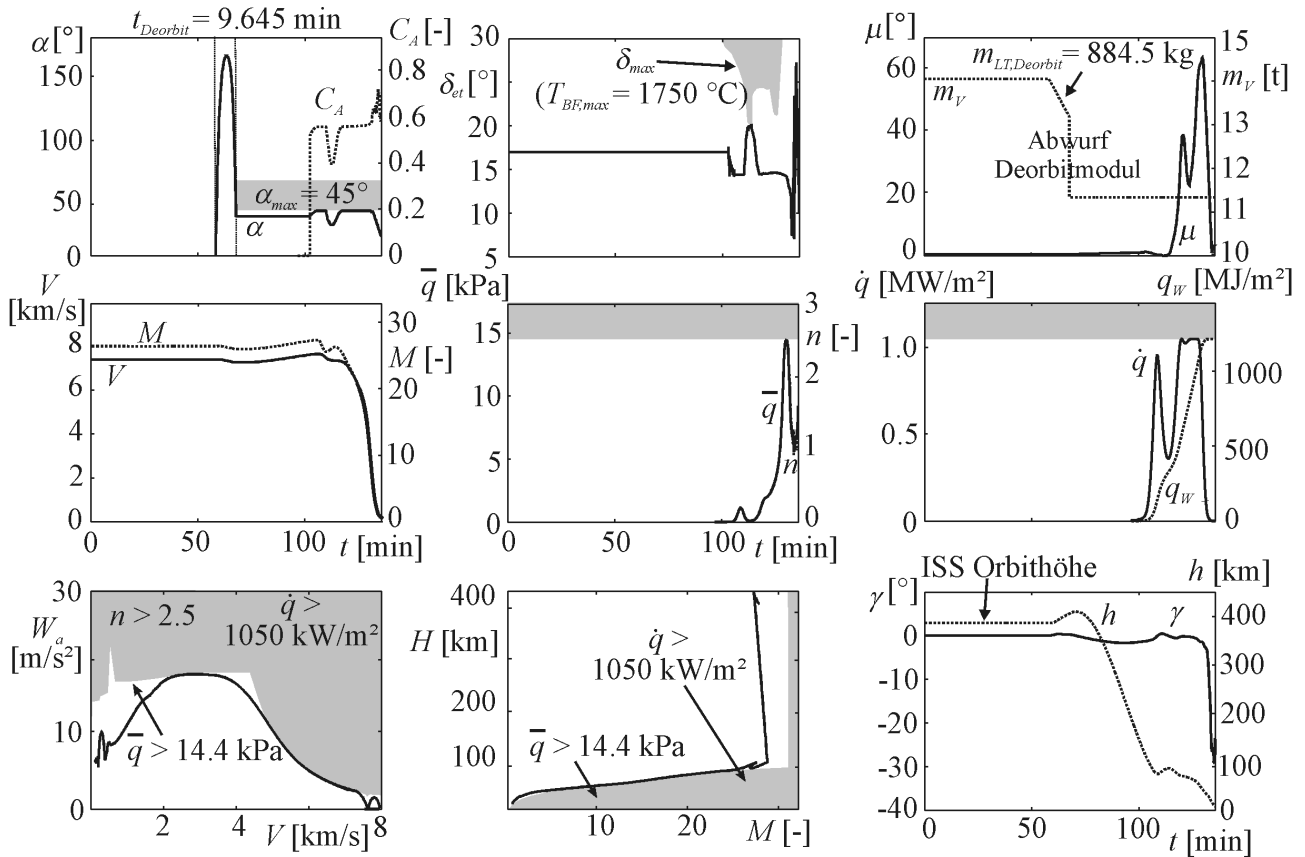


Bild 9.1 Veränderte Referenzflugbahn für  $\alpha_{max} = 45^\circ$ ,  $\dot{q}_{max} = 1050 \text{ kW/m}^2$ ,  $q_{w,max} = 1200 \text{ MJ/m}^2$

Anschließend folgt die durch den maximal zulässigen Wärmefluss bestimmte Phase, in der wieder der maximal zulässige Anstellwinkel eingenommen wird und der maximal zulässige Wärmefluss auf  $\dot{q}_{max} = 1050 \text{ kW/m}^2$  gesenkt werden kann. Die Wärmebelastung, die als eine der größten Gefahrenquellen identifiziert wurde, kann somit um 7.81% gegenüber der Referenzbahn reduziert werden. Der Anstellwinkel erreicht in dieser Flugphase den maximal zulässigen Wert und bewirkt, wie oben beschrieben, eine Verringerung der Oberflächentemperatur. (Die Trimmstellung sinkt von  $\delta_{et} \approx 17^\circ$  auf  $\delta_{et} \approx 14^\circ$ .) Hinzu kommt, dass im Falle des Eintretens des Störfallszenarios „blockierte Heck-

klappe“ die Trimmstellung von  $\delta_{et} \approx 14^\circ$  diejenige blockierte Heckklappenstellung darstellt, die die geringste Treibstoffmasse erfordert. Die Wärmelast kann ebenfalls auf  $q_{w,max} = 1200 \text{ MJ/m}^2$  (- 4%) verringert werden, womit eine zusätzliche Sicherheitsreserve für das extrem beanspruchte TPS-System gegeben ist. Auch der weiter östlich gelegene Anflug auf Coober Pedy, Australien, folgt den Erkenntnissen der Missionssicherheitsanalyse, da im Falle eines Störfallszenarios nur ein „bank reversal“ notwendig ist und so Treibstoffmasse eingespart werden kann. Bild 9.1 zeigt den zeitlichen Verlauf der Steuerungen und wichtigen Zustandsgrößen sowie eine 3D-Flugbahn des gesamten Wiedereintritts. Dabei ist insbesondere das Widerstandsbeschleunigungs-Geschwindigkeits-Diagramm von Bedeutung, da in diesem Diagramm das optimale Erfliegen der Flugbereichsgrenzen gut verdeutlicht werden kann. Optimierungsergebnisse, für die die maximal zulässige Wärmeflussbegrenzung weiter verringert wurde, zeigten, dass eine Absenkung von  $\dot{q}_{max}$  auf  $1020 \text{ kW/m}^2$  (- 10.4%) möglich ist. Dies ist jedoch nur der Fall, wenn gleichzeitig während des Absenkmanövers der Anstellwinkel beim Aufprall auf die Atmosphäre in der ersten Phase des Wiedereintritts auf ca.  $17^\circ$  verringert wird. Auch weil die Einhaltung der maximal zulässigen Oberflächentemperatur von  $T_{BF,max} = 1750 \text{ }^\circ\text{C}$  der Heckklappen dann ein entscheidendes Sicherheitskriterium darstellt, wird dieses Manöver als zu riskant eingestuft, und daher nicht als Referenzflugbahn vorgeschlagen.

## 9.2 Konstruktive Modifikationen

In diesem Abschnitt sollen missionssicherheitsspezifische Vorschläge für die konstruktive Auslegung des Fluggeräts unterbreitet werden. Dabei wird zunächst ein Aspekt angesprochen, der von generellem Interesse bei der Auslegung der aerodynamischen Stellflächen eines zukünftigen Wiedereintrittsfluggeräts ist. Dieser ist allerdings bereits in der Entwicklungsphase zu berücksichtigen, da die Kosten einer Nachbesserung zu hoch wären. Geringe Modifikationen an dem vorhandenen System der Heckklappenansteuerung ermöglichen jedoch bei dem untersuchten Fluggerät eine große Steigerung der Missionssicherheit.

Im Rahmen dieser Arbeit wurden Störfallszenarien, die eine Degradierung der Heckklappe als Ursache haben, als teilweise sehr kritisch eingestuft. Einer der Hauptgründe für die kritischen Auswirkungen dieser Degradierung ist die fehlende Redundanz an adäquatem Steuerungsvermögen. Das Fluggerät besitzt zwar ein Paar Seitenruder, deren Einsatz jedoch aus Gründen der thermischen Belastbarkeit eingeschränkt ist. Ebenso bietet die kleine Dimensionierung dieser Stellflächen im Fall einer degradierten Heckklappe keine ausreichende alternative Steuerungseffizienz. Aus diesen Gründen ließe sich die Effektivität der Seitenruder erhöhen, wenn sie anstelle von metallischen Werkstoffen mit hochtemperaturbelastungsfähigem CMC (Ceramic Matrix Composite)-Material vergrößert würden. Nachteile insbesondere in den Fertigungskosten müssten zwar in Kauf genommen werden, sind aber aufgrund der zusätzlich verwendbaren Steuerungsmöglichkeit in der Hyperschallphase während der Referenzmission von nebensächlicher Bedeutung. Ein anderer konstruktiver Änderungsvorschlag betrifft die Auslegung der Heckklappen selbst. Dabei könnten die

beiden Heckklappen in insgesamt vier jeweils eigenständig ansteuerbare Stellflächen aufgeteilt werden. In dieser Auslegungsvariante sind Degradationen an einer der vier größenmäßig kleineren Heckklappen durch einen adäquaten Ausschlag der komplementären Stellfläche mit einer sehr viel geringeren Risikoklasse behaftet, da zur Steuerung des Fluggeräts immer noch zwei unabhängig ansteuerbare Stellflächen zur Verfügung stehen. Das Gesamtgewicht und die Systemkomplexität nehmen zwar für diese konstruktive Modifikation zu, andererseits sollte dieser Möglichkeit in Hinblick auf die potentielle Erhöhung der Missionssicherheit in zukünftigen Fluggerätskonzepten ein verstärktes Augenmerk gelten.

Aus dem Störfallplan aus Kapitel 8.1 im Störfallszenario „blockierte Heckklappe“ kann entnommen werden, dass die Blockierungsstellung einen entscheidenden Einfluss auf die Missionssicherheit besitzt. Dabei sind große Blockierungsstellungen (ab  $\delta_{block} > 19^\circ$ ) teilweise gar nicht oder nur mit einem extremen Aufwand an Treibstoffmasse zu bewältigen. Blockierungsstellungen oberhalb dieser kritischen Grenze müssen mittels eines konstruktiven Ansatzes ausgeschlossen werden. Betrachtet man jedoch die Trimmstellung des Fluggeräts entlang der von der NASA vorgegebenen Referenzflugbahn, so kann festgestellt werden, dass ein solch großer Ausschlag der Heckklappen im Referenzfall nur sehr kurzzeitig (je nach eingestellten Störungen und Unsicherheiten) vorkommt. Insbesondere in der vom maximal zulässigen Wärmefluss bestimmten Flugphase, während der das größte Gefahrenpotential für das Störfallszenario „blockierte Heckklappe“ vorhanden ist, liegt die Trimmstellung mit etwa  $\delta_{et} \approx 16^\circ - 17^\circ$  unterhalb dieser kritischen Grenze. Diese Erkenntnisse könnten dazu benutzt werden, den Heckklappenausschlag oberhalb der kritischen Grenze zu verhindern. Dies kann mit einem einfachen Anschlagmechanismus gelöst werden, der den Maximalausschlag des Aktuators beschränkt. Gleichzeitig müsste die Momentenverteilungsfunktion der Referenzmission so verändert werden, dass bei einer kurzzeitigen Sättigungssituation der Stellflächen (eventuelle große kurzzeitige Störeinflüsse) die benötigten Steuermomente von den Lageregelungstriebwerken aufgebracht werden können. Durch diese sehr einfache, aber effektive konstruktive Möglichkeit könnte eine kritische Blockierungsstellung der Heckklappen in jedem Fall vermieden werden, was eine große Erhöhung der Missionssicherheit darstellt. Der Anschlagmechanismus ist auf Informationen des Flight-Computers angewiesen, da der Anschlag nach Durchfliegen der vom maximal zulässigen Wärmefluss bestimmten Flugphase wieder zurückgenommen werden muss. So könnten dann größere benötigte Heckklappenausschläge während der transsonischen Flugphase erneut von demselben Aktuator angesteuert werden. Bezüglich der Aktuatoren und deren Ansteuerung muss eine genügend geringe Ausfallwahrscheinlichkeit gewährleistet sein. Falls dies nicht möglich ist, muss ein redundantes System vorgesehen werden. Im Fall der veränderten Referenzmission ist es aufgrund der geringeren Trimmstellung in der vom maximal zulässigen Wärmefluss bestimmten Flugphase zulässig, die Anschlagstellung innerhalb des Aktuators auf eine geringere Maximalstellung einzustellen. So kann die zur Verfügung stehende Treibstoffmasse, die beim Störfallszenario „blockierte Heckklappe“ zur Abdeckung aller möglichen Blockierungsstellungen erforderlich ist, weiter verringert werden. Ein letzter Punkt betrifft die veränderten maximalen physikalischen Beschränkungen, die im Rahmen der untersuchten Störfallszenarien angenommen wurden. Insbesondere für kritische blockierte Heckklappenstellungen ist eine Erhöhung

der zulässigen Wärmelasten von Bedeutung. Das heißt auch, dass das Thermalschutzsystem anhand dieser kritischen Störfallszenarien ausgelegt sein muss. Die Forderung nach Wiederverwendbarkeit ist dabei nicht gegeben. Es muss jedoch einer einmaligen und kurzzeitig höheren Belastung unbedingt standhalten.

### **9.3 Zusammenfassung**

Wenn die Referenzmission des untersuchten Fluggeräts verändert wird, lassen sich die extremen thermischen Anforderungen an die verwendeten Materialien verringern. Dabei werden die technologischen Ansprüche und Anforderungen an das Thermalschutzsystem einerseits und an die Flugregel- und Fluglenkungsaufgaben andererseits besser verteilt, so dass aufgrund der verringerten thermischen Beanspruchung während der gesamten veränderten Referenzmission die Missionssicherheit erhöht ist. Ein anderer Ansatz betrifft die konstruktive Veränderung des Fluggeräts. Die Erkenntnisse, die im Rahmen dieser Arbeit gewonnen wurden, wurden direkt in einen konstruktiv leicht realisierbaren und missionssicherheitseffektiven Anschlagmechanismus des Aktuators umgesetzt. Weitere Ideen, die die Redundanz der aerodynamischen Stellflächen betreffen, sind von generellem missionssicherheitsrelevantem Interesse und sollten Eingang in den Entwurf zukünftiger Wiedereintrittsfluggeräte finden.



# Kapitel 10 Zusammenfassung

Für den Betrieb der Internationalen Raumstation ISS ist es notwendig, den an Bord befindlichen Astronauten eine sichere Rückkehrmöglichkeit zur Erde bereitzustellen (unter anderem auch für den Fall der Inoperabilität der Raumstation). Um diese Aufgabe zu bewältigen, wurde im Rahmen einer Kooperation der NASA, ESA und DLR der Erprobungsträger X-38 entwickelt und gebaut. Dieser soll Technologien, die zu einem sicheren Wiedereintritt notwendig sind, demonstrieren und verifizieren. Der Aufgabe nach Verbesserung der Missionssicherheit des Fluggeräts kommt seit der Columbia-Katastrophe im Februar 2003 eine immer stärkere Bedeutung zu. Vor allem können auch in der bis dahin als sicher beherrschbar angesehenen Wiedereintrittsphase unterschiedlichste Gefahrenquellen zu einem kritischen Störfallszenario führen und somit schlimmstenfalls den Verlust der Besatzung und des Fluggeräts zur Folge haben.

Das Ziel dieser Arbeit bestand darin, Strategien zur Erhöhung der Missionssicherheit zu entwickeln und diese im Hinblick auf verschiedene identifizierte Störfallszenarien zu überprüfen und auszuwerten. Damit soll ein Höchstmaß an Missionssicherheit erreicht werden, ohne entscheidend in die bestehende Fahrzeugkonfiguration einzugreifen. Der erste Teil dieser Strategie stellt eine detaillierte Gefahrenanalyse dar. Der zweite Teil enthält eine Beschreibung aller Algorithmen und Modelle, die für eine Optimierungsbetrachtung von Störfallszenarien allgemein notwendig sind. Ausgangspunkt dieser Arbeit ist die Identifikation möglicher Gefahrenquellen, die sich aus dem Missionsverlauf des untersuchten Fluggeräts ergeben können. Dabei wurden die Störfallszenarien „blockierte Heckklappe“, „Effizienzverlust einer Heckklappe“ und „blockiertes Seitenruder“ als die kritischsten identifiziert und zur Untersuchung ausgewählt. Prinzipiell kann die Missionssicherheit für die untersuchten Störfallszenarien nur dann gewährleistet werden, wenn die Flugbahn unter Berücksichtigung des jeweils degradierten Steuerorgans, geänderter Bahnbeschränkungen und Minimierung einer spezifischen Zielfunktion geändert wird.

Da es sich bei den untersuchten Fällen um eine Degradierung der Stellflächen handelt, muss deren Einfluss mit einer Sechs-Freiheitsgrad-Bahnoptimierung untersucht werden. Die dafür notwendigen Algorithmen sowie möglichst realistische und damit sehr aufwendige flugmechanische Modelle stellen die Grundlage dieser Untersuchung dar. Darüber hinaus wurde ein vollkommen neuer Ansatz entwickelt, der die Verteilung der zur Einhaltung der vorgegebenen Flugbahn notwendigen Steuermomente an die aerodynamischen Stellflächen und Lageregelungstriebwerken betrifft. Dabei wird sichergestellt, dass die intakten aerodynamischen Stellflächen unter Einbeziehung der degradierten Stellfläche momentan immer so eingestellt werden, dass sich ein minimaler

Treibstoffdurchsatz für die Lageregelungstriebwerke ergibt. Innerhalb der Optimierung der Gesamtflugbahn kann mit Hilfe dieser Verteilungsfunktion dann die insgesamt benötigte Treibstoffmasse minimiert werden. Somit ist möglich, Störfallszenarien dahingehend zu untersuchen, dass die verbleibenden Möglichkeiten zur Generierung von Steuermomenten optimal ausnutzt werden.

Für das Störfallszenario „blockierte Heckklappe“ ist diese Zielfunktion von entscheidender Bedeutung, da in diesem Fall primär die benötigte Treibstoffmasse der Lageregelungstriebwerke den möglichen Blockierungsbereich bestimmt, bei dem ein sicherer Wiedereintritt gewährleistet werden kann. Es ist unabdingbar, den maximal zur Verfügung stehenden Schub der Lageregelungstriebwerke zu erhöhen, da insbesondere im Überschallflugbereich ( $4 < M < 2$ ) die Trimmung des Fluggeräts trotz geänderter Anstellwinkelbeschränkung ( $\alpha_{max} = 55^\circ$ ) stark variiert. Die Erhöhung des maximal zur Verfügung stehenden Schubes wird mittels einer Anpassung des Systems der redundanten Lageregelungstriebwerke ermöglicht, so dass keine Änderungen am nominellen System durchgeführt werden müssen. Die Veränderung anderer Einflussfaktoren auf die Wiedereintrittsflugbahn, wie z.B. die maximal zulässige Wärmefluss- und Wärmelastbegrenzung oder die Benutzung alternativer Landeplätze, reduziert insbesondere für kritische Blockierungsstellungen ( $\delta_{block} > 19^\circ$ ) die benötigte Treibstoffmasse. Diese hängt auch vom betrachteten Störfallzeitpunkt ab, so dass ein Störfallplan erstellt werden konnte, der abhängig von blockierter Heckklappe und Störfallzeitpunkt die minimal benötigte Treibstoffmasse angibt. Größere blockierte Heckklappenstellungen müssen im Rahmen der Entwicklung eines solchen Fluggeräts konstruktiv verhindert werden, wobei eine einfache und kostengünstige Lösung aufgezeigt wurde. Für den Fall, dass dieses Störfallszenario bereits in der Orbitalphase auftritt, reicht trotz degradiertes Heckklappe die gleiche Anzahl an Landeplätzen aus, die im Referenzfall vorgesehen sind. Bei der Betrachtung eines detaillierteren Modells für das redundante Lageregelungssystem wirkt sich der vergleichsweise geringere Treibstoffdurchfluss bei einem schubstärkeren redundanten Lageregelungstriebwerkssystem positiv auf die Verringerung der benötigten Treibstoffmasse aus.

Im Falle des Störfallszenarios „Effizienzverlust einer Heckklappe“ liegt das primäre Ziel der Flugbahnoptimierung darin, die maximale Oberflächentemperatur der beschädigten Heckklappe und damit die Gefahr einer weiteren Degradierung dieser Heckklappe zu minimieren. Dies wird dadurch ermöglicht, dass der Ausschlag der degradierten Heckklappe bereits in der von der Oberflächentemperatur abhängigen Momentenverteilungsfunktion beschränkt und diese als Zielfunktion implementiert wird. Auch in diesem Störfallszenario wirken sich die Veränderung des maximalen zur Verfügung stehenden Schubes der Lageregelungstriebwerke sowie die Erhöhung des maximal zulässigen Anstellwinkels positiv auf die Zielfunktion aus, so dass die thermische Belastung der beschädigten Heckklappe um ca. 10 % (abhängig von der zur Verfügung stehenden Treibstoffmasse) verringert werden kann.

Aufgrund der geringen Seitenruderwirkung können bei dem Störfallszenario „blockiertes Seitenruder“ schlimmere Auswirkungen bereits durch eine Veränderung der Momentenverteilung verhindert werden. Je nach Störfallzeitpunkt müssen die Lageregelungstriebwerke aktiviert werden, wobei die

benötigte Treibstoffmasse für nahezu alle blockierten Seitenruderstellungen innerhalb der nominell vorgesehenen Beschränkung bleibt.

Aufgrund der kritischen Auswirkung von Störfallszenarien, die während der Wiedereintrittsphase eines Fluggeräts auftreten können, wurde im Rahmen dieser Dissertation eine bestimmte Vorgehensweise für ausgewählte Störfallszenarien entwickelt. Sie verändert mit Hilfe einer angepassten Momentenverteilungsfunktion die Flugbahn dahingehend, dass unter Berücksichtigung aller veränderbarer Bahn- und Fahrzeugbeschränkungen die Missionssicherheit weiterhin gewährleistet werden kann. Diese Strategie kann in Zukunft dazu dienen, die Missionssicherheit neuartiger Fluggerätskonzepte während der Wiedereintrittsphase entscheidend zu erhöhen, und ist in Verbindung mit der Senkung der Betriebs- und Entwicklungskosten eine der Voraussetzungen für die Nutzung wieder verwendbarer Raumtransportsysteme.

# Literaturverzeichnis

- [1] Abdel-Motagaly, K.; Rombout, O.; Gonzales, R.; Berrier, K.; Hasan, D.; Strack, D.; Rishikof, B.: Studies on the Attitude Control System Design for the Crew Return Vehicle (X-38), 23rd Annual AAS Rocky Mountain Section Guidance and Control Conference, Breckenridge, Colorado, USA, 2. - 6. Februar 2000. (AAS 00-025)
- [2] Adirim, H.; Lassmann, J.: Untersuchung zu einem modularen Nutzlast-Schubsystem als Alternative zu Oberstufen für zukünftige wieder verwendbare suborbitale Trägersysteme, Fachbereich Raumfahrtzeuge, Technische Universität Berlin, 10. Juli 1998.
- [3] Agustin, R.; Mangoubi, R.; Hain, R.; Adams, N.: Robust Failure Detection for Reentry Vehicle Attitude Control Systems, Journal of Guidance, Control and Dynamics, Vol. 22, No. 6, November - Dezember 1999.
- [4] Apel, U.: Vorlesungsskript „Raumfahrzeuge 1 2000“, Fachbereich Maschinenbau, Luft und Raumfahrt, Hochschule Bremen, März 2000.
- [5] Baudoin, F.: Hazard Analysis for Hermes Mission to MTFE, In: Proceedings of ESA Symposium “Space Product Assurance for Europe in the 1990s”, ESA/ESTEC, Noordwijk, Niederlande, 19 April 1991. (ETS-N92-18653)
- [6] Bedingfield, K.; Leach, R.; Alexander, M.: Spacecraft system failures and anomalies attributed to the natural space environment, NASA Reference Publication 1390, August 1996.
- [7] Belk, C.; Robinson, J.; Alexander, M.; Cooke, W.; Pavelitz, S.: Meteoroids and orbital debris: effects on spacecraft, NASA Reference Publication 1408, August 1997.
- [8] Betts, J.: Practical Methods for Optimal Control Using Nonlinear Programming, Society for Industrial and Applied Mathematics, Philadelphia, 2001.
- [9] Betz, A.: 3-DOF Wiedereintrittsoptimierungen für das Störfallszenario „blockierte Heckklappe“ für das Wiedereintrittsfahrzeug X-38, Semesterarbeit, TU München, Lehrstuhl für Flugmechanik und Flugregelung, 2003.
- [10] Brück, S.; Kordulla, W.; Eggers, T.; Longo, J.; Orłowski, M.: The Effect of Catalycity on the Heating of the X-38 Shape, Proceedings of the 8<sup>th</sup> Thermal and Fluids Analysis, NASA CP 3359, University of Houston-Clear Lake, Houston, TX, USA, September 1997.
- [11] Bull, J.; Sullivan, B.; Jones, J.; Williams, D.; Soukup, P.; Winters, J.: Piloted Simulation Tests of Propulsion Control as Backup to Loss of Primary Flight controls for a B747-400 Jet Transport, NASA Technical Memorandum 112191, April 1997, Ames Research Center, Mofett Field, CA, USA, 1997.
- [12] Burcham, F.; Fullerton, C.; Gilyard, G.; Wolf, T.; Stewart, J.: A Preliminary Investigation of the Use of Throttles for Emergency Flight Control, NASA Technical Memorandum 4320, Dryden Flight Research Facility, Edwards, CA, USA, September 1991.
- [13] Burken, J.; Lu, P.; Wu, Z.: Reconfigurable Flight Control Designs with Application to the X-33 Vehicle, Dryden Flight Research Center, Edwards, CA, USA, August 1999. (NASA/ TM-1999-206582)
- [14] Burken, J.; Lu, P.; Wu, Z.: Two Reconfigurable Flight-Control Design Methods: Robust Servomechanism and Control Allocation, Journal of Guidance, Control and Dynamics, Vol. 24, No. 3, Mai - Juni 2001.
- [15] Burkhardt, J.; Gräßlin, M.; Schöttle, U.: Lenkkonzept für die Rückkehrmission des Raumgleiters X-38, Abschlussbericht IRS-02-P-11, Institut für Raumfahrtsysteme, Universität Stuttgart, Juni 2002. (TET-IRS-18-TN-5402)

- [16] Burkhardt, J.; Gräßlin, M.; Schöttle, U.: Impact of Mission Constraints on Optimal Flight Trajectories for the Lifting Body X-38, AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, Portland, OR, USA, 9. - 11. August, 1999. (AIAA-99-4167)
- [17] Burkhardt, J.; Zimmermann, F.; Schöttle, U.: Operational use of Guided Reentry Capsules - System design and mission safety analysis, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress / DGLR Jahrestagung, Stuttgart, Deutschland, 23. - 26. September 2002. (DGLR-JT2002-150)
- [18] Cain, L.: Entry Options Tiger Team (TEAMDA8), Mission Operations Directorate Flight Director Office, 22. April 2003.F
- [19] Caram, J., Bordano, A.; Anderson, B.; Muratore, J.: Flight Dynamics Requirements Document for X-38 Vehicle 201, FDT NOI # 215, NASA, Johnson Space Center, Houston, Texas, USA, 19. Mai 1999.
- [20] Chang, B.; Kwatny, H.; Thomas, S.: Reconfigurable Control of Aircraft with Partial Elevator Failure, AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, Austin, Texas, USA, 11. - 14. August 2003. (AIAA-2003-5416)
- [21] Curry, D.; Lewis, R.; Hagen, J.: X-38 Seal Development, NASA Seal / Secondary Air System Workshop, NASA Glenn Research Center, Oktober 2001.
- [22] da Costa, O., Kriegel, M.; Sachs, G.: Hazard and Mission Analysis of Body Flap Degradations for a Reentry Vehicle, 54th International Astronautical Congress, Bremen, Deutschland, 29. September - 3 Oktober 2003. (IAF-03-V.P.10)
- [23] da Costa, O., Wagner, O., Sachs, G.: Missionssicherheit und Störfallstrategien Endbericht ASTRA AP 330, TU München, Lehrstuhl für Flugmechanik und Flugregelung, 2003. (AST-LFM-TB-330-1)
- [24] da Costa, O.: Analyse von Vorgehensweisen zur Gewährleistung der Missionssicherheit bei Störfällen oder Notfallsituationen des Rückkehrfahrzeugs X-38, Diplomarbeit, TU München, Lehrstuhl für Flugmechanik und Flugregelung, 2000.
- [25] da Costa, O.; Müller, S.; Wagner, O.: Abschlussbericht Missionssicherheitsanalyse (AP 22150), TU München, Lehrstuhl für Flugmechanik und Flugregelung, 2002. (TET-LFM-22-TN-5605)
- [26] Da Costa, R.; Chu, Q.; Mulder, J.: Re-Entry Flight Controller Design using Nonlinear Dynamic Inversion, AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, Montreal, Kanada, 6. - 9. August 2001. (AIAA 2001-4219)
- [27] David, S.; Portree, J.; Loftus, J.: Orbital Debris: A Chronology, NASA/TP-1999-208856, Januar 1999.
- [28] Dinkelmann, M.: Reduzierung der thermischen Belastungen eines Hyperschallflugzeuges durch optimale Bahnsteuerung, Dissertation, TU München, Lehrstuhl für Flugmechanik und Flugregelung, 1997.
- [29] Dogigli, M.; Weihs, H.; Wildenrotter, K.; Lange, H.: New High-Temperature Ceramic Bearing for Space Vehicles, 51<sup>st</sup> International Astronautical Congress, Rio de Janeiro, Brasilien, 2. - 6. Oktober 2000. (IAF-00-I.3.04)
- [30] Dunlap, P.; Steinetz, B.; Curry, D.: Rudder / Fin Seal Investigations for the X-38 Re-Entry Vehicle, Glenn Research Center, USA, November 2000. (NASA/TM - 2000-210338/REV1)
- [31] Eggers, K.: Untersuchungen zur statischen Stabilität und Trimmbbarkeit der Hyperschallerprobungsträgers X-38, Semesterarbeit, TU München, Lehrstuhl für Flugmechanik und Flugregelung, 2001.
- [32] Fragola, J.: An Heritage Approach to Aerospace Risk Based Design: With Application, SRA Workshop on Risk Analysis of Aerospace Systems 2: Mission success starts with safety, Arlington, Virginia, USA, 28. - 29. Oktober 2002.
- [33] Gonzalez, P.: Influence of the Abort Capability in Reusable Systems Reliability. Festip Results Overview, AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, Portland, Oregon, USA, 9. - 11. August 1999. (AIAA-99-4928)

- [34] Görlach, T.; Prigge, R.: CREDITS - ein Werkzeug zur unabhängigen Verifikation und Validierung der X-38 GNC Software, In: Tagungsband 1999, Bd. 2 S.1007-1016, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 1999, Berlin, Deutschland, 27. - 30. September 1999. (DGLR-JT99-023)
- [35] Görlach, T.; Soppa, U.; Roenneke, A.; Burkhardt, J.; Wallner, E.: Deutsche Beiträge zur Flugführung, Flugregelung und Navigation des Raumgleiters X-38, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress / DGLR Jahrestagung, Hamburg, Deutschland, 18. - 21. September 2001. (DGLR-JT2001-186)
- [36] Graf, E.: The X-38 and Crew Return Vehicle Programmes, ESA Bulletin 101, Februar 2000.
- [37] Graf, E.; Leveugle, T.; Berthe, P.; Klädtke, R.; Basile, L.: International Cooperation on X-38 and Crew Return Vehicles for the International Space Station, AIAA 8<sup>th</sup> International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Norfolk, Virginia, USA, 27. - 30. April 1998. (AIAA 98-1635)
- [38] Gräßlin, M.: X-38 Optimization of Angle of Attack Profiles for the X-38 V201 Re-Entry, Institut für Raumfahrtssysteme, Universität Stuttgart, Februar 2000. (TET-IRS-22-TN-5302)
- [39] Gräßlin, M.; Walz, S.: X-38 V201 Reentry Trajectory Simulations for NASA Cycle 9, Institut für Raumfahrtssysteme, Universität Stuttgart, Dezember 2002. (TET-IRS-18-TN-5305)
- [40] Gräßlin, M.; Schöttle, U.; Wallner, E.; Well, K.; Burkhardt, J.: Adaptive Guidance and Control Algorithm applied for the X-38 Reentry Mission, 53<sup>rd</sup> International Astronautical Congress 2002, Houston, Texas, USA, 10. - 19. Oktober 2002. (IAC-02-A.1.08)
- [41] Grimm, W.; van der Meulen, J.: CapRee Study - Reentry Guidance and Control, Institute of Flight Mechanics and Control, University of Stuttgart, Stuttgart, Deutschland, 2000. (CapRee - IFR-N -01)
- [42] Hale, N.; Lamotte, N.; Garner, T.: Operational Experience with Hypersonic Entry of Space Shuttle, 11<sup>th</sup> AIAA/AAAF International Conference Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Orleans, Frankreich, 29. September - 4. Oktober 2002. (AIAA 2002-5259)
- [43] Hanson, J.: A Plan for the Advanced Guidance and Control Technology for 2<sup>nd</sup> Generation reusable Launch Vehicles, AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, Monterey, Californien, USA, 5. - 8. August 2002. (AIAA 2002-4557)
- [44] Hanson, J.: New Guidance for new Launchers, In: Aerospace America, S. 36 - 41, März 2003.
- [45] Hanson, J.; Jones, R.: Advanced Guidance and Control Methods for Reusable Launch Vehicle: Test Results, AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, Monterey, Californien, USA, 5. - 8. August 2002. (AIAA 2002-4561)
- [46] Heger, R.: Untersuchung über das Flugregelungssystem und die Schubdüsenansteuerung des Wiedereintrittsfluggerät X-38 für verschiedene Störfallszenarien, Semesterarbeit, TU München, Lehrstuhl für Flugmechanik und Flugregelung, 2004.
- [47] Hoffmann, C.: Der Raumgleiter X-38 - Ein Notfall-Rückkehrsystem für die Internationale Raumstation, Technischen Universität Braunschweig, Seminarvortrag, 15. Februar 1999.
- [48] Horvarth, T.; Berry, S.; Merski, N.; Fitzgerald, S.: X-38 Experimental Aerothermodynamics, In: Proceedings of 34<sup>th</sup> AIAA Thermophysics Conference, Denver, Colorado, USA, 19. - 22. Juni 2000. (AIAA 2000-2685)
- [49] Hovis, G.: Overview hazard analysis for the H2Fuel Bus Program, NASA Technical Report 97N29386, Alken, South Carolina, USA, 1996. (WSRC-RP-96-337)
- [50] Infed, F.; Fertig, M.; Frühauf, H.; Olawsky, F.: Oberflächentemperaturunsicherheiten beim X-38 Demonstrator, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress / DGLR Jahrestagung, Hamburg, Deutschland, 18. - 21. September 2001. (DGLR-JT2001-060)
- [51] Ito, D.; Georgie, J.; Valasek, J.; Ward, D.: Re-Entry Vehicle Flight Control Design Guidelines: Dynamic Inversion, Final Technical Report, Flight Simulation Laboratory, Texas A&M University, 2001. (NAG9-1085)

- [52] Ito, D.; Ward, D.; Valasek, J.: Robust Dynamic Inversion Controller Design and Analysis for the X-38, AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, Montreal, Kanada, 6. - 9. August 2001. (AIAA 2001-4380)
- [53] Janowski, R.: Aerothermodynamisches Messsystem, Auszug aus sechstes Fortschritttreffen Friedrichshafen, Deutschland, 7. - 8. November 2000. (AP 21450)
- [54] Johnson, E.; Calise, A.: Reusable Launch Vehicle Adaptive Guidance and Control using Neural Networks, AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, Montreal, Kanada, 6. - 9. August 2001. (AIAA 2001-4381)
- [55] Johnson, E.; Calise, A.; Corban, J.: Adaptive Guidance and Control for Autonomous Launch Vehicles, In IEEE Aerospace Conference, Big Sky, MT, USA, April 2001.
- [56] Johnson, E.; Calise, A.; El-Shirbiny, H.; Rysdyk, R.: Feedback Linearization with Neural Network Augmentation applied to X-33 Attitude Control, AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, Denver, Colorado, USA, 14. - 17. August 2000. (AIAA 2000-4157)
- [57] Kaiba, K.: Fehlerdetektions- und Identifikationsroutinen für das Wiedereintrittsfahrzeug X-38. Semesterarbeit, TU München, Lehrstuhl für Flugmechanik und Flugregelung, 2003.
- [58] Keesee, B.: The Upper Atmosphere - red sprites, blue jets and elves, Course Call No. 1431, University of Albany, 1995.
- [59] Kindler, J.; Schoettle, U.; Well, K.: Entry Interface of Landing Site Coober Pedy for the Experimental Vehicle X-38 V201, AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, Denver, Colorado, USA, 14. -17. August 2000. (AIAA-2000-4117)
- [60] Klädtke, R.; Obersteiner, M.; Deneu, F.; Eymar, P.: A European Roadmap for RLVs, 52<sup>nd</sup> International Astronautical Congress, Toulouse, Frankreich, 1. - 5. Oktober 2001. (IAF-01-V.5.06)
- [61] Klädtke, R.; Püttmann, N.; Graf, E.: Europäische Partnerschaft im X-38 Programm, DGLR-Jahrestagung 1999, DGLR Jahrbuch 1999 Bd. 2, S. 1049 - 1058, Berlin, Deutschland, September 1999. (DGLR-JT99-026)
- [62] Koskinen, H.; Tanskanen, E.; Pirjola, P.; Pulkkinen, A.; Dyer, C.; Rodgers, D.; Cannon, P.; Mandeville, J.; Boscher, D.: Space Weather Effects Catalogue, ESWS-FMI-RP-0001, 2. Januar 2001.
- [63] Kriegel, M.: Modifikation der Simulationsumgebung CREDITS für Störfall- und Notfallszenarien des Wiedereintrittsflugeräts X-38, Diplomarbeit, TU München, Lehrstuhl für Flugmechanik und Flugregelung, 2003.
- [64] Kühn, A.: Entwicklung von Software zur Approximation von Datenfeldern am Beispiel eines zweistufigen Hyperschallflugerätes. Semesterarbeit, TU München, Lehrstuhl für Flugmechanik und Flugregelung, 1993.
- [65] Labbe, S.; Perez, L.; Fitzgerald, S.; Longo, J.; Molina, R.; Rapuc, M.: X-38 Integrated aero- and aerothermodynamic activities, Aerospace Science Technologie Vol. 3, S. 485 - 493, 1999.
- [66] Labbe, S.; Perez, L.; Fitzgerald, S.; Longo, J.; Rapuc, M.: X-38 Nasa/Dlr/Esa-Dassault Aviation Integrated Aerodynamic and Aerothermodynamic Activities, 1<sup>st</sup> Atmospheric Reentry Vehicles and Systems, Arcachon, Frankreich, 1999.
- [67] Larson, W.; Wertz, J.: Space Missions Analysis and Design 2<sup>nd</sup> Edition, Kluwer Academic Publications, 1992.
- [68] Loomis, M.; Venkatapathy, E.; Papadopoulos P.; Bavies, C.; Berry, S.; Horvarth, T.; Campbell, C.: Aeroheating and Aerodynamic CFD Validation and Prediction for the X-38 Program, 32<sup>nd</sup> AIAA Thermodynamics Conference, Atlanta, Georgia, USA, 23. - 25. Juni 1997. (AIAA 97-2478)
- [69] Lu, P.; Shen, Z.: On-Board Entry Trajectory Planning Expanded to Sub-Orbital Flight, AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, Austin, Texas, USA, 11. - 14. August 2003. (AIAA-2003-5736)

- [70] Malthan, D.: Fehleranalyse des SIGI-Systems, TETRA Abschlussbericht Kayser-Threde, 8. November, 2001. (TET-KT-18-TN-6601)
- [71] Matveeva, T.: Planning of Transport Operations for Space Station: Off-Nominal Situations Consideration, Rocket Space Corporation Energia, Krorolev, Russland, 1998. (Paper ID: 2m021)
- [72] Mayinger, F.; Stephan, K.: Thermodynamik, Grundlagen und technische Anwendung, 14. Auflage, Springer-Verlag, Berlin, 1980.
- [73] Mayrhofer, M.: Untersuchung zur verwendeten Atmosphäre für die Optimierung von Flugbahnen eines zweistufigen Raumtransportsystems, Zwischenbericht, TU München, Lehrstuhl für Flugmechanik und Flugregelung, 1996.
- [74] Mayrhofer, M.: Verbesserung der Missionssicherheit eines zukünftigen zweistufigen Raumtransportsystems mittels Flugbahnoptimierung, Dissertation, TU München, Lehrstuhl für Flugmechanik und Flugregelung, 2002.
- [75] Moulin, J.; Chavagnac, C.; Roenneke, A.: A Roadmap for European RLV Experimental Vehicles, 3<sup>rd</sup> Atmospheric Reentry Vehicles and Systems, Arcachon, Frankreich, März 2003.
- [76] Müller, S.: Abschlussbericht AP 18400: Flugdynamik und Flugführung, TU München, Lehrstuhl für Flugmechanik und Flugregelung, 2002. (TET-LFM-18-TN-5711)
- [77] Müller, S.; Stein, T.: Abschlussbericht AP 18400 Teil 2: Systemsensitivitäten, TU München, Lehrstuhl für Flugmechanik und Flugregelung, 2002. (TET-LFM-18-TN-5712)
- [78] Muylaert, J.; Kordulla, W.; Giordano, D.; Marraffa, L.; Schwane, R.; Spel, M.; Walpot, L.; Wong, H.: Aerothermodynamic Analysis of Space Vehicle Phenomena, ESA Bulletin 105, S. 96 - 79, Februar 2001.
- [79] N.N.: ACS Thrust Variations with Back Pressure, NOI 7, NASA/JSC, 17. Mai 1999.
- [80] N.N.: ALTOS (Advanced Launcher Trajectory Optimization Software), Software User Manual, PROMIS: Optimization Program. Institut für Flugmechanik und Flugregelung, Universität Stuttgart, Institut für Flugdynamik, DLR, Oberpfaffenhofen, Deutschland, Ausgabe 1, 20. Februar 1992.
- [81] N.N.: ASTOS - Model Library Reference Manual. Institute of Flight Mechanics and Control, University of Stuttgart, Dezember 2000. (ASTOS RVA 4.2.4)
- [82] N.N.: ASTOS - Reentry Application Manual. Institute of Flight Mechanics and Control, University of Stuttgart, Dezember 2000. (ASTOS RVA 4.2.4)
- [83] N.N.: Aufzeichnungen von Guidance and Control Meeting mit Hanson, J., Lead Trajectory and Guidance Team, NASA Marshall Space Flight Center, Huntsville, Alb, USA, 14. August 2003.
- [84] N.N.: Columbia Accident Investigation Board, Report Volume 1, August 2003.
- [85] N.N.: Deutsche Luftfahrtnorm LN 9300: Bezeichnungen in der Flugmechanik, Köln, Beuth Vertrieb GmbH, 1970.
- [86] N.N.: DIN 9300: Begriffe, Größen und Formelzeichen in der Flugmechanik, Köln, Beuth Vertrieb GmbH, 1990.
- [87] N.N.: Flugführung und -regelung, Aerothermodynamik, Missions- und Systemanalyse, Endbericht TETRA GNC, Technische Universität Stuttgart, Deutschland, Juni 2002. (TET-IRS-22-PR-5310)
- [88] N.N.: GESOP (Graphical Environment for Simulation and Optimization), Softwaresystem für die Bahnoptimierung, Institut für Robotik und Systemdynamik, DLR, Oberpfaffenhofen, Deutschland, 1993.
- [89] N.N.: Hazard Analysis and Safety Risk Assessment - Methods and Procedures, ESA PSS-01-403, Issue 1, January 1994.
- [90] N.N.: NASA wägt Möglichkeiten für Rettungsfahrzeug ab, Space Science Journal, Bericht, 11. August 2002.



- [91] N.N.: Norm-Atmosphäre DIN 5450: Allgemeine Bezeichnungen und Atmosphäre für mittlere Verhältnisse, Köln, Beuth Vertrieb GmbH, 1970.
- [92] N.N.: Reusable Launch and Entry Vehicle - System Safety Process, U.S. Department of Transportation (FAA), Washington, DC, USA, September 2000. (AC 431.35-2)
- [93] N.N.: The Artemis Project, Private Enterprise on the Moon, Rocket Engine Specifications, Section 4.3.9.1, 2001
- [94] N.N.: U.S. Standard Atmosphere, 1976. Washington, D.C.: National Oceanic and Atmospheric Administration, National Aeronautics and Space Administration, United States Air Force, 1976.
- [95] Nairn, A.: Australia's Developing GIS Infrastructure - Achievements and Challenges from a Federal Perspective, 5<sup>th</sup> International Seminar on GIS, Seoul, Korea, September 2000.
- [96] National Academies Press: Protecting the Space Shuttle from Meteoroids and Orbital Debris, Commission on Engineering and Technical Systems, 1997.
- [97] Perhinschi, M.; Napolitano, M.; Campa, G.; Fravolini, M.: Primary Control Surface Failure Detection and Identification Scheme, AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, Austin, Texas, USA, 11. - 14. August 2003. (AIAA-2003-5645)
- [98] Pfeiffer, H.: Mündliche Besprechung, MAN Technologie AG, Geschäftsbereich Raumfahrt, 2000.
- [99] Roenneke, A.: Hopper Review, Vortragsaufzeichnungen ASTRA Meeting, 2003.
- [100] Roenneke, A.; Well, K.: Nonlinear Flight Control For a High-Lift Reentry Vehicle, Guidance, Navigation and Control Conference, Baltimore, USA, August 1995. (AIAA Paper 95-3370)
- [101] Vogt, S.; Burkhardt, J.; Müller, S.; Wallner, E.: Model and Algorithmen Description, Interner Arbeitsbericht, Juli, 1999. (TET-DASA-18-MA-001)
- [102] Schoettle, U.; Gräßlin, M.: Bahnoptimierung und Referenzbahnen der Rückkehrmission des Raumgleiters X-38, Abschlussbericht AP 22130, Institut für Raumfahrtssysteme, Universität Stuttgart, Dezember 2002. (TET-IRS-22-TN-5306)
- [103] Schwamb, T.: Entwicklung und Implementierung von Detektionsalgorithmen für verschiedene Störfallszenarien, Semesterarbeit, TU München, Lehrstuhl für Flugmechanik und Flugregelung, 2004.
- [104] Schwarz, H.: Numerische Mathematik, Teubner Verlag, 4. Auflage 1997.
- [105] Sonderforschungsbereich 259: Hochtemperaturprobleme rückkehrfähiger Raumtransportsysteme Sonderforschungsbereich Arbeits- und Ergebnisbericht 1998, Universität Stuttgart, Stuttgart 1998.
- [106] Stamatelatos, M.: New Thrust for Probabilistic Risk Assessment (PRA) at NASA, SRA Workshop on Risk Analysis of Aerospace Systems 2: Mission success starts with safety, Arlington, Virginia, USA, 28. - 29. Oktober 2002.
- [107] Stein, T.: Robustheitsuntersuchung zu Steuerungs- und Regelalgorithmen des Hyperschallerprobungsträger X-38 mit Hilfe von Monte-Carlo-Analysen, Semesterarbeit, TU München, Lehrstuhl für Flugmechanik und Flugregelung, 2001.
- [108] Sygulla, D.; Sabath, D.; Püttman, N.; Schmid, V.; Caporicci, M.; Anderson, B.: The US-European Cooperation in the X-38 and CRV program, 53<sup>rd</sup> International Astronautical Congress 2002, Houston, Texas, USA, 10. - 19. Oktober 2002. (IAC-02-V.3.01)
- [109] Tigges, M.: Preliminary V-201 Entry Flight Profile with Landing Site Precision Cycle 8, NOI #213, X-38 Flight Dynamics Team, NASA, Johnson Space Center, USA, Oktober 1998.
- [110] Tigges, M.: Preliminary V-201 Entry Flight Profile with Landing Site Precision Cycle 7/ Revision 1, NOI #175, X-38 Flight Dynamics Team, NASA, Johnson Space Center, USA, April 1997.

- [111] Tigges, M.: Preliminary V-201 Entry Flight Profile with Landing Site Precision Cycle 9, NOI #314, X-38 Flight Dynamics Team, NASA, Johnson Space Center, USA, Januar 2001.
- [112] Vinh, N.; Busemann, A.; Culp, R.: Hypersonic and Planetary Entry Flight Mechanics, Ann Arbor: The University of Michigan Press, 1980.
- [113] Wallner, E.; Burkhardt, F.; Zimmermann, F.; Schöttle, U.; Well, K.: A Guidance and Control Concept for the X-38 Re-Entry Vehicle, 50<sup>th</sup> International Astronautical Congress, Amsterdam, Niederlande, 4. - 8. Oktober 1999. (IAF-99-A.1.04)
- [114] Wallner, E.; Gräßlin, M.; Müller, S.; Well, K.; Schöttle, U.; Wagner, O.; Sachs, G.: Developement of Guidance and Control Algorithms for the X-38 Return Vehicle, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress / DGLR Jahrestagung, Stuttgart, Deutschland, 23. - 26. September 2002. (DGLR-JT2002-100)
- [115] Wallner, E.; Well, K.: Improved X-38 Flight Control and Simulation, TETRA Mehrleistungen, 2003. (TET-IFR-18-TR-5802)
- [116] Wallner, E.; Well, K.: Untersuchungen zur nichtlinearen Flugregelung des Rückkehrfahrzeuges X-38, Universität Stuttgart, Institut für Flugmechanik und Flugregelung, 2002. (TET-IFR-18-TR-5801)
- [117] Weiland, C.; Longo, J.; Gülhan, A.; Decker, K.: Aerothermodynamics for Reusable Launch Systems, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress / DGLR Jahrestagung, Stuttgart, Deutschland, 23. - 26. September 2002. (DGLR-JT2002-152)
- [118] Weiß, S.; Thielecke, F.; Harders, H.: Ein neuer Ansatz zur Modellierung von Luftdatensystemen, DLR Institut für Flugsystemtechnik, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress/ DGLR Jahrestagung, Berlin, Deutschland, 27. - 30. September 1999. (DGLR-JT1999-137)
- [119] Wiegand, A.; Markl, A.; Ortega, G.; Steinkopf, M.; Well, K.: ALTOS -ESA's Trajectory Optimization Tool Applied to X-38 Reentry Vehicle Trajectory Design, 50<sup>th</sup> International Astronautical Congress, Amsterdam, Niederlande, 4. - 8. Oktober 1999.
- [120] Wilson, E.; Lages, C.; Mah, R.: Gyro-based maximum-likelihood Thrusters fault detection and identification, In: Proceedings of the 2002 American Control Conference, Anchorage, Alaska, USA, Mai 2002.
- [121] Winkler, A.: Untersuchung von potentiellen Gefahrenquellen für den atmosphärischen Wiedereintritt und deren potentielle Auswirkungen auf das Rückkehrsystem X-38, Semesterarbeit, TU München, Lehrstuhl für Flugmechanik und Flugregelung, 2003.
- [122] Wouters, E.: Preparatory Work for a Failure Detection and Isolation System for the X-38, Semesterarbeit, TU München, Lehrstuhl für Flugmechanik und Flugregelung, 2001.
- [123] Zimmermann, C.; Dukeman, G.; Hanson, J.: Automated Method to Compute Orbital Reentry Trajectories with Heating Constraints, Journal of Guidance, Control and Dynamics, Vol. 26, No. 4, Juli - August 2003. (AIAA 2002-2254)

## Daten alternativer Landeplätze

Name (ICAO / IATA Code)	Längengrad	Breitengrad	Runway (m)
Arrabury (YARY)	141.051	-26.698	914
Arubiddy (YADD)	125.918	-31.814	1021
Buka (BUA)	154.674	-5.4208	1554
Cairns (YBCS)	145.754	-16.878	3197
Cape Flattery (CQP)	145.184	-14.581	948
Chillagoe (LLG)	144.524	-17.134	975
Cooper Pedy (YCPB)	134.980	-28.250	1421
Goodooga (YGDA)	147.230	-29.043	1036
Gurney (GUR)	150.336	-10.309	1584
Inkerman (IKP)	141.265	-16.165	1280
Kimba (YIMB)	136.466	-33.092	1580
Lizard Island (LZR)	145.443	-14.674	1097
Redbank Mine	137.460	-17.112	k.A.
Tennant Creek (TCA)	134.182	-19.634	597
Weipa (YBWP)	141.553	-12.404	1645
Willowra	132.621	-21.251	985
Wingellina (YWNL)	128.927	-26.060	1019
Wondoola (WON)	140.894	-18.573	1350
Yalata Mission (KYI)	131.832	-31.474	1889