

# Entwicklung eines prädiktiven Lenkverfahrens für wiederverwendbare Raumtransportsysteme

Von der Fakultät Luft- und Raumfahrttechnik und Geodäsie  
der Universität Stuttgart zur Erlangung der Würde  
eines Doktor-Ingenieurs (Dr.-Ing.) genehmigte Abhandlung

vorgelegt von  
Jürgen Telaar  
aus Rhede

Hauptberichter: Prof. Dr. rer. nat. habil. Hans-Peter Röser  
Mitberichter: Prof. Dr.-Ing. habil. Jörg F. Wagner  
Tag der mündlichen Prüfung: 29.11.2005

Institut für Raumfahrtsysteme  
Universität Stuttgart  
2005



# Kurzfassung

In der vorliegenden Arbeit werden zum einen umfangreiche Missions- und Systemanalysen zu einem wiederverwendbaren Raumtransportsystem durchgeführt und zum anderen wird ein zweistufiges prädiktives Lenkkonzept für den Einsatz in beliebigen Raumfahrzeugen weiterentwickelt und numerisch erprobt. Die Arbeiten sind auf das zweistufige, teilweise wiederverwendbare Raumtransportsystem Hopper ausgerichtet.

Die Ergebnisse der Flugleistungsanalysen zeigen, welche Missions- und Systemparameter den größten Einfluss auf die Nutzlast im Zielorbit haben und geben Aufschluss darüber, durch welche Maßnahmen die Nutzlastkapazität des betrachteten Raumtransportsystems gesteigert werden kann.

Die suborbital fliegende Erststufe erfordert eine Lenkstrategie, die sowohl den Aufstiegsflug als auch den atmosphärischen Wiedereintritt umfasst. Dazu wird ein am IRS entwickeltes Lenkverfahren, das auf Methoden der nichtlinearen Programmierung (NLP) basiert, weiterentwickelt. Der bordautonome Lenkalgorithmus generiert vor dem Flug mit vereinfachten Modellen einen optimierten Steuerverlauf. Während des Fluges wird in regelmäßigen zeitlichen Abständen eine Flugbahnvorhersage durchgeführt. Sind die vorhergesagten Zielabweichungen zu groß, führt der Bordrechner eine Aktualisierung der Steuerparameter durch. Dies geschieht durch den Restaurationszyklus des im Lenkkonzept verankerten Optimierungsalgorithmus.

Zur Steigerung der Flexibilität des Verfahrens wurden Ungleichungsrestriktionen in den Restaurationszyklus implementiert. Somit werden die missions- und fahrzeugspezifischen Regler, die in vorangegangenen Arbeiten beispielsweise zur Einhaltung des zulässigen Wärmestroms eingesetzt wurden, nicht mehr benötigt. Durch die Definition verschiedener Flugphasen und die Implementierung verschiedener Steuermodelle, die die Möglichkeit bieten, den Steuerverlauf über beliebige Zustandsgrößen zu parametrisieren, wurde erreicht, dass das Verfahren nun auf alle Flugphasen eines wiederverwendbaren Raumtransportsystems anwendbar ist. Die Anwendbarkeit des Verfahrens auf die gesamte Hopper-Mission wird in umfangreichen Monte-Carlo-Simulationen demonstriert. Dabei werden auch Missionsabbruch-Szenarien betrachtet.

Die Übertragbarkeit auf andere Raumfahrzeuge und Missionen wird durch die Simulation einer aerodynamisch unterstützten Orbittransfermission nachgewiesen. Dazu sind nur vergleichsweise geringe Anpassungsarbeiten notwendig, die im Wesentlichen die Fahrzeugmodelle, sprich Aerodynamik, Antrieb, Massen und Abmaße sowie fahrzeug- und missionspezifische Flugbeschränkungen betreffen.

Damit steht nun erstmalig ein Lenkverfahren zur Verfügung, das sowohl den Aufstiegs- als auch den Rückkehrflug eines wiederverwendbaren Trägersystems abdeckt, und leicht auf beliebige Raumtransportsysteme und Missionen übertragen werden kann.

# English Summary

This report presents flight performance analyses for a reusable launch vehicle. Based on mission and system analyses, a two step predictive guidance algorithm employing methods of nonlinear programming (NLP) has been improved and extended for application to any launch vehicle. The algorithm was numerically tested for the mission of a reusable launch vehicle as well as an aeroassisted orbit transfer mission. The main part of this work is focused on the Hopper concept, a two stage, semi reusable launch vehicle.

Sensitivity studies show which mission and system parameters have the strongest influence on the payload and how to increase the payload capability of the Hopper system. The limiting restrictions for the payload are the suborbital Hopper's range and the heat load during reentry into the atmosphere.

The mission analysis plays an important role. The payload capability can be increased significantly only by allowing an inclination change performed by the upper stage. The additional propellant and structure mass for the upper stage is more than compensated resulting in a payload gain of about 20 %. Additionally the heat flux during reentry is reduced. By allowing the inclination change for the upper stage, the Hopper makes better use of its range capability. Instead of launching in the target orbit plane, the Hopper flies more towards the landing site already during ascent. This conclusion is generally valid for multiple stage reusable launch vehicles, whose suborbital first stage has to reach a designated landing site.

On the system side the specific impulse of the Hopper engines has the largest influence on the payload capability. While for conventional expendable launch vehicles the upper stage engine is more important, for the Hopper system the first stage plays the major role. The payload gain can be explained due to the increased range as a result of the increased specific impulse, leading to a smaller inclination change performed by the upper stage. The payload capability can be increased by about 50 % by employing the Russian RD-0120 engines developed for Energia.

Due to the suborbital flight of Hopper, restrictions active during reentry and the distance to the landing site have to be considered during ascent. This requires a guidance strategy covering the entire flight including the ascent as well as the reentry flight. Ascent and reentry flight can not be treated separately as it is done traditionally for reusable launch vehicles that reach orbital velocity. Therefore the two step predictive guidance algorithm developed at IRS has been extended and significantly improved to overcome known weaknesses from earlier works. The onboard guidance algorithm generates an optimised steering profile before flight. During flight at regular time intervals the onboard computer performs a flight path prediction. If the predicted target deviations become too large, the steering profile is updated in the restoration cycle of the guidance algorithm.

The implementation of inequality constraints in this restoration cycle negates the use of additional controllers like the heat flux controller employed in previous works. Since the guidance algorithm treats these controllers as disturbances, they can cause convergence problems if they are active for a long time. Additionally they can lead to the problem, that the guidance algorithm does not have enough time remaining to compensate for the target deviations induced by the controller. Another disadvantage of these controllers is that they have to be adapted individually for every vehicle and every mission.

The higher number of constraints requires a parameterisation of the steering profile with a larger number of steering parameters. Therefore the steering model has been extended in a way that any flight phases can be defined, where the steering profiles can be defined as a function of time, velocity or any other state variable. The new implementation of steering as a function of the normalised flight path energy was shown to be the most appropriate. While the velocity can increase also during reentry without any engines running, the flight path energy is decreasing from the main engine cut off until the end of the flight. In this way the time dependency of the flight steering has been eliminated to a large extent. This increases the robustness of the algorithm against disturbances and allows the use of as few steering parameters as possible, which is important for the real time capability of the guidance algorithm.

The guidance algorithm has been applied successfully to the mission of the reusable launch vehicle Hopper, including mission abort scenarios. The sensitivity studies and Monte-Carlo analyses show, that the guidance algorithm is able to compensate for model uncertainties and external influences on the flight path in the prescribed limits. Only in a few cases under extremely unfavourable conditions like a too small specific impulse of the engines and a very low lift to drag ratio at the same time the target is not reached or restrictions are violated significantly. Under these conditions it is physically impossible for Hopper to reach the landing site without a violation of the heat flux restriction. This leads to performance requirements for the Hopper system. Especially the reserve for the heat flux restriction has to be increased to guarantee the success of the Hopper mission. This can be reached for example by improvements of the aerodynamic properties or of the propulsion system. The easiest technical solution seems to be to increase the heat flux limit, since the maximum heat flux occurs only for a few seconds.

The transferability of the guidance concept to other vehicles and missions has been demonstrated by simulating an aeroassisted orbit transfer manoeuvre. Only the vehicle models as well as the vehicle and mission specific constraints have to be adapted and the necessary flight phases have to be defined.

Now a guidance concept is available which covers the entire mission of a reusable launch vehicle and is easily adaptable to other launch vehicles and missions.

# Vorwort

Die vorliegende Arbeit entstand im Rahmen meiner Tätigkeit als wissenschaftlicher Angestellter am Institut für Raumfahrtsysteme der Universität Stuttgart.

Mein herzlicher Dank gilt Herrn Dr.-Ing. Ulrich Schöttle, der die Anregung zu dieser Arbeit gab und sie sowohl vor als auch nach seiner Pensionierung mit großem Engagement betreute. Seine fachliche und persönliche Unterstützung wird mir immer in positiver Erinnerung bleiben. Ebenso großer Dank gebührt Herrn Prof. Dr. rer. nat. H.-P. Röser, der meine Arbeit als neuer Institutsleiter mit Interesse aufnahm und engagiert weiter förderte, bis hin zur Übernahme des Hauptberichtes. Für die angenehme Zusammenarbeit bedanke ich mich herzlich. Herrn Prof. Dr.-Ing. J. Wagner gilt mein besonderer Dank für sein Interesse an meiner Arbeit und die Übernahme des Mitberichtes. Herrn Prof. Dr.-Ing. R. Reichel danke ich für die Übernahme des Prüfungsvorsitzes.

Für die vielen fachlichen und auch nicht fachlichen Diskussionen sowie für das Korrekturlesen der Arbeit danke ich ganz besonders Herrn Dr.-Ing. Michael Gräßlin. Ebenso danke ich Herrn Dipl.-Ing. Osman Kalden für die fruchtbare Zusammenarbeit auf dem Gebiet der Bahnoptimierung.

Sehr großer Dank gilt den zahlreichen Studien- und Diplomarbeitern, insbesondere den Herren Dipl.-Ing. Sven Weikert, Dipl.-Ing. Alexander Schwientek und Dipl.-Ing. Daniel Miguel Alfaro, die wichtige Beiträge zum Gelingen der Arbeit geleistet haben.

Schließlich danke ich allen Kollegen, die zum angenehmen Arbeitsklima beigetragen haben.

Stuttgart, im November 2005

Jürgen Telaar

# Inhaltsverzeichnis

<b>Nomenklatur</b>	<b>xi</b>
<b>1 Einleitung</b>	<b>1</b>
1.1 Entwicklungsstand heutiger Lenkkonzepte . . . . .	3
1.2 Zielsetzung und Ausrichtung der Arbeit . . . . .	6
1.3 Gliederung der Arbeit . . . . .	6
<b>2 Methodik</b>	<b>7</b>
2.1 Numerische Optimierungsverfahren . . . . .	7
2.2 Konzept der Fluglenkung . . . . .	9
2.2.1 Kernalgorithmus des Lenkverfahrens . . . . .	10
2.2.2 Verbesserungen des Algorithmus . . . . .	13
2.3 Simulationsmodelle . . . . .	14
2.3.1 Koordinatensysteme . . . . .	15
2.3.2 Erdmodell . . . . .	16
2.3.3 Flugkörpermodell . . . . .	17
2.3.4 Bewegungsgleichungen . . . . .	20
<b>3 Flugbahnoptimierung des Trägeraufstiegs</b>	<b>22</b>
3.1 Randbedingungen der Optimierungsrechnungen . . . . .	22
3.2 Exemplarischer Flugverlauf . . . . .	25
3.3 Vergleich mit quasi-kontinuierlicher Steuerung . . . . .	27
3.4 Sensitivitätsstudie bezüglich der Stufungsbedingungen . . . . .	28
<b>4 Fluglenkung der Trägeraufstiegsmission</b>	<b>32</b>
4.1 Steuermodelle der Fluglenkung . . . . .	32
4.2 Nutzlast im Zielorbit . . . . .	38
4.3 Bordrechenzeitbedarf der Lenkansätze . . . . .	39
4.4 Robustheit gegenüber Schubeinbruch . . . . .	41
<b>5 Flugbahnoptimierung der Gesamtmission</b>	<b>45</b>
5.1 Formulierung des Optimierungsproblems . . . . .	45
5.1.1 Randbedingungen und Restriktionen der Flugbahnoptimierung . . .	46
5.1.2 Zielfunktion der Flugbahnoptimierung . . . . .	47
5.1.3 Steuermodelle für die Gesamtmission . . . . .	50
5.2 Exemplarischer Flugverlauf . . . . .	51
5.3 Sensitivitätsstudie bezüglich der Einflussgrößen auf die Nutzlast . . . . .	57

5.3.1	Einfluss der Inklination des Zielorbits . . . . .	57
5.3.2	Einfluss der Systemgrößen . . . . .	61
5.3.3	Auswirkungen der Restriktionen . . . . .	64
5.3.4	Variation des Steuermodells . . . . .	66
5.4	Resümee der Flugleistungsrechnungen . . . . .	67
<b>6</b>	<b>Fluglenkung der Gesamtmission</b>	<b>69</b>
6.1	Definition der Referenzbahn für die Lenkung . . . . .	69
6.2	Sensitivitätsstudie bezüglich der Modellunsicherheiten . . . . .	73
6.3	Monte-Carlo-Simulationen . . . . .	80
6.3.1	Reduktion des Bordrechenaufwandes . . . . .	83
6.3.2	Variation der Nutzlast . . . . .	87
6.4	Missionsabbruch . . . . .	89
6.5	Resümee der Anwendung des Lenkverfahrens auf die Gesamtmission . . . . .	91
<b>7</b>	<b>Exemplarische Anwendung des Lenkkonzepts auf andere Fahrzeuge und Missionen</b>	<b>93</b>
7.1	Referenzfahrzeug AOTV . . . . .	94
7.2	Referenzmission AOTV . . . . .	94
7.3	Lenkung der AOTV-Mission . . . . .	97
<b>8</b>	<b>Zusammenfassung</b>	<b>103</b>
	<b>Literaturverzeichnis</b>	<b>107</b>



# Nomenklatur

## Lateinische Formelzeichen

$A$	Auftriebskraft	(N)
$a$	große Bahnhalfachse	(m)
$C_A$	Auftriebsbeiwert	(-)
$c_e$	effektive Austrittsgeschwindigkeit	(m/s)
$C_W$	Widerstandsbeiwert	(-)
$g$	Erdbeschleunigung	(m/s <sup>2</sup> )
$h$	Höhe über dem Meeresspiegel	(m)
$i$	Inklination	(°)
$I_{sp}$	spezifischer Impuls	(s)
$m$	Flugkörpermasse	(kg)
$\dot{m}$	Massenstrom	(kg/s)
$Ma$	Machzahl	(-)
$m_L$	Nutzlastmasse	(kg)
$n_{last}$	Lastvielfaches	(-)
$q_\infty$	dynamischer Druck	(Pa)
$\dot{Q}$	Wärmestromdichte	(W/m <sup>2</sup> )
$r$	Abstand zum Erdmittelpunkt	(m)
$R_E$	Erdradius	(m)
$R_N$	Nasenradius im Referenzstauunkt	(m)
$S$	Schub	(N)
$S_{ref}$	aerodynamische Referenzfläche	(m <sup>2</sup> )
$t$	Zeit	(s)
$\vec{u}$	Steuervektor	
$v$	Geschwindigkeit	(m/s)
$W$	Widerstandskraft	(N)
$\vec{x}$	Zustandsvektor	

## Griechische Formelzeichen

$\alpha$	Anstellwinkel	(°)
$\beta$	Schiebewinkel	(°)
$\chi$	Flugbahnazimut	(°)
$\delta$	geographische Breite	(°)

$\delta_F$	Schubwinkel im körperfesten Koordinatensystem	(°)
$\varepsilon$	spezifische Bahnenergie	(m <sup>2</sup> /s <sup>2</sup> )
$\gamma$	Bahnneigungswinkel	(°)
$\lambda$	geographische Länge	(°)
$\mu$	Flugwindhängewinkel	(°)
$\psi$	Schubwinkel im Flache-Erde-Koordinatensystem	(°)
$\rho$	Dichte der Atmosphäre	(kg/m <sup>3</sup> )

## Indizes

0	Startwert
$A$	Apogäum
$\delta$	in polarer Richtung
FMHR	freie molekulare Aufheizrate
GEO	geostationärer Erdorbit
GTO	Geotransferorbit
$h$	im lokalen horizontalen Bezugssystem
HUS	Hopper Upper Stage (Oberstufe)
$i$	im inertialen Bezugssystem
$j$	im geozentrischen Bezugssystem
max	Maximalwert
MECO	Main Engine Cut Off (Brennschluss)
min	Minimalwert
net	Nettowert
nom	Nominalwert
norm	normierter Wert
$o$	im körperfesten Bezugssystem
$P$	Perigäum
$r$	in radialer Richtung
ref	Referenzwert
$S$	Scheitelpunkt
SL	Sea Level (auf Meereshöhe)
soll	Soll- bzw. Zielwerte
$T$	Treibstoff
TW	Triebwerk
vac	Vakuum
$x, y, z$	Achsen des Koordinatensystems
zul	zulässiger Wert, Grenzwert

## Abkürzungen

AOTV	Aerodynamisch gestütztes Orbittransferfahrzeug
------	--

ASTRA	Ausgewählte Systeme und Technologien für zukünftige Raumtransportsystem-Anwendungen
FESTIP	Future European Space Transportation Investigation Programme
GEO	Geostationärer Erdorbit
GNC	Guidance, Navigation and Control (Lenkung, Navigation und Regelung)
GPA	Gradienten-Projektions-Algorithmus
GTO	Geotransferorbit
HUS	Hopper Upper Stage (Oberstufe)
LEO	Low Earth Orbit (niedriger Erdorbit)
MSISE	Mass-Spectrometer-Incoherent-Scatter Extended (Atmosphärenmodell)
NLP	nichtlineare Programmierung
NLPQL	auf NLP basierender Optimierungsalgorithmus
RLV	Reusable Launch Vehicle (wiederverwendbares Raumtransportsystem)
SSO	Sonnensynchroner Erdorbit
TAEM	Terminal Area Energy Management (Endanflug)
TETRA	Technologien für zukünftige Raumtransportsysteme

## Konstanten

$g_0$	Erdbeschleunigung am Boden	(9, 80665 m/s <sup>2</sup> )
$\mu_E$	Gravitationsparameter der Erde	(3, 986004418 · 10 <sup>14</sup> m <sup>3</sup> /s <sup>2</sup> )
$\omega_E$	Winkelgeschwindigkeit der Erdrotation	(7, 2921158553 · 10 <sup>-5</sup> rad/s)
$R_{\text{Äq}}$	Äquatorradius	(6378,13649 km)
$R_{\text{Pol}}$	Polradius	(6356,7517 km)



# 1 Einleitung

Europa will sich auch zukünftig einen eigenen Zugang zum Weltraum sichern. Damit der Zugang dauerhaft garantiert werden kann, müssen europäische Trägersysteme auf dem Weltmarkt konkurrenzfähig bleiben. Insbesondere in den USA [2], [36], Russland [48] und Japan [40] werden derzeit große Anstrengungen zur Senkung der spezifischen Transportkosten unternommen. Auch Länder wie China [13] und Indien [30] entwickeln zunehmend konkurrenzfähige Trägersysteme. Daher wird sich längerfristig ein bedeutender Marktanteil nur halten lassen, wenn es gelingt, die Transportkosten erheblich zu senken, verbunden mit verbesserter operationeller Flexibilität, System-Zuverlässigkeit und Umweltverträglichkeit. Eine Kostensenkung ist beispielsweise durch den Einsatz ganz oder teilweise wiederverwendbarer Träger möglich, insbesondere bei einer Erhöhung der Anzahl der jährlichen Starts. In Europa bauen die gegenwärtigen Aktivitäten in der Vorbereitung künftiger Raumtransportsysteme im Wesentlichen auf den Ergebnissen der FESTIP-Studie der ESA auf [15]. In Weiterführung dieser Aktivitäten wurden die nationalen Technologieprogramme TETRA [34] und ASTRA [14], [55], [41] ins Leben gerufen. Während TETRA auf die Weiterentwicklung von Wiedereintrittstechnologien ausgerichtet war, wurde in ASTRA auch verstärkt der Trägeraufstieg behandelt.

In ASTRA wurden zwei Systemkonzepte vertieft untersucht, die in FESTIP als besonders erfolgsversprechend herausgearbeitet wurden [67]: Der suborbitale Hopper und das „Liquid Fly-Back Booster (LFBB)“-Konzept [61]. Für beide Konzepte wird als Startplatz Kourou angenommen. Das in Abb. 1.1 illustrierte Gesamtsystem besteht aus einer wiederverwendbaren Erststufe, im Folgenden als Hopper bezeichnet, die eine konventionelle Oberstufe sowie die Nutzlast im Rumpf mit sich führt. Das Raumtransportsystem startet mit seinem Raketenantrieb mit Hilfe eines passiven Startschlittens horizontal in eine steile Aufstiegsbahn. Die Mission ist in Abb. 1.2 dargestellt. Der Brennschluss der Triebwerke erfolgt in einer Höhe von ca. 100 km. Während des anschließenden antriebslosen Aufstiegs wird in rund 130 km Höhe die konventionelle Oberstufe ausgesetzt, die die Nutzlast in den Zielorbit überführen soll. Nach Erreichen des Kulminationspunktes in rund 150 km Höhe fällt der Hopper auf Grund seiner suborbitalen Geschwindigkeit in die Atmosphäre zurück und fliegt im Gleitflug eine Insel im Atlantik an, wo er ca. 30 Minuten nach dem Start mit Hilfe seines automatischen Flugführungssystems eigenständig landet. Je nach Inklination des Zielorbits stehen drei verschiedene Inseln als Landeort zur Verfügung. Die hier betrachtete Referenzmission hat einen  $7,3^\circ$  inklinierten, geostationären Transferorbit (GTO) zum Ziel und sieht eine Landung auf Ascension Island vor. Bei der Auslegung des Raumtransportsystems wurde eine Nutzlastkapazität von ca. 7500 kg in den GTO spezifiziert. Bei dem vom DLR untersuchten LFBB-Konzept wird die Zentralstufe der Ariane 5 mit zwei geflügelten Boostern mit umweltfreundlichem Flüssigtreibstoff ausgestattet. Die Booster sind für den Rückflug zur Landebahn mit Turbofan-Triebwerken ausgestattet und landen ebenfalls horizontal.

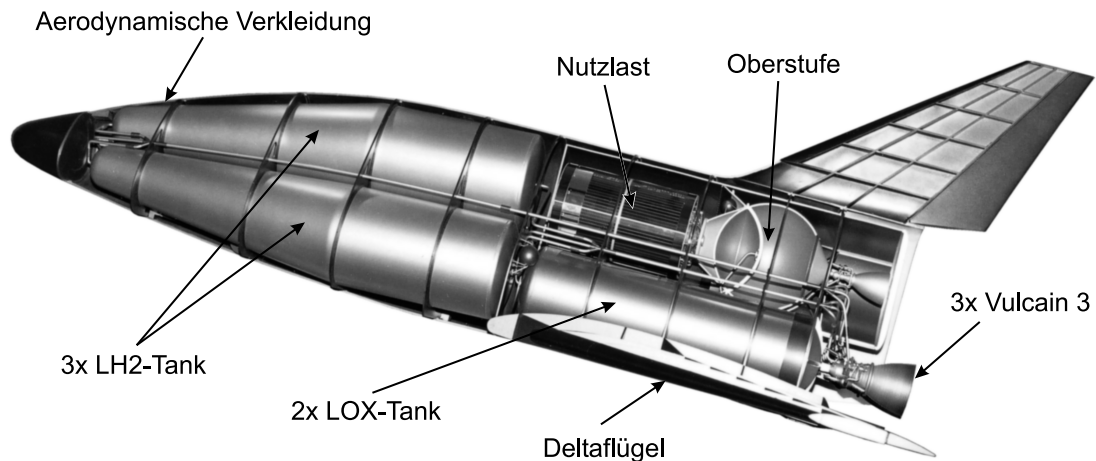


Abbildung 1.1: Gesamtsystem Hopper mit Oberstufe und Nutzlast [4]

Die Durchführung einer Raumfahrtmission erfordert unter anderem die Lösung der drei Teilaufgaben Navigation, Flugführung und Flugregelung. Die erste beinhaltet die Bestimmung des momentanen Flugzustands, die zweite die Berechnung von Lagekommandos zur Bahnführung und die dritte die Überführung des Fahrzeugs in die kommandierte Fluglage und die Stabilisierung in dieser. In dieser Arbeit steht die Lenkaufgabe im Vordergrund, während die Navigation und die Flugregelung als ideal angenommen und Abweichungen hiervon nur im Rahmen von Robustheitsuntersuchungen mit Unsicherheiten beaufschlagt und als Störeinflüsse für den Lenkalgorithmus berücksichtigt werden.

Bisherige Lenkstrategien, wie sie beispielsweise beim Space Shuttle oder der Ariane 5 eingesetzt werden, sind für zukünftige wiederverwendbare Raumtransportsysteme wie den Hopper nicht geeignet. Gründe hierfür sind ihre ungenügende Übertragbarkeit auf andere Raumtransportsysteme, die aufwendigen Untersuchungen vor dem Flug und die geringe Missionsflexibilität.

Die Kosten für Missionsanalysen inklusive Flugbahnoptimierungen und dem Nachweis, dass für jeden denkbaren Fall eine fliegbare Bahn zur Verfügung steht, betragen beim Space Shuttle laut [71] ca. 12 %, laut [26] sogar bis zu 20 % der Startkosten. Daher müssen dringend neue Lenkkonzepte entwickelt werden, mit denen letztendlich auch eine Senkung der spezifischen Transportkosten erreicht werden kann. Um den Umfang der aufwendigen Untersuchungen vor dem Flug zu reduzieren, müssen neue Verfahren einen möglichst hohen Grad an Bordautonomie aufweisen und flexibel in Bezug auf unterschiedliche Flugbedingungen und Missionsphasen sein. Zudem sollten neue Lenkstrategien möglichst ohne großen Aufwand auf andere Missionen und neue Fahrzeuge übertragbar sein. Ebenso wie für bereits operationelle Verfahren ist auch für neue Verfahren unerlässlich, dass Pfadbeschränkungen eingehalten werden, und dass das Verfahren robust gegenüber äußeren Störungen und Modellunsicherheiten ist. Ferner müssen die Lenkalgorithmen in der Lage sein, unter Echtzeitbedingungen eine treibstoffoptimale Bahn zu kommandieren.

Die heute verfügbare Bordrechenleistung ermöglicht den Einsatz moderner, prädiktiver Lenkverfahren, die seit etwa einer Dekade untersucht werden, aber bisher wegen ihres hohen Bordrechenaufwandes, der unumgänglichen Forderung nach Echtzeitfähigkeit und

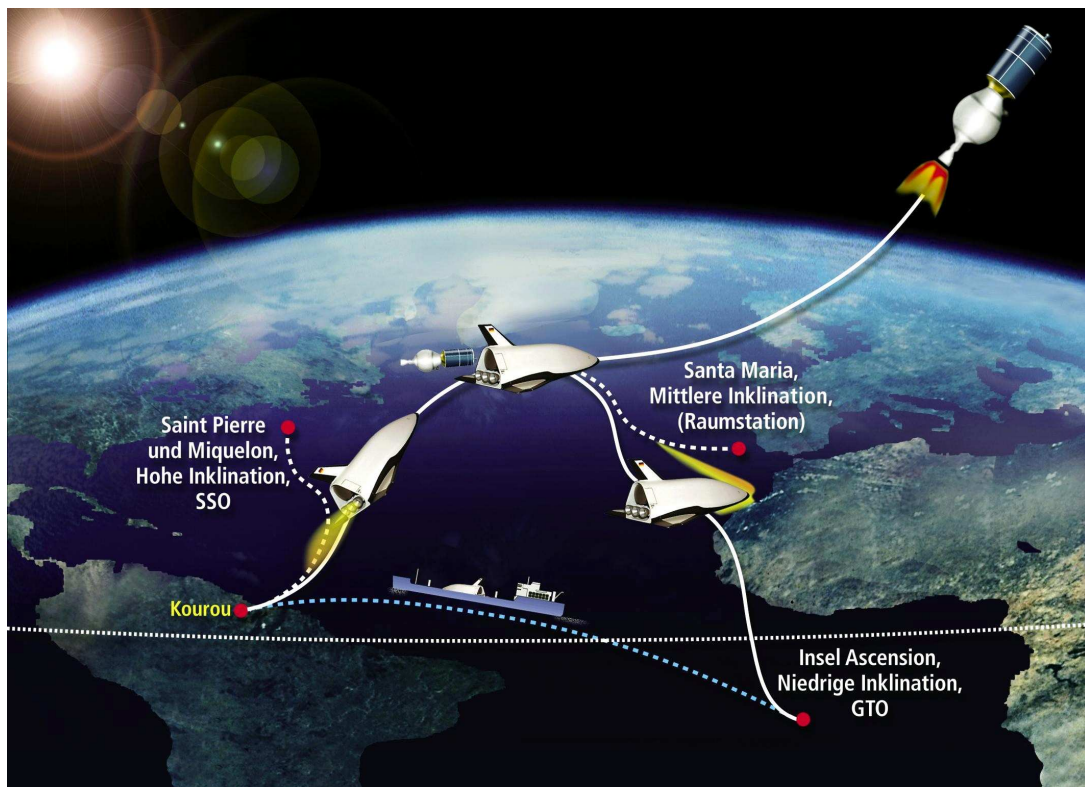


Abbildung 1.2: Hopper-Mission (Quelle: Astrium)

der limitierten Rechenleistung bisher verfügbarer Bordrechner nicht eingesetzt werden konnten.

## 1.1 Entwicklungsstand heutiger Lenkkonzepte

Bei den derzeit im Einsatz befindlichen Trägersystemen wird entweder nur der Aufstiegsflug betrachtet (Verlustträger) oder Aufstiegs- und Rückkehrflug sind durch das Erreichen eines Orbits entkoppelt, so dass für den Rückkehrflug eine andere Lenkstrategie verwendet werden kann als für den Aufstieg, wie z.B. beim Space Shuttle. Für den Aufstiegszweig werden im unteren Flugbereich vorgabengeregelte, also bzgl. des Lenkkreises offene Steuerungen verwendet. Dazu wird vor dem Flug ein optimaler Steuerverlauf als Funktion der Zeit, der Flughöhe oder der Geschwindigkeit bzw. Machzahl bestimmt, der im Bordrechner gespeichert wird. Ein geschlossener Regelkreis sorgt für den Aufstiegsflug entlang des zuvor optimierten Steuerverlaufs. Bei senkrecht startenden Trägern wird in der Regel eine Steuerung nach der so genannten Gravity-Turn-Strategie, also mit möglichst kleinen Anstellwinkeln, verfolgt. Diese Steuerung entspricht bei minimalen Widerstandsverlusten dem treibstoffoptimalen Bahnaufstieg. Diese Vorgehensweise findet sowohl beim Space Shuttle [37] als auch bei der Ariane Anwendung [45]. Eine Kommandierung des Steuerverlaufs als Funktion der Flughöhe oder Geschwindigkeit ist für eine offene Steuerung unempfindlicher gegenüber Störungen als eine Steuerung über die Flugzeit, da der Bordrechner

ner den vorgegebenen Steuerverlauf auch bei Abweichungen vom nominalen Flugzustand kommandiert. Leisten die Triebwerke beispielsweise etwas weniger als im Nominalfall, wird eine bestimmte Flughöhe oder Fluggeschwindigkeit später erreicht. Die Steuerung über die Flughöhe oder Geschwindigkeit bewirkt also, dass der Flugverlauf selbst einen Einfluss auf den zeitlichen Verlauf der Steuerung hat. Beim Shuttle-Algorithmus wird die Machzahl als unabhängige Variable verwendet. Denkbar wäre auch eine Steuerung über die Bahnenergie.

Für zukünftige, wiederverwendbare Raumtransportsysteme mit Auftriebseigenschaften ist die Gravity-Turn-Methode jedoch ungeeignet, da ein Verzicht auf die Nutzung des Auftriebs mit großen Nutzlasteinbußen verbunden wäre [35], [54], [68].

Erst im oberen Flugbereich nach Abwurf der Booster werden geschlossene Steuerungen, in der Regel Derivate vom Linear-Tangens-Gesetz eingesetzt, das unter gewissen Vereinfachungen eine treibstoffoptimale Steuerung darstellt. Durch die geschlossene Steuerung werden äußere Störungen kompensiert. Diese Vorgehensweise hat den Vorteil, dass sie relativ wenig Bordrechenaufwand benötigt. Die Nachteile sind die geringe Flexibilität sowohl was veränderte Missions- als auch Flugkörperbedingungen angeht. Zudem können nur vergleichsweise kleine Störungen, die in der Anfangsphase des Fluges – während der offenen Steuerung – auftreten, kompensiert werden. Eine Steuerung nach dem Linear-Tangens-Gesetz hat genau so viele freie Parameter wie Randbedingungen. Das bedeutet, dass alle freien Parameter genau so gewählt werden müssen, dass die geforderten Brennschlussbedingungen eingehalten werden. Es bleibt kein Spielraum für Optimierungen, zusätzliche Randbedingungen oder Pfadbeschränkungen. Dies ist einer der Gründe, warum die geschlossene Steuerung nach dem Linear-Tangens-Gesetz erst dann eingesetzt wird, wenn z.B. der Staudruck bereits deutlich unter seinen zulässigen Grenzwert abgefallen ist.

Auch eine direkte Berücksichtigung des Rückkehrfluges, wie es beim Hopper nötig ist, ist mit einem solchen Ansatz nicht möglich. Es wäre lediglich denkbar, die offene Steuerung während der ersten Phase und die Brennschlussbedingungen so zu definieren, dass die Einhaltung der Beschränkungen des Rückkehrfluges sowie das Erreichen des Landeortes unter allen Umständen sichergestellt sind. Diese Vorgehensweise ist jedoch deutlich unflexibler als die direkte Berücksichtigung des Rückkehrfluges bereits während des Trägeraufstiegs. Zudem wären größere Sicherheitsreserven nötig, die mit weiteren Nutzlasteinbußen verbunden sind.

Für den Rückkehrflug werden derzeit so genannte Bahnfolgeregler eingesetzt. Dazu wird vor dem Flug eine Vielzahl von Flugbahnoptimierungen durchgeführt, so dass für alle denkbaren Flugszenarien eine Optimalbahn zur Verfügung steht. Der Bordrechner sorgt während des Fluges dafür, dass der Flug möglichst entlang einer der zuvor optimierten Bahnen verläuft. Beim Space Shuttle Orbiter wird beispielsweise ein Verlauf des Widerstandes als Funktion der Geschwindigkeit [27] oder der Bahnenergie [16] vorgegeben, dem der Bahnregler folgt. Der große Nachteil dieses Verfahrens sind die aufwendigen Bahnoptimierungen, die vor dem Flug durchgeführt werden müssen, und der arbeits- und zeitintensive Nachweis, dass die optimierten Bahnen trotz Modellunsicherheiten auch bei äußeren Störungen geflogen werden können. Ein weiterer Nachteil dieses Verfahrens besteht darin, dass der Algorithmus auch bei größeren Störungen versucht, auf die nominale Bahn zurückzukehren, obwohl eine andere Bahn wesentlich günstiger sein könnte. Ein Ansatz, der die Bahnregelung mit einem prädiktiven Teil kombiniert, in dem Fall die



Reichweitenvorhersage, wird von Roenneke [47] vorgeschlagen. Ein Nachteil aller genannten Lenkstrategien für den Rückkehrflug besteht darin, dass eine Anwendung auf den Aufstiegsflug nicht möglich ist. Einige der Verfahren haben zudem große Schwierigkeiten mit Trajektorien, bei denen die Flughöhe während des Rückkehrfluges zwischenzeitlich zunimmt (Skipping-Trajektorien).

Wegen der engen Kopplung des Aufstiegs- und Rückkehrfluges bei der Hopper-Mission ist hierfür eine Lenkstrategie erforderlich, die den kompletten Flugbereich vom Start bis zum Endanflug abdeckt. Während beim Wiedereintritt aus einer Erdumlaufbahn die Eintrittsbedingungen in die Atmosphäre durch die entsprechende Wahl der Größe, der Richtung und des Zeitpunktes des Deorbitmanövers relativ genau vorgegeben werden können, unterliegen sie bei suborbitalen Missionen erheblich größeren Schwankungen, die aus aufsummierten Störungen während des Aufstiegsfluges resultieren. Schon während des Aufstiegsfluges müssen Brennschlussbedingungen angefliegen werden, die das Einhalten der Beschränkungen während des Rückkehrfluges und das Erreichen des Landeortes ermöglichen. Dieses Problem lässt sich durch den Einsatz eines expliziten, prädiktiven Lenkverfahrens bewältigen, das bereits während des Aufstiegsfluges eine komplette Bahnvorhersage inklusive Rückkehrflug durchführt. Durch die Betrachtung der Gesamtmission und die regelmäßige Aktualisierung der Steuerparameter durch einen Optimierungsalgorithmus wird gewährleistet, dass zu jedem Zeitpunkt eine Steuerung nahe an der Optimalsteuerung kommandiert wird, die zudem die Einhaltung der sämtlicher Flugbeschränkungen gewährleistet. Auch größere Störungen lassen sich so kompensieren, weil der Algorithmus in der Lage ist, neue Steuerverläufe und damit neue Flugbahnen zu generieren.

Es gibt bereits seit mehr als zehn Jahren Ansätze, die auf Bahnvorhersagen und Optimierungen des Steuerverlaufes während des Fluges beruhen [62]. Die zur Verfügung stehende Bordrechenleistung war bisher jedoch zu gering für die Umsetzung dieser Algorithmen in Echtzeit. In jüngerer Zeit werden wieder verstärkt diese prädiktiven Ansätze untersucht [25]. Der Vorteil dieser Verfahren liegt in der zu erwartenden hohen Flexibilität gegenüber veränderten Missionsbedingungen. Auch die Übertragung auf andere Raumtransportsysteme erscheint mit vergleichsweise wenig Aufwand möglich.

Am IRS werden seit mehr als zwei Jahrzehnten umfangreiche Flugleistungsoptimierungen durchgeführt. Aufbauend auf die Arbeiten [52] und [53] wurden die Programmsysteme für die unterschiedlichsten Träger-, Rückkehr- und Orbittransfersysteme weiterentwickelt [7], [29], [46]. Seit Ende der 80-er Jahre wurden die Untersuchungen auf die Systemoptimierung und die Lenkproblematik ausgedehnt. Die Arbeiten im Bereich Systemoptimierung [29], [32], [46] behandeln die gleichzeitige Optimierung der Flugbahn und der Systemeigenschaften und sind auf die Entwurfsphase neuer Raumtransportsysteme ausgerichtet.

Für die Behandlung der Lenkproblematik wurden die in [53] entwickelten, NLP-basierten Optimierungsalgorithmen in eine Simulationsumgebung implementiert. Das so entwickelte zweistufige, prädiktive Lenkverfahren wurde für den Rückkehrflug der in [10] beschriebenen semiballistischen Rückkehrkapsel Colibri weiterentwickelt [76], [75]. Im Rahmen des nationalen Technologieprogramms TETRA [56] wurde das Verfahren in den echtzeitfähigen, numerischen Flugsimulator CREDITS [18] implementiert und für die Hyperschallflugphase [11] und den Endanflug [19], [20], [23] des Rückkehrfahrzeugs X-38 numerisch erprobt. Weiterhin wurde das Verfahren für den Aufstieg der Oberstufe eines zweistufigen Trägers und für den Rückkehrflug der Erststufe erweitert [71], [73], [72].

## 1.2 Zielsetzung und Ausrichtung der Arbeit

Das Ziel der vorliegenden Arbeit ist die Bereitstellung eines bordautonomen Lenkverfahrens, das alle Flugphasen zukünftiger Raumtransportsysteme abdeckt und ohne großen programmiertechnischen Aufwand auf andere Missionen und Fahrzeuge übertragen werden kann. Dazu ist das Lenkverfahren des IRS weiterzuentwickeln und zu verbessern, um bisher beobachtete Schwächen wie die geringe Missionsflexibilität zu überwinden und den Anwendungsbereich auf komplexere Missionen auszudehnen. Am Beispiel des Raumtransporters Hopper soll der zu erwartende hohe Grad an Bordautonomie sowie die hohe Flexibilität gegenüber veränderten Missionsbedingungen nachgewiesen werden.

Bisher wurden Aufstiegsmissionen und Rückkehr- bzw. Wiedereintrittsflüge von Raumfahrzeugen getrennt betrachtet. Da diese aber beim Hopper auf Grund der suborbitalen Geschwindigkeit des Fluggerätes direkt aneinander gekoppelt sind, ist eine Erweiterung des Konzepts auf die gesamte Mission notwendig. Die notwendige Robustheit des Verfahrens soll mit Monte-Carlo-Simulationen unter Beweis gestellt werden.

Im Rahmen des ASTRA-Programms wurde das Lenkkonzept des IRS auf den Aufstiegsflug des Raumtransportsystems Hopper erweitert [21], [22], [57], [69]. Nach Beendigung des ASTRA-Programms wurden die Untersuchungen durch den Autor auf die Gesamtmission des Raumtransportsystems Hopper ausgeweitet [70]. Hier liegt der Schwerpunkt der vorliegenden Arbeit. Diese Arbeit stellt damit nicht nur eine konsequente Fortführung und Weiterentwicklung der vorangegangenen Arbeiten zur Lenkproblematik dar, sondern schlägt durch die Betrachtung der Gesamtmission auch die Brücke zwischen den Technologieprogrammen TETRA und ASTRA.

## 1.3 Gliederung der Arbeit

Im zweiten Kapitel werden die für das Verständnis notwendigen Grundlagen der Flugbahnoptimierung und die im Lenkkonzept eingesetzten Verfahren und Modelle näher erläutert. Ferner werden die im Kernalgorithmus vorgenommenen Verbesserungen beschrieben. Da das Verfahren bisher nur für Rückkehrflüge und den Aufstieg einer Oberstufe eingesetzt wurde, war der nächste logische Schritt, die notwendigen Erweiterungen für den atmosphärischen Aufstiegsflug vorzunehmen. Diese betreffen zum einen die in Kap. 3 vorgestellten Flugbahnoptimierungen und zum anderen die Übertragung des Lenkverfahrens auf den Aufstiegsflug in Kap. 4. Anschließend wird das Verfahren auf die gesamte Mission eines wiederverwendbaren Raumtransportsystems erweitert. Dazu werden zunächst in Kap. 5 Flugbahnoptimierungen und umfangreiche Sensitivitätsstudien durchgeführt, die Aufschluss über verschiedene Möglichkeiten zur Nutzlaststeigerung geben. In Kap. 6 wird die Anwendung des Lenkverfahrens auf die Gesamtmission und auf Flugabbruchszenarien vorgestellt. Zum Nachweis der leichten Übertragbarkeit des Lenkverfahrens auf andere Fahrzeuge und Missionen wird in Kap. 7 die Übertragung des Lenkverfahrens auf eine aerodynamisch unterstützte Orbittransfermission demonstriert. Die wichtigsten Ergebnisse und Erkenntnisse der Arbeit werden in Kap. 8 zusammengefasst.

## 2 Methodik

In diesem Kapitel werden die verwendeten Algorithmen und Modelle näher beschrieben, soweit es für das Verständnis der Arbeit notwendig ist. Nach einem kurzen Überblick über die verwendeten Optimierungsverfahren werden das in dieser Arbeit verwendete Lenkkonzept, dessen Implementierung in die Simulationsumgebung und die vorgenommenen Verbesserungen am Kernalgorithmus des Verfahrens näher erläutert. Im Anschluss daran werden die verwendeten Koordinatensysteme und Simulationsmodelle vorgestellt.

### 2.1 Numerische Optimierungsverfahren

In dieser Arbeit kommen verschiedene Optimierungsalgorithmen zum Einsatz. Diese werden zum einen für die Durchführung der Missionsanalysen und der Sensitivitätsstudien verwendet, die auf zahlreichen Flugbahnoptimierungen beruhen, und zum anderen für die Generierung einer Startlösung für den Lenkalgorithmus sowie für die Aktualisierung der Steuerparameter während des Fluges durch den Lenkalgorithmus. Für die Missionsanalysen und die Sensitivitätsstudien hat sich das Optimierungswerkzeug NLPQL der Programmbibliothek IMSL [42] bewährt. Dieser Optimierer basiert auf Methoden der nichtlinearen Programmierung (NLP) [49], [50]. Dieses Verfahren ist ebenso wie der Gradienten-Projektions-Algorithmus (GPA) ein gradientenbasiertes Verfahren, zeichnet sich aber durch einen etwas größeren Konvergenzbereich im Vergleich zum Restaurationsschritt des GPA aus, was für die Missionsanalyse von Vorteil ist. Der GPA hat dagegen den Vorteil, dass er schneller konvergiert und weniger Rechenzeit benötigt. Daher wurde dieser Algorithmus für das Lenkkonzept ausgewählt. Da vor dem Start genügend Zeit für eine Optimierung bleibt, kann für die Generierung der Startlösung auch der NLPQL verwendet werden. Das ist vor allem dann sinnvoll, wenn noch keine Anfangslösung vorliegt. Ausgehend von einer solchen Anfangslösung kann auch der GPA eingesetzt werden.

Für die Missionsanalysen kommt noch eine Reihe weiterer Optimierungsalgorithmen in Frage, z.B. SOCS [5] von Boeing, der auch in der kommerziellen Software GESOP [31] enthalten ist. Dieser sehr leistungsfähige Optimierer zählt zu den Kollokationsverfahren. Seine Stärken liegen bei sehr großen Optimierungsproblemen, wenn also sehr viele Parameter optimiert werden müssen. SOCS wurde in dieser Arbeit jedoch nur für einige wenige Vergleichsrechnungen eingesetzt, die schnell gezeigt haben, dass für die Flugbahnoptimierung der Hopper-Mission vergleichsweise wenige Steuerparameter vollkommen ausreichend sind, und dass ein sehr fein diskretisierter Steuerverlauf keine nennenswerten Verbesserungen bezüglich der Nutzlast oder der Einhaltung der Lastgrenzen bringt. Ein weiterer Vorteil von SOCS ist dessen großer Konvergenzbereich. Selbst ausgehend von sehr schlechten Startparametern findet dieser Algorithmus schnell eine Lösung [33], während die hier vorwiegend verwendeten Verfahren Einfachschießverfahren sind, die bereits eine brauchbare Anfangslösung erfordern:

Für Einfachschießverfahren ist es notwendig, dass mit den vorgegebenen Steuerparametern eine komplette Flugbahnintegration möglich ist. Startlösungen, die dazu führen, dass sich das Fahrzeug überschlägt oder abstürzt, sind für diese Verfahren ungeeignet. Bei Mehrfachschieß- und Kollokationsverfahren treten diese Probleme weniger häufig oder gar nicht auf. Beim Mehrfachschießverfahren werden immer nur Teile der Flugbahn integriert. Dazu werden an bestimmten Punkten der Flugbahn Knoten definiert, an denen die Werte der Zustandsvariablen vorgegeben und somit Sprünge in den Zustandsgrößen zugelassen werden. Die Zustandsvariablen an den Knoten werden als zusätzliche Parameter für die Optimierung aufgefasst. Die Sprünge in den Zustandsvariablen werden als zusätzliche Restriktionen behandelt, die vom Optimierer beseitigt werden müssen. Diese Vorgehensweise bietet insbesondere für das Suchen einer Startlösung Vorteile, da durch eine geeignete Definition der Knotenpunkte sichergestellt werden kann, dass die einzelnen Teilstücke der Flugbahn komplett integriert werden können. Der größere Konvergenzbereich des Mehrfachschießverfahrens gegenüber dem Einfachschießverfahren wird also durch einen erhöhten Rechenaufwand erkauft.

Beim Kollokationsverfahren werden neben den Steuerparametern auch die Zustandsgrößen als Optimierungsparameter aufgefasst. Die Steuerparameter und Zustandsvariablen werden vom Optimierer so angepasst, dass sie die Bewegungsgleichungen erfüllen. Damit entfällt die Notwendigkeit der Flugbahnintegration. Zwischen den Knoten wird der Verlauf der Zustandsgrößen durch Polynome oder Splines approximiert. Für eine genaue Flugbahnsimulation ist daher eine vergleichsweise hohe Anzahl an Knoten erforderlich.

Für den Einsatz im Lenkalgorithmus sind diese Verfahren weniger geeignet, da sie nur bei sehr vielen Optimierungsparametern oder sehr schlechten Anfangslösungen Vorteile bieten und bei sehr wenigen Steuerparametern sogar mehr Rechenleistung benötigen. Auf Grund der limitierten Bordrechenleistung sollen aber nur möglichst wenige Parameter verwendet werden. Außerdem wird vor dem Start bereits eine Flugbahnoptimierung durchgeführt, so dass dem Lenkalgorithmus während des Fluges stets eine gute Anfangslösung zur Verfügung steht. Ausgehend von einer solchen Anfangslösung konvergiert der GPA in der Regel innerhalb eines einzigen Restaurationsschritts. Auf Grund dieser Voraussetzungen bietet sich der GPA für den Einsatz im Bordrechner an. Der GPA hat zusätzlich den Vorteil, dass der komplette Quellcode frei verfügbar ist.

Auch der Einsatz eines Mehrfachschießverfahrens lässt keine großen Vorteile für den Einsatz im Lenkverfahren während des Fluges erwarten, da stets eine gute Startlösung zur Verfügung steht. Nur für große unvorhergesehene Störungen während des Fluges dürften diese Verfahren vorteilhaft sein. Nachteilig wäre der höhere Bordrechenaufwand. Für die Optimierung vor dem Flug hätte ein solches Verfahren auf Grund des größeren Konvergenzbereichs im Vergleich zu den Einfachschießverfahren jedoch Vorteile.

Andere Optimierungsverfahren wie evolutionäre oder genetische Algorithmen oder Simulated Annealing dürften für den Einsatz im Lenkkonzept ebenfalls weniger geeignet sein. Diese Verfahren haben zwar die Vorteile, dass sie in der Lage sind, auch das globale Optimum zu finden, und dass sie mathematisch weniger aufwendig sind, da zur Bestimmung der Suchrichtung keine Gradienteninformation benötigt wird, sie sind aber deutlich rechenzeitintensiver, da sie prinzipbedingt eine große Anzahl von Flugbahnintegrationen erfordern. Der Vorteil der gradientenbasierten Verfahren für den Einsatz im Lenkkonzept besteht gerade in der Ausnutzung dieser Gradienteninformation, weil so sichergestellt ist,

dass die Lösung mit jedem Iterationsschritt besser wird, was bei den Zufallszahl-basierten Verfahren nicht der Fall sein muss. Letztere sind für Problemstellungen vorteilhaft, bei denen keine oder keine hinreichend genaue Gradienteninformation verfügbar ist, beispielsweise auf Grund von Unstetigkeiten.

## 2.2 Konzept der Fluglenkung

Das zur Analyse und Synthese der Lenkalgorithmen verwendete Programmsystem besteht aus einem Simulationsteil, der das Raumtransportsystem, die Umwelt und den eigentlichen Flug simuliert, und einem Bordrechnerteil. Im simulierten Bordrechner ist das Lenkverfahren verankert. Abb. 2.1 zeigt eine schematische Darstellung des Programmsystems.

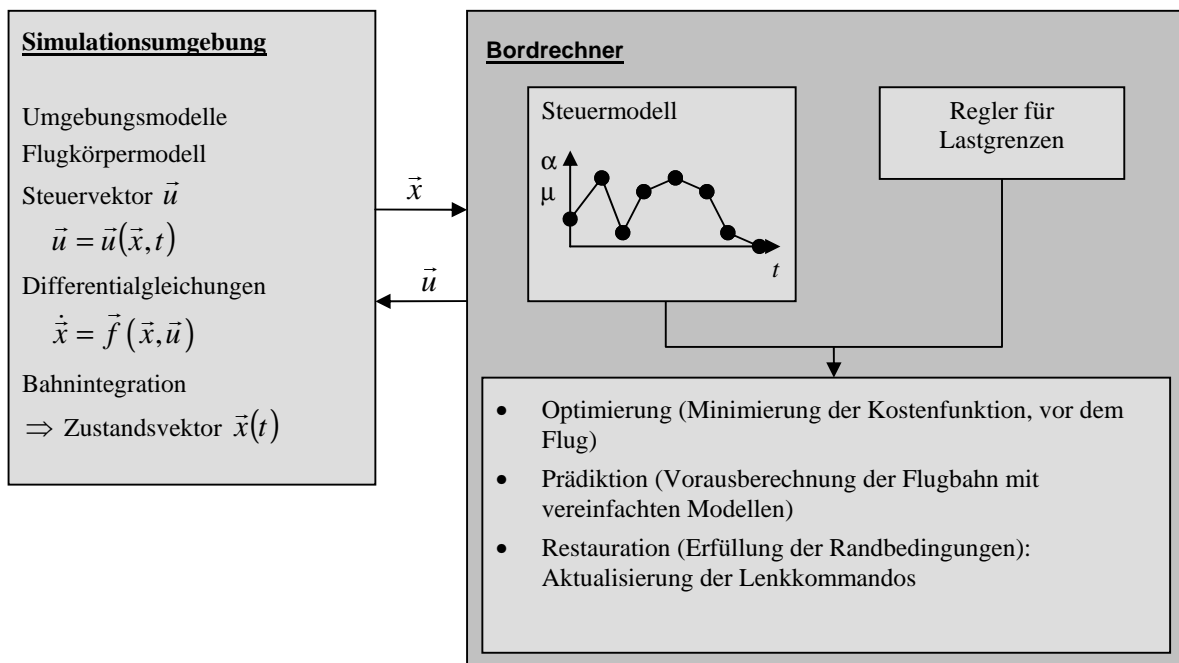


Abbildung 2.1: Schematische Darstellung der Simulationsumgebung

Vor dem Flug führt der Bordrechner eine Flugbahnoptimierung durch. Dabei wird unter Einhaltung von Beschränkungen wie z.B. Lastgrenzen eine vorgegebene Zielfunktion minimiert. Im Simulator wird anschließend eine Integration der Flugbahn durchgeführt. Der Steuervektor  $\vec{u}$ , der hier den Anstellwinkel  $\alpha$  und den Flugwindhängewinkel  $\mu$  beinhaltet, wird vom Bordrechner bereitgestellt. Das im Kernalgorithmus eingebettete Steuermodell kann leicht erweitert und an flugphasenspezifische Erfordernisse angepasst werden. Der Simulator übergibt dem Bordrechner seinerseits den aktuellen Flugzustand. In regelmäßigen Zeitabständen erfolgen Lenkzyklen, in denen die Parameter des Steuermodells vom Bordrechner mittels Gradienten-Projektions-Algorithmus (GPA) aktualisiert werden. Sollten Lastgrenzen überschritten sein, greift gegebenenfalls ein Regler ein, der für die Einhaltung der Lastgrenzen sorgt.

Für den Simulatorteil sind detaillierte Modelle erforderlich, um den tatsächlichen Flug so realistisch wie möglich wiederzugeben. Für den Bordrechner kommen hoch genaue Modelle wegen des großen Rechenaufwandes nicht in Frage. Hier steht im Gegensatz zum Simulatorteil die Echtzeitfähigkeit im Vordergrund. Daher sind für den Bordrechner vereinfachte Modelle zu wählen, die dennoch genau genug sind, so dass die mit der weniger genauen Bahnvorhersage verbundenen Verluste klein bleiben.

Für die Erfüllung der vorliegenden Aufgabenstellung konnte auf ein bereits funktionsstüchtiges, am IRS entwickeltes Programmsystem zurückgegriffen werden. Neu implementiert wurden sämtliche Fahrzeugmodelle, sowie die beschriebenen Steuermodelle, die Anfangs-, Rand- und Pfadbeschränkungen, Stoppbedingungen für die Flugbahnintegration und nicht zuletzt die Verbesserungen des Kernalgorithmus. Für die effiziente Durchführung der Sensitivitätsstudien und Monte-Carlo-Analysen waren ebenfalls erhebliche Erweiterungen des Programmsystems erforderlich.

### 2.2.1 Kernalgorithmus des Lenkverfahrens

Durch die Parametrisierung des Steuervektors nach Gl. (2.1) lässt sich die Flugbahnoptimierung auf ein Parameteroptimierungsproblem zurückführen. Der Vektor der Optimierungsparameter  $\vec{p}$  beinhaltet eine endliche Anzahl an Stützstellen für den Anstellwinkel- und den Flugwindhängewinkelverlauf. Der zeitlich kontinuierliche Steuerverlauf  $\vec{u}$  wird zwischen den Stützstellen über die Vorschrift  $\vec{T}$  approximiert, die im einfachsten Fall eine lineare Interpolation darstellt:

$$\vec{u}(t) = \vec{T}(\vec{p}, t) \quad (2.1)$$

Es ist eine Zielfunktion  $F(\vec{p})$  unter Einhaltung von Randbedingungen

$$g_i(\vec{p}) = 0, \quad i = 1, \dots, m_e \quad (2.2)$$

und Pfadbeschränkungen

$$g_i(\vec{p}) \geq 0, \quad i = m_e + 1, \dots, m \quad (2.3)$$

zu minimieren, wobei auch die Differentialgleichungen der Flugbewegung

$$\dot{\vec{x}} = \vec{f}(\vec{x}(t), \vec{u}(t)) \quad (2.4)$$

zu erfüllen sind. Die Zielfunktion kann beispielsweise die für den Trägeraufstieg benötigte Treibstoffmasse sein. Die Randbedingungen sind durch Zielvorgaben wie Flughöhe, Geschwindigkeit, Bahnneigung und Azimut definiert, die Pfadbeschränkungen sind beispielsweise Beschleunigungs- und Wärmestromgrenzen. Besteht die Zielfunktion aus einem Wert, der maximiert werden soll, wie z.B. die Nutzlast im Zielorbit, wird dieser Wert mit -1 multipliziert. Analog werden Pfadbeschränkungen behandelt, die unter einem Grenzwert bleiben sollen. Die Differentialgleichungen sind die dreidimensionalen Bewegungsgleichungen, die ausgehend vom gegebenen Anfangszustand  $\vec{x}_0(t=0)$  durch numerische Integration mit einem Runge-Kutta-Verfahren vierter Ordnung [9] gelöst werden. Durch

den Zustandsvektor  $\vec{x}$  in Gl. (2.5) sind die Position  $(r, \lambda, \delta)$ , die Geschwindigkeit  $(v, \gamma, \chi)$  und die Masse  $m$  des Flugkörpers eindeutig festgelegt.

$$\vec{x} = (r, \lambda, \delta, v, \gamma, \chi, m)^T \quad (2.5)$$

Das Parameteroptimierungsproblem wird mit einem Gradienten-Projektions-Algorithmus (GPA) gelöst. Dieser Algorithmus ist in zwei Schritte gegliedert. Im ersten Schritt, dem so genannten Restaurationsschritt, werden nur die Randbedingungen erfüllt. Im zweiten Schritt wird die Zielfunktion minimiert. Pfadbeschränkungen können durch Addition eines Strafkostenterms zur Zielfunktion berücksichtigt werden. Die Grundidee des GPA ist in Abb. 2.2 skizziert. Ausgehend von einem Startpunkt, der in der Regel nicht im zulässigen Bereich liegt, wird zunächst ein Restaurationsschritt durchgeführt, der dafür sorgt, dass die Restriktionen eingehalten werden. Im Optimierungszyklus wird, falls zulässig, die Richtung des Gradienten der Zielfunktion  $(-\nabla F)$  als Abstiegsrichtung gewählt. Ist diese Richtung wie in Abb. 2.2 nicht zulässig, wird deren Projektion  $\vec{s}$  auf den Rand des zulässigen Bereichs gewählt. Ist diese Projektion gleich dem Nullvektor, ist das Optimum erreicht.

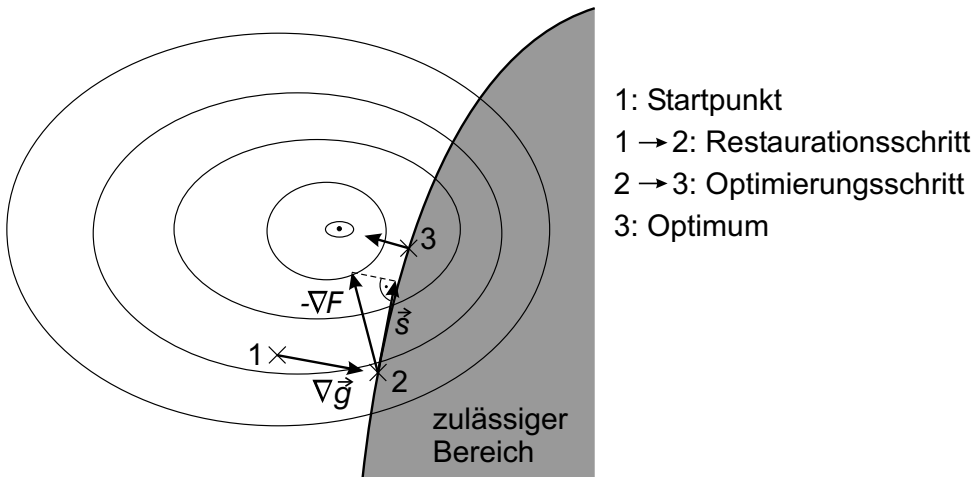


Abbildung 2.2: Schematische Vorgehensweise beim GPA

Beim hier verwendeten Verfahren handelt es sich um einen beschleunigten Gradienten-Projektions-Algorithmus, der auf [63] zurück geht. Im Restaurationszyklus wird die Suchrichtung nach Gl. (2.6) bestimmt,

$$\vec{s}^k = -\bar{H}^k \bar{g}_p^k \left( \bar{g}_p^{kT} \bar{H}^k \bar{g}_p^k \right)^{-1} \bar{g}^{kT} \quad (2.6)$$

wobei  $\bar{g}^k$  der Vektor mit den aktiven, also verletzten Restriktionen ist, und  $\bar{g}_p^k = \nabla \bar{g}(\bar{p}^k)$  die Jakobi-Matrix darstellt. Diese Matrix beinhaltet die Gradienten der Restriktionsverletzungen, die durch Vorwärtsdifferenzen bestimmt werden. Dazu wird jeder Parameter einzeln durch Addition eines kleinen Störwertes variiert und jeweils eine Flugbahnintegration durchgeführt. Eine Verwendung der genaueren zentralen Differenzen hätte praktisch eine Verdoppelung der Rechenzeit zur Folge, da die für die mathematischen Operationen

im Optimierungsalgorithmus benötigte Zeit im Vergleich zur Rechenzeit, die für die Bahnintegrationen erforderlich ist, kaum ins Gewicht fällt.  $\bar{H}^k$  ist die  $k$ -te Approximation der Inversen der Hesse-Matrix  $(\nabla^2 \tilde{F})^{-1}$ , die zu Beginn als Einheitsmatrix initialisiert wird. Sie stellt eine Gewichtungsmatrix für die Restriktionen dar. Der Parametervektor ergibt sich mit der Schrittweite  $\alpha^k$  nach einem Restaurations Schritt zu

$$\vec{p}^{k+1} = \vec{p}^k + \alpha^k \vec{s}^k \quad (2.7)$$

Mit der Schrittweite  $\alpha^k = 1$  geht das Verfahren in ein Newton-Raphson-Verfahren mit quadratischer Konvergenz über. Durch die Formulierung der Suchrichtung nach Gl. (2.6) wird implizit die Größe  $\phi$  nach Gl. (2.8) minimiert, wodurch sichergestellt ist, dass sich die Parameter im Restaurations Schritt so wenig wie möglich ändern. Das beschleunigt die Konvergenz des Verfahrens, da so die Lösung des Optimierungsschrittes nur minimal verändert wird.

$$\phi = \Delta \vec{p}^T \bar{H} \Delta \vec{p} \quad (2.8)$$

Im Optimierungszyklus wird die erweiterte Zielfunktion  $\tilde{F}$  minimiert. Die Suchrichtung wird nach Gl. (2.10) bestimmt:

$$\tilde{F}^k = F^k + \vec{g}^k \vec{\lambda} \quad (2.9)$$

$$\vec{s}^k = -\bar{H}^k \tilde{F}_p^k \quad (2.10)$$

Die Zielfunktion  $F^k$  wird um den Strafkostenterm  $\vec{g}^k \vec{\lambda}$  erweitert, damit die Restriktionsverletzungen im Optimierungszyklus nicht zu groß werden. Die Lagrange-Multiplikatoren  $\vec{\lambda}$  werden nach Gl. (2.11) berechnet. Die optimale Schrittweite wird mit einer eindimensionalen Minimumsuche nach Vorschrift (2.12) mit der Methode des Goldenen Schnitts [3] bestimmt. Die Matrix  $\bar{H}$  wird nach jedem Optimierungszyklus mit der Davidon-Fletcher-Powell-Formel (DFP) nach Gl. (2.13) aktualisiert [63].

$$\vec{\lambda} = -\left(\vec{g}_p^{kT} \bar{H}^k \vec{g}_p^k\right)^{-1} \vec{g}_p^{kT} \bar{H}^k F_p^k \quad (2.11)$$

$$\tilde{F}(\vec{p}^k + \alpha^k \vec{s}^k) = \min_{\alpha} \left[ \tilde{F}(\vec{p}^k + \alpha \vec{s}^k) \right] \quad (2.12)$$

$$\bar{H}^{k+1} = \bar{H}^k + \frac{\Delta \vec{p}^k (\Delta \vec{p}^k)^T}{(\Delta \vec{p}^k)^T \Delta \tilde{F}_p^k} - \frac{\bar{H}^k \Delta \tilde{F}_p^k (\Delta \tilde{F}_p^k)^T \bar{H}^k}{(\Delta \tilde{F}_p^k)^T \bar{H}^k \Delta \tilde{F}_p^k} \quad (2.13)$$

mit

$$\Delta \vec{p}^k = \vec{p}^{k+1} - \vec{p}^k \quad \text{und} \quad \Delta \tilde{F}_p^k = \tilde{F}_p^{k+1} - \tilde{F}_p^k \quad (2.14)$$

Diese Schritte werden wiederholt, bis das Optimum gefunden wird oder die Restriktionsverletzungen zu groß werden. Sollte letzteres eintreten, wird ein Restaurationszyklus durchgeführt, dem sich wiederum ein Optimierungszyklus anschließt. Diese iterative Vorgehensweise wird durchgeführt, bis das Minimum der Zielfunktion unter Einhaltung der Restriktionen erreicht ist.

Um den Bordrechenaufwand während des Fluges so klein wie möglich zu halten, wird der Optimierungszyklus nur vor dem Flug durchgeführt. Während des Fluges werden die



Parameter der Steuerung ausgehend von der optimierten Lösung in regelmäßigen Zeitabständen durch den Restaurationszyklus so angepasst, dass die Zielvorgaben eingehalten werden. Die Aktualisierung der Parameter wird notwendig, wenn die vorausberechnete Zielabweichung zu groß wird, die durch die Modellierungsunterschiede zwischen Simulator und Bordrechner zustande kommt. Im realen Flug wären es also die vereinfachten Modelle im Bordrechner und die damit verbundenen, stets auftretenden Unterschiede zur Realität sowie Abweichungen von den nominalen Flugverhältnissen, die die Aktualisierung der Steuerparameter notwendig machen.

## 2.2.2 Verbesserungen des Algorithmus

### Implementierung von Ungleichungsrestriktionen in den Restaurationszweig

Der GPA in seiner bisherigen Form konnte nur im Optimierungszyklus Ungleichungsrestriktionen erfüllen. Das geschieht durch die Addition eines Strafkostenterms zur Zielfunktion. Der Restaurationszyklus beinhaltete nur Gleichungsrestriktionen. Da vor dem Flug eine Optimierung durchgeführt wird und die so erzeugte Startlösung während des Fluges durch den Restaurationsalgorithmus nur so wenig wie möglich verändert wird, waren für die bisherigen Anwendungen des IRS-Lenkkonzepts keine Ungleichungsrestriktionen erforderlich. Sämtliche Lastgrenzen wurden während des Fluges durch Regler eingehalten. Beim Rückkehrflug der X-38 [19] wurde beispielsweise nur der Landeort als Gleichungsrestriktion vorgegeben, während der zulässige Wärmestrom während des Fluges durch einen zusätzlichen Regler eingehalten wurde. Bei der Hopper-Mission treten jedoch einige zusätzliche Beschränkungen auf, die es nötig machen, Ungleichungsrestriktionen in den Restaurationszweig zu implementieren. Der zusätzliche Vorteil der Implementierung von Ungleichungsrestriktionen ist die sich so ergebende Möglichkeit, auf fahrzeug- und missionsspezifische Regler wie den Wärmestromregler verzichten zu können.

Ungleichungsrestriktionen der Form  $\vec{h}(\vec{p}) \geq \vec{0}$  lassen sich durch die Transformation

$$\vec{g}(\vec{p}) = \min(\vec{0}, \vec{h}(\vec{p})) = \vec{0} \quad (2.15)$$

in Gleichungsrestriktionen überführen. Pfadbeschränkungen wie beispielsweise der zulässige Wärmestrom oder der zulässige Staudruck können auch durch die Formulierung

$$\vec{g}(\vec{p}) = \int_0^\tau \left[ \min(\vec{0}, \vec{h}(\vec{p})) \right]^2 dt = \vec{0} \quad (2.16)$$

in Gleichungsrestriktionen transformiert werden. Diese Formulierung hat den Vorteil, dass keine Unstetigkeiten in den Zeitableitungen der Restriktionen auftreten. Der Ansatz (2.16) hat ferner den Vorteil, dass große Überschreitungen stärker gewichtet werden. Der Nachteil besteht in der Notwendigkeit, die Restriktionsverletzungen aufzuintegrieren, was zusätzlichen Rechenaufwand bedeutet. Für einige Ungleichungsrestriktionen wie beispielsweise die integrale Wärmelast oder die Dauer, während der die freie molekulare Aufheizrate für das Aussetzen der Oberstufe unter ihrem Grenzwert bleiben muss, ist diese Formulierung jedoch nicht geeignet. Daher wurde der ersten Variante der Vorzug gegeben. Zur Einsparung

von Rechenaufwand werden bei jedem Lenkaufruf jeweils nur die Ungleichungsrestriktionen an den GPA übergeben, die verletzt sind. Dies ist zulässig, solange nur genau ein Restaurationsschritt durchgeführt wird. Sollen mehrere Restaurationsschritte innerhalb eines Lenkaufzugs durchgeführt werden, wird nach jedem Restaurationsschritt geprüft, welche Ungleichungsrestriktionen verletzt sind. Die somit aktiven Restriktionen werden vom GPA wie Gleichungsrestriktionen behandelt. Durch diese Vorgehensweise wird auch das Problem der Unstetigkeiten in den Ableitungen der Restriktionen umgangen. Die Ableitungen werden nur dann benötigt, wenn die Restriktionen verletzt, also kleiner als Null sind.

Eine weitere Möglichkeit der Behandlung von Ungleichungsrestriktionen besteht in der Einführung so genannter Schlupfvariablen [17] der Form

$$\bar{g}_i(\vec{p}, y_i) = g_i(\vec{p}) - y_i = 0 \quad \text{mit} \quad y_i \geq 0 \quad (2.17)$$

Dabei werden die Variablen  $y_i$  in den Vektor der Optimierungsparameter  $\vec{p}$  aufgenommen und auf Werte größer oder gleich Null beschränkt. Da der Lenkalgorithmus jedoch im Hinblick auf die Echtzeitfähigkeit mit möglichst wenigen Optimierungsparametern auskommen soll, wird der Formulierung nach Gl. (2.15) der Vorzug gegeben.

### Variable Schrittweitenverkürzung

Bei stark nichtlinearen Restriktionen kann es zur Divergenz des Verfahrens kommen. Ungünstige Skalierungen können dieses Problem verschärfen. In diesem Fall sind die Restriktionsverletzungen nach einem Restaurationsschritt größer als vorher, so dass durch eine geeignete Reduktion der Schrittweite  $\alpha^k$  in Gl. (2.7) für Abhilfe gesorgt werden muss. Bisher wurden in diesem Fall die Parameter auf ihre alten Werte vor dem Restaurationsschritt zurückgesetzt, in der Hoffnung, dass der Restaurationsalgorithmus beim nächsten Lenkaufruf wieder eine Lösung findet. Stattdessen wird jetzt die Schrittweite  $\alpha^k$  in Gl. (2.7) so weit verringert, bis die Restriktionsverletzungen nicht mehr größer sind als vor dem Restaurationsschritt. Anschließend wird die Schrittweite  $\alpha^k$  wieder auf ihren Nominalwert gesetzt.

Die Änderung der Parameter pro Restaurationsschritt wird auf einen Maximalwert beschränkt. Falls der GPA einen Parameter um einen größeren Betrag ändert, wurde bisher die Änderung dieses Parameters auf den zulässigen Maximalwert gesetzt. Durch diese Vorgehensweise wird jedoch in der Regel die Suchrichtung in Gl. (2.7) geändert. Daher wird jetzt in einem solchen Fall die Schrittweite  $\alpha^k$  so reduziert, bis sich kein Parameter in einem Restaurationsschritt mehr als zulässig ändert. Durch diese Vorgehensweise ist sichergestellt, dass in jedem Restaurationsschritt eine Verringerung der Restriktionsverletzungen erzielt und die Suchrichtung in Gl. (2.7) beibehalten wird.

## 2.3 Simulationsmodelle

Sowohl für die Flugbahnoptimierung als auch für die Entwicklung und Erprobung von Lenkalgorithmen sind numerische Flugbahnsimulationen notwendig. Die mathematische

Beschreibung der Flugkörperbewegung erfordert zunächst die Definition von Koordinatensystemen, in denen die auf den Flugkörper wirkenden Kräfte und Momente berechnet werden. Für die Berechnung dieser Kräfte und Momente werden einerseits Modelle für die Umgebung, im vorliegenden Fall also für die Erde, und andererseits ein Flugkörpermodell benötigt. Die Flugbahnsimulation erfolgt durch eine numerische Integration der Bewegungsgleichungen.

### 2.3.1 Koordinatensysteme

Zur Beschreibung der räumlichen Flugkörperbewegung werden verschiedene rechtshändige, kartesische Koordinatensysteme verwendet, die sich durch aufeinander folgende Drehungen um die Koordinatenachsen ineinander überführen lassen. Die Koordinatensysteme sind an [43] angelehnt. Im Folgenden werden die für die Simulationsrechnungen verwendeten Koordinatensysteme kurz vorgestellt. Tiefer gehende Betrachtungen sind beispielsweise in [51] zu finden.

#### Inertialsystem

Der Ursprung des (genau genommen fiktiven) Inertialsystems liegt im Erdmittelpunkt, die  $x_i y_i$ -Ebene in der Äquatorebene. Die  $z_i$ -Achse entspricht der Rotationsachse der Erde und weist nach Norden. Die  $x_i$ -Achse weist zum Zeitpunkt  $t_0 = 0$  der Betrachtung zum Schnittpunkt des Greenwich-Meridians mit der Äquatorebene. In diesem Koordinatensystem wird die Bahnlage des Zielorbits festgelegt.

#### Erdfestes Koordinatensystem

Das erdfeste Koordinatensystem unterscheidet sich vom Inertialsystem dadurch, dass es sich mit der Erde dreht. Die  $x_j$ -Achse zeigt stets zum Schnittpunkt des Greenwich-Meridians mit der Äquatorebene. In diesem Koordinatensystem wird die Position des Flugkörpers bestimmt und seine Translationsbewegung berechnet.

#### Horizontalsystem

Das Horizontalsystem ist ein mitbewegtes Koordinatensystem und hat seinen Ursprung im Schwerpunkt des Flugkörpers. Die  $z_h$ -Achse weist stets zum Erdmittelpunkt, die  $x_h y_h$ -Ebene stellt die lokale Horizontalebene dar, wobei die  $x_h$ -Achse nach Norden und die  $y_h$ -Achse nach Osten weist. In diesem Koordinatensystem wird die räumliche Orientierung des Geschwindigkeitsvektors durch die Angabe der Bahnneigung  $\gamma$  und des Azimuts  $\chi$  beschrieben.

#### Geschwindigkeitskoordinatensystem

Das Geschwindigkeitskoordinatensystem ist ebenfalls ein mitbewegtes Koordinatensystem, das seinen Ursprung im Schwerpunkt des Flugkörpers hat. Die  $x_v$ -Achse weist in Richtung des aktuellen Geschwindigkeitsvektors und liegt wie die  $y_v$ -Achse in der Bahnebene. Die  $z_v$ -Achse liegt in der lokalen Horizontalebene und weist in Flugrichtung gesehen nach rechts. In diesem Koordinatensystem werden die Kräftegleichungen aufgestellt.

#### Körperfestes Koordinatensystem

Das körperfeste Koordinatensystem ist an den Hauptträgheitsachsen des Flugkörpers orientiert, wobei die  $x_o$ -Achse in Richtung der Flugkörperlängsachse nach vorne weist, die

$y_o$ -Achse nach Steuerbord und die  $z_o$ -Achse nach unten. Die Orientierung des körperfesten Koordinatensystems wird gegenüber dem Geschwindigkeitskoordinatensystem durch den Anstellwinkel  $\alpha$ , den Schiebewinkel  $\beta$  und den Flugwindhängewinkel  $\mu$  festgelegt. Die Antriebskräfte und -momente werden in diesem Koordinatensystem bestimmt.

### 2.3.2 Erdmodell

Die Erde lässt sich je nach erforderlicher Detaillierungstiefe durch verschiedene Modelle für die Atmosphäre, die Erdform und die Gravitationskraft beschreiben.

#### Atmosphäre

Die Erdatmosphäre wird durch das Modell MSISE [12] beschrieben. Das Modell liefert in Abhängigkeit von Position und Zeit die Zusammensetzung, die Dichte sowie die Temperatur der Atmosphäre. Winde werden durch das Modell HWM93 [28] erfasst. Im Bordrechner wird das US-Standard-Atmosphärenmodell von 1962 [1] verwendet.

#### Erdform

Ein geometrisches Modell für die Erde wird benötigt, um den Bahnradius in eine Höhe umzurechnen, was z.B. für das Atmosphärenmodell notwendig ist. Das hier verwendete Modell stellt ein Rotationsellipsoid mit der kleinen Halbachse gleich dem Polradius  $R_{\text{Pol}}$  und der großen Halbachse gleich dem Äquatorradius der Erde  $R_{\text{Äq}}$  dar. Der lokale Erdradius beträgt als Funktion des Breitengrades  $\delta$

$$R_E(\delta) = \frac{R_{\text{Pol}}}{\sqrt{1 - e^2 \cdot \cos^2 \delta}} \quad (2.18)$$

mit der Exzentrizität

$$e = \sqrt{1 - \left(\frac{R_{\text{Pol}}}{R_{\text{Äq}}}\right)^2} \quad (2.19)$$

#### Gravitation

Die Masse der Erde ist nicht kugelförmig verteilt. Daher ist der Gravitationsvektor nicht stets auf den Erdmittelpunkt gerichtet, sondern beinhaltet neben der radialen Komponente auch noch eine polare und eine äquatoriale Komponente. Die Komponenten in radialer und polarer Richtung werden nach Gl. (2.20) und (2.21) mit einem  $J_4$ -Modell berechnet, die äquatoriale ist für die hier vorgenommenen Untersuchungen vernachlässigbar [74]. Im Bordrechner wird ein einfaches Newtonsches Modell verwendet, das sich bei Vernachlässigung der höheren Harmonischen  $J_2$ - $J_4$  ergibt.

$$g_r = \frac{\mu_E}{r^2} \left[ J_1 - \frac{3}{2} J_2 \left( \frac{R_{\ddot{A}q}}{r} \right)^2 \cdot (3 \sin^2 \delta - 1) - 2 J_3 \left( \frac{R_{\ddot{A}q}}{r} \right)^3 \sin \delta \cdot (5 \sin^2 \delta - 3) - \frac{5}{8} J_4 \left( \frac{R_{\ddot{A}q}}{r} \right)^4 \cdot (35 \sin^4 \delta - 30 \sin^2 \delta + 3) \right] \quad (2.20)$$

$$g_\delta = -\frac{3\mu_E}{r^2} \left( \frac{R_{\ddot{A}q}}{r} \right)^2 \cos \delta \cdot \left[ J_2 \sin \delta + \frac{1}{2} J_3 \frac{R_{\ddot{A}q}}{r} \cdot (5 \sin^2 \delta - 1) + \frac{5}{6} J_4 \left( \frac{R_{\ddot{A}q}}{r} \right)^2 \sin \delta \cdot (7 \sin^2 \delta - 3) \right] \quad (2.21)$$

$\mu_E$  ist der Gravitationsparameter der Erde. Die verwendeten zonalen Harmonischen  $J_1$  bis  $J_4$  sind Tab. 2.1 zu entnehmen.

Erste zonale Harmonische	$J_1$	1,0
Zweite zonale Harmonische	$J_2$	$1,08263 \cdot 10^{-3}$
Dritte zonale Harmonische	$J_3$	$-2,53231 \cdot 10^{-6}$
Vierte zonale Harmonische	$J_4$	$-1,62043 \cdot 10^{-6}$

Tabelle 2.1: Konstanten des Gravitationsmodells [74]

### 2.3.3 Flugkörpermodell

Das Flugkörpermodell wird durch die Systemmassen und Abmaße des Raumtransportsystems sowie durch Modelle für die Aerodynamik und den Antrieb beschrieben. Die für die Simulation des Hoppers benötigten Daten wurden von Astrium zur Verfügung gestellt [64], [65] und liegen teils schriftlich, teils in Tabellenform vor. Auf Basis dieser Daten wurden vom Autor die entsprechenden numerischen Modelle erstellt und in die Simulationsumgebung implementiert.

Die für die Rechnungen benötigten Massen und Abmessungen gehen aus Tab. 2.2 hervor. Die Abmaße sind etwas größer als die des Space Shuttle Orbiters, obwohl dessen Nettomasse größer als die des Hoppers ist. Das ist mit den zusätzlichen Massen für das Lebenserhaltungssystem und den Hitzeschutzschild zu begründen. Die Startmasse des Hoppers ist bei gleicher Nutzlast deutlich geringer als die der Ariane 5, was durch den horizontalen Start und den auftriebsgestützten Aufstiegsflug zu erklären ist.

Startmasse inklusive Oberstufe und Nutzlast	480 261 kg
Nettomasse bei Brennschluss	63 335 kg
Treibstoffmasse verfügbar bis Brennschluss	380 186 kg
Aerodynamische Bezugslänge	44,459 m
Aerodynamische Bezugsfläche	$580 \text{ m}^2$
Radius des Referenzstaupunktes	1 m

Tabelle 2.2: Daten des Raumtransporters Hopper nach Astrium [64]

## Aerodynamik

Die aerodynamischen Daten liegen in Tabellenform nach [64] vor. Die Beiwerte für Auftrieb und Widerstand sind als Funktion von Anstellwinkel  $\alpha$  und Machzahl  $Ma$  gegeben. Zusätzlich wird dem Widerstandsbeiwert ein Reibungsbeiwert aufgeschlagen, der als Funktion von Höhe und Machzahl ebenfalls in tabellarischer Form gegeben ist. Abb. 2.3 zeigt das nominelle Auftriebs- zu Widerstandsverhältnis des Raumtransporters Hopper für den Unter-, Über- sowie für den Hyperschallbereich. Im Simulator wird zwischen den tabellarischen Werten eine Spline-Interpolation durchgeführt, im Bordrechner lediglich eine lineare Interpolation.

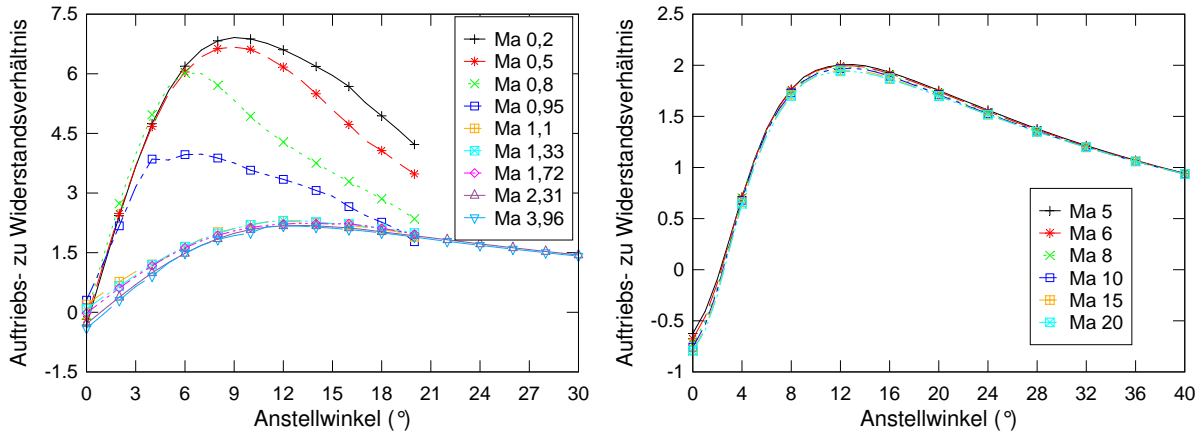


Abbildung 2.3: Aerodynamische Güte  $C_A/C_W$  des Hoppers für den Unter-, Über- und den Hyperschallbereich [65]

In den Bahnrechnungen wird eine Degradation der nominellen aerodynamischen Beiwerte entsprechend

$$C_A = C_A / f_{Ma} \quad (2.22)$$

$$C_W = C_W \cdot f_{Ma} \quad (2.23)$$

mit dem Faktor

$$f_{Ma} = 1 + 0,075 \cdot e^{-\frac{(Ma-1,15)^2}{(Ma+1,15)^2}} \quad (2.24)$$

berücksichtigt [64]. Durch diese Funktion wird das Auftriebs- zu Widerstandsverhältnis um mindestens 5,6 %, im transsonischen Flugbereich sogar bis zu 15,6 % schlechter als im Nominalfall. Hiermit wird aerodynamischen Unsicherheiten, insbesondere beim Schalldurchgang, Rechnung getragen.

Die während des Aufstiegsfluges wirksame Reduktion des Heckwiderstandes durch die laufenden Triebwerke wird wie folgt erfasst [64]:

$$Ma < 1,1 \Rightarrow \Delta C_p = 0,00224239 + 0,00382317 \cdot e^{-(10 \cdot (1,1 - Ma))^2} \quad (2.25)$$

$$Ma \geq 1,1 \Rightarrow \Delta C_p = 0,0060661 \cdot e^{-(Ma-1,1)} \quad (2.26)$$

$$\Delta C_A = \Delta C_p \cdot \sin \alpha \quad (2.27)$$

$$\Delta C_W = -\Delta C_p \cdot \cos \alpha \quad (2.28)$$

## Antrieb

Der Hopper wird durch drei Vulcain 3R-Triebwerke angetrieben, die eine geplante, wiederverwendbare (R für reusable) Weiterentwicklung des Zentralstufentriebwerks Vulcain 2 der europäischen Trägerrakete Ariane 5 darstellen. Für die Oberstufe ist ein Vinci 200-Triebwerk vorgesehen. Die nominellen Triebwerksdaten beider Triebwerke sind in Tab. 2.3 zusammengestellt.  $S_{\text{SL}}$  ist der Schub am Boden,  $S_{\text{vac}}$  der Schub im Vakuum.

	Vulcain 3R	Vinci 200
Massendurchsatz pro Triebwerk (kg/s)	392	43,32
Schub $S_{\text{SL}}/S_{\text{vac}}$ (kN)	1351/1651	n.a./197
Anzahl der Triebwerke	3	1

Tabelle 2.3: Triebwerksdaten nach Astrium [64]

Mögliche Abweichungen von den Nominalwerten für Schub und effektive Austrittsgeschwindigkeit  $c_e$  werden wie folgt berücksichtigt [64]:

$$c_{e,\text{nom}}(h) = c_{e,\text{vac}} - (c_{e,\text{vac}} - c_{e,\text{SL}}) \cdot \frac{p_a}{p_{\text{SL}}} \quad (2.29)$$

$$c_e(h) = c_{e,\text{nom}}(h) - 20 \text{ m/s} \quad (2.30)$$

$$\dot{m}_{\text{TW}} = 0,98 \cdot \dot{m}_{\text{nom}} \quad (2.31)$$

$$S(h) = c_e(h) \cdot \dot{m}_{\text{TW}} \quad (2.32)$$

wobei  $p_{\text{SL}}$  der Außendruck am Boden und  $p_a$  der Außendruck in der jeweiligen Flughöhe ist. Diese Abweichungen von den Nominalwerten stellen ähnlich wie die angenommene Degradation der aerodynamischen Beiwerte eine gewisse Sicherheitsreserve dar.

Die Hopper-Triebwerke sind bis auf 90 % des Nominalschubes drosselbar. Sobald die Obergrenze für die axiale Schubbeschleunigung erreicht ist und die Triebwerke nicht weiter gedrosselt werden können, wird ein Triebwerk abgeschaltet.

Während des angetriebenen Fluges wandert der Schwerpunkt des Hoppers sowohl in  $x_o$ - als auch in  $z_o$ -Richtung. Damit der Schub stets auf den momentanen Schwerpunkt gerichtet ist, ist eine Auslenkung des Schubvektors um den Winkel  $\delta_F$  erforderlich. Diese wird durch ein Polynom vierten Grades approximiert, das vom Verhältnis der aktuellen Flugkörpermasse  $m$  zur Startmasse  $m_0$  abhängt [64]:

$$\delta_F = 8,9416^\circ - 10,881^\circ \cdot \left(\frac{m}{m_0}\right) - 1,6198^\circ \cdot \left(\frac{m}{m_0}\right)^2 + 11,055^\circ \cdot \left(\frac{m}{m_0}\right)^3 - 5,4455^\circ \cdot \left(\frac{m}{m_0}\right)^4 \quad (2.33)$$

Die Triebwerksmodelle von Simulator und Bordrechner sind identisch. Unsicherheiten im Massenstrom sowie im spezifischen Impuls werden in den Monte-Carlo-Analysen berücksichtigt.

## Aerothermodynamik

Der konvektive Wärmestrom wird durch ein einfaches semi-empirisches Staupunktmodell nach Gl. (2.34) berechnet [64], wobei  $R_N$  der Radius im Referenzstaupunkt nach Tab. 2.2

und  $\rho$  die lokale Dichte der Atmosphäre in der freien Anströmung ist. Dieses Wärmestrommodell setzt vollkatalytische Oberflächeneigenschaften voraus und stellt daher eine konservative Abschätzung dar, die einen eher zu hohen Wert liefert. Für Bahnanalysen und -vergleiche ist ein solches Modell genau genug. Die exakte Berechnung des Wärmestroms im Staupunkt und der Verteilung auf der Fahrzeugoberfläche, für die aufwendige Strömungssimulationen nötig wären, ist für diese Analysen nicht erforderlich.

$$\dot{Q} = 0,0001825 \cdot \sqrt{\frac{\rho}{R_N}} \cdot v^3 \quad (\text{W/m}^2) \quad (2.34)$$

Die freie molekulare Aufheizrate  $\dot{Q}_{\text{FMHR}}$  stellt eine thermische Lastgrenze für das Aussetzen der Oberstufe dar und wird nach Gl. (2.35) berechnet [64]:

$$\dot{Q}_{\text{FMHR}} = \frac{1}{2} \rho \cdot v^3 \quad (2.35)$$

### 2.3.4 Bewegungsgleichungen

Zur Beschreibung der räumlichen Flugkörperbewegung werden die Differentialgleichungen Gl. (2.37) – (2.43) mit einem Runge-Kutta-Verfahren 4. Ordnung numerisch integriert. Eine Integrations-schrittweite von einer Sekunde hat sich hier für die Bahnvorhersage als genau genug erwiesen, vgl. Kap. 6.3.1.

Sowohl für die Flugbahnoptimierung als auch für die Lenkaufgabe wird der Flugkörper als Punktmasse betrachtet. Die Drehbewegungen des Flugkörpers werden vernachlässigt. Das bedeutet, dass die Lageregelung bei der Flugbahnoptimierung als ideal angenommen wird. Frühere Untersuchungen haben gezeigt, dass auch für die Beurteilung der Leistung des Lenkverfahrens eine Analyse in drei Freiheitsgraden ausreicht [11].

Die Kräfte, die auf den Flugkörper wirken, haben im Geschwindigkeitskoordinatensystem die Komponenten

$$\begin{aligned} \vec{F} &= \begin{pmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{pmatrix} \\ &= \begin{pmatrix} S \cdot \cos(\alpha + \delta_F) - W - g_r \cdot m \cdot \sin \gamma + g_\delta \cdot m \cdot \cos \gamma \cdot \cos \chi \\ (S \cdot \sin(\alpha + \delta_F) + A) \cdot \cos \mu - g_r \cdot m \cdot \cos \gamma - g_\delta \cdot m \cdot \sin \gamma \cdot \cos \chi \\ (S \cdot \sin(\alpha + \delta_F) + A) \cdot \sin \mu - g_\delta \cdot m \cdot \sin \chi \end{pmatrix} \end{aligned} \quad (2.36)$$



mit dem Schubwinkel  $\delta_F$  nach Gl. (2.33). Die Größen  $S$ ,  $A$  und  $W$  stehen für den Schub, den aerodynamischen Auftrieb und den Widerstand. Damit lauten die im erdfesten Koordinatensystem aufgestellten Bewegungsgleichungen [51]:

$$\dot{v} = \frac{F_x}{m} + r \cdot \omega_E^2 \cdot \cos^2 \delta \cdot (\sin \gamma - \cos \chi \cdot \tan \delta \cdot \cos \gamma) \quad (2.37)$$

$$\begin{aligned} \dot{\gamma} = & \frac{F_y}{m \cdot v} + \frac{r}{v} \cdot \omega_E^2 \cdot \cos^2 \delta \cdot (\cos \gamma + \cos \chi \cdot \tan \delta \cdot \sin \gamma) + \\ & 2 \cdot \omega_E \cdot \cos \delta \cdot \sin \chi + \frac{v}{r} \cdot \cos \gamma \end{aligned} \quad (2.38)$$

$$\begin{aligned} \dot{\chi} = & \frac{F_z}{m \cdot v \cdot \cos \gamma} + \frac{r \cdot \omega_E^2}{v \cdot \cos \gamma} \cdot \cos \delta \cdot \sin \delta \cdot \sin \chi - \\ & 2 \cdot \omega_E \cdot \cos \delta \cdot (\cos \chi \cdot \tan \gamma - \tan \delta) + \frac{v}{r} \cdot \sin \chi \cdot \tan \delta \cdot \cos \gamma \end{aligned} \quad (2.39)$$

$$\dot{r} = v \cdot \sin \gamma \quad (2.40)$$

$$\dot{\delta} = \frac{v}{r} \cdot \cos \gamma \cdot \cos \chi \quad (2.41)$$

$$\dot{\lambda} = \frac{v \cdot \sin \chi \cdot \cos \gamma}{r \cdot \cos \delta} \quad (2.42)$$

$$\dot{m} = -N_{\text{TW}} \cdot \dot{m}_{\text{TW}} \quad (2.43)$$

Dabei steht  $v$  für die Fluggeschwindigkeit,  $\gamma$  für die Bahnneigung,  $\chi$  für den Azimut,  $r$  für den Abstand des Fahrzeugs zum Erdmittelpunkt,  $\delta$  und  $\lambda$  für den Breiten- und Längengrad,  $m$  für die Flugkörpermasse,  $\dot{m}_{\text{TW}}$  für den Massenstrom eines Triebwerks und  $N_{\text{TW}}$  für die Anzahl der laufenden Triebwerke.

## 3 Flugbahnoptimierung des Trägeraufstiegs

In den folgenden zwei Kapiteln werden die Arbeiten zum Trägeraufstieg vorgestellt. Die Betrachtung des Aufstiegsfluges lässt eine Beurteilung der theoretisch möglichen Nutzlast zu, die erzielt werden kann, wenn der Landeort beliebig ist und keine Beschränkungen für den Rückkehrflug gelten. Dies wäre beispielsweise bei einem nicht wiederverwendbaren Trägersystem der Fall. Die Ergebnisse der in diesem Kapitel durchgeführten Bahnoptimierungen stellen zudem die Referenz für die Bewertung der mit Fluglenkung erzielten Flugleistungen in Kap. 4 dar.

### 3.1 Randbedingungen der Optimierungsrechnungen

In den Optimierungsrechnungen zum Trägeraufstieg wird die Startmasse fest vorgegeben. Die in Tab. 3.1 zusammengestellten Anfangsbedingungen entsprechen dem Zustand kurz nach dem Abheben vom Startschlitten. Die Zielfunktion der Optimierungsrechnungen ist die mit einem negativen Vorzeichen versehene Masse des Raumtransporters bei Brennschluss. Das ist gleichbedeutend mit der Maximierung der Nutzlast im Zielorbit. Der Aufstiegsflug unterliegt entsprechend Tab. 3.2 einigen Beschränkungen, die durch mechanische und thermische Grenzen gegeben sind. Der Start des Raumtransporters Hopper erfolgt in Kourou, die nominale Zielbahn ist ein geostationärer Transferorbit (GTO) mit  $180 \text{ km} \times 35920 \text{ km}$  Höhe und  $7,3^\circ$  Inklination.

Startmasse	480 261 kg
Höhe (15 m über Grund)	26,7 m
Relativgeschwindigkeit	204,9 m/s
Bahnneigungswinkel	$2,404^\circ$
Azimut	$45,0^\circ$
geografische Koordinaten	$5,255^\circ \text{ N}; 52,799^\circ \text{ W}$

Tabelle 3.1: Anfangsbedingungen der Optimierungsrechnungen [64]

Die Simulationen enden im Scheitelpunkt der Flugbahn. Die Bahnneigung wird hier als Stoppbedingung für die Integration gewählt und wird mit einer Genauigkeit von  $|\gamma| < 10^{-6}$  Grad eingehalten. Die zur Verfügung stehende Treibstoffmasse nach Tab. 2.2 wird ebenfalls nahezu exakt mit einer Abweichung kleiner als  $10^{-6} \text{ kg}$  eingehalten. Die Scheitelpunkthöhe, die Scheitelpunktsgeschwindigkeit sowie die Inklination im Scheitelpunkt der Hopper-Flugbahn stellen Restriktionen für die Flugbahnoptimierung dar, die mit den in Tab. 3.3 aufgeführten Toleranzen eingehalten werden.

Anstellwinkel	$\alpha < 15^\circ$
dynamischer Druck	$\alpha > 3^\circ$ , falls $h < 70$ km
Auftrieb	$\leq 40$ kPa
Schubbeschleunigung	$\leq 6600$ kN
Auftriebsbeschleunigung	$\leq 4,15 g_0$
Inklination im Kulminationspunkt	$\leq 1,5 g_0$
Dauer des Freiflugbogens mit $\dot{Q}_{\text{FMHR}} < 1340$ W/m <sup>2</sup>	ca. $7,2^\circ - 8,2^\circ$
	$\geq 90$ s

Tabelle 3.2: Beschränkungen des Aufstiegsfluges [64]

	Nominalwert	Toleranz
Scheitelpunktshöhe (km)	150	0,01
Scheitelpunktsgeschwindigkeit (m/s)	5000	0,1
Inklination ( $^\circ$ )	7,3	0,1

Tabelle 3.3: Nominale Scheitelpunktbedingungen und ihre Toleranzen bei der Flugbahn-optimierung

Der Flug der Oberstufe kann in guter Näherung analytisch berechnet werden, da die aerodynamischen Kräfte während des Oberstufenfluges vernachlässigbar klein sind. Die notwendigen Berechnungsgrundlagen können beispielsweise [38] oder [39] entnommen werden. Im Einzelnen läuft die Berechnung der Nutzlast im GTO wie folgt ab:

Die Startmasse der Oberstufe  $m_{0,\text{HUS}}$  ist gleich der in der Flugsimulation berechneten Brennschlussmasse des Hoppers  $m_{\text{MECO}}$  abzüglich dessen Nettomasse  $m_{\text{net}}$  (Tab. 2.2):

$$m_{0,\text{HUS}} = m_{\text{MECO}} - m_{\text{net}} \quad (3.1)$$

Hier wird also vorausgesetzt, dass der Hopper exakt so viel Treibstoff mit sich führt, wie für die Aufstiegsmission benötigt wird. Die Startmasse der Oberstufe setzt sich aus ihrer Nettomasse, also Struktur- und Triebwerksmasse, der Treibstoffmasse und der Nutzlast zusammen. Zur Berechnung des Treibstoffbedarfs der Oberstufe muss zunächst der notwendige Antriebsbedarf  $\Delta v$  bestimmt werden. Hier wird in erster Näherung der Scheitelpunkt  $r_S$  der Hopper-Flugbahn als Perigäum der GTO-Bahn angenommen. Die geforderte Geschwindigkeit im Perigäum beträgt nach der Vis-Viva-Gleichung:

$$v_{\text{GTO},P} = \sqrt{\mu_E \left( \frac{2}{r_S} - \frac{1}{a} \right)} \quad (3.2)$$

wobei

$$a = \frac{r_S + r_{\text{GEO}}}{2} \quad (3.3)$$

die große Halbachse der GTO-Bahn ist. Der Antriebsbedarf beträgt also

$$\Delta v = v_{\text{GTO},P} - v_{S,i} \quad (3.4)$$

wobei zu beachten ist, dass  $v_{S,i}$  die Scheitelpunktgeschwindigkeit im Inertialsystem ist, während die Bewegungsgleichungen im Optimierungsprogramm im erdfesten Koordinatensystem formuliert sind. Es ist also eine Transformation der Geschwindigkeit ins Inertialsystem notwendig. Dazu ist zur Geschwindigkeit im erdfesten Koordinatensystem die Komponente der Erdrotation  $v_E$  vektoriell zu addieren. Man erhält allgemein

$$v_i = \sqrt{v_j^2 + v_E^2 + 2v_j v_E \sin \chi \cos \gamma} \quad (3.5)$$

mit

$$v_E = r\omega_E \cos \delta \quad (3.6)$$

Für den Antriebsbedarf gilt außerdem die Ziolkowski-Gleichung:

$$\Delta v = c_{e,\text{HUS}} \cdot \ln \frac{m_{0,\text{HUS}}}{m_{0,\text{HUS}} - m_{T,\text{HUS}}} \quad (3.7)$$

mit der effektiven Austrittsgeschwindigkeit  $c_{e,\text{HUS}} = 4571 \text{ m/s}$  für das Vinci-Triebwerk nach [64]. Daraus ergibt sich eine erforderliche Treibstoffmasse von

$$m_{T,\text{HUS}} = m_{0,\text{HUS}} \cdot \left( 1 - e^{-\frac{\Delta v}{c_{e,\text{HUS}}}} \right) \quad (3.8)$$

Die Abhängigkeit der Nettomasse der Oberstufe von der benötigten Treibstoffmasse wird durch einen linearen Zusammenhang erfasst [64]:

$$m_{\text{net},\text{HUS}} = 2780 \text{ kg} + 0,04834 \cdot m_{T,\text{HUS}} \quad (3.9)$$

Nach Spies [66] beträgt der Faktor in Gl. (3.9) 0,04834 und nicht 0,004834 wie in [64] angegeben. Der größere Faktor ist gleichbedeutend mit einer erheblich größeren Strukturmasse der Oberstufe und demzufolge einer geringeren Nutzlast. Diese Differenz hat in der Berechnung der Nutzlast für die hier betrachteten Nominalbedingungen einen Unterschied von ca. 1000 kg zur Folge, was etwa 12 % entspricht. Mit Gl. (3.9) beträgt die Nutzlast

$$m_L = m_{0,\text{HUS}} - m_{T,\text{HUS}} - m_{\text{net},\text{HUS}} \quad (3.10)$$

Mit den Gleichungen 3.1, 3.8, 3.9 und 3.10 folgt

$$m_L = (m_{\text{MECO}} - m_{\text{net}}) \cdot \left( 1,04834 \cdot e^{-\frac{\Delta v}{c_{e,\text{HUS}}}} - 0,04834 \right) - 2780 \text{ kg} \quad (3.11)$$

Da der Antriebsbedarf nach Gl. (3.4) nur vom Zielorbit und von den Scheitelpunktbedingungen abhängig ist und die Nettomasse des Hoppers sowie die effektive Ausströmgeschwindigkeit des Oberstufentriebwerks konstant sind, ist die Nutzlast bei vorgegebenen Scheitelpunktbedingungen und vorgegebenem Zielorbit nach Gl. (3.11) linear abhängig von der Brennschlussmasse des Hoppers. Daher ist die Maximierung der Brennschlussmasse gleichbedeutend mit der Maximierung der Nutzlast im Zielorbit.

## 3.2 Exemplarischer Flugverlauf

Die Steuerverläufe können mit einer frei wählbaren Anzahl an Stützstellen parametrisiert werden. Hierbei ist auf eine genügende Anzahl von Stützstellen und eine günstige Verteilung zu achten, um Nutzlasteinbußen durch einen nicht fein genug aufgelösten Steuerverlauf zu vermeiden. Eine hohe Anzahl an Stützstellen ist mit einem großen Rechenaufwand verbunden und daher ebenfalls zu vermeiden.

Hier wird der Anstellwinkelverlauf mit 11 Parametern über der Zeit diskretisiert. Zwischen den Stützstellen wird linear interpoliert. Die Stützstellen sind nicht gleichmäßig verteilt, sondern liegen am Anfang etwas dichter, wie Abb. 3.1 zu entnehmen ist. Der Grund dafür liegt in der hohen Sensitivität des Anfangsbereichs. Hier führen bereits kleine Änderungen des Anstellwinkelverlaufs zu großen Änderungen in der verbleibenden Flugbahn. Der Flugwindhängewinkel wird mit fünf Stützstellen parametrisiert. Auch hier liegen die Stützstellen am Anfang etwas dichter. Abb. 3.2 zeigt den Flugverlauf unter nominalen Bedingungen, also bei einer Brennschlusshöhe von 105 km, einer Scheitelpunktshöhe von 150 km und einer Scheitelpunktsgeschwindigkeit von 5000 m/s. Die niedrige Anzahl an Steuerparametern ist für das Lenkkonzept im Hinblick auf die zur Verfügung stehende Bordrechenzeit wichtig. Die hier vorgestellte Nominalbahn dient gleichzeitig als Referenzbahn für die Analysen zum Lenkkonzept in Kap. 4.

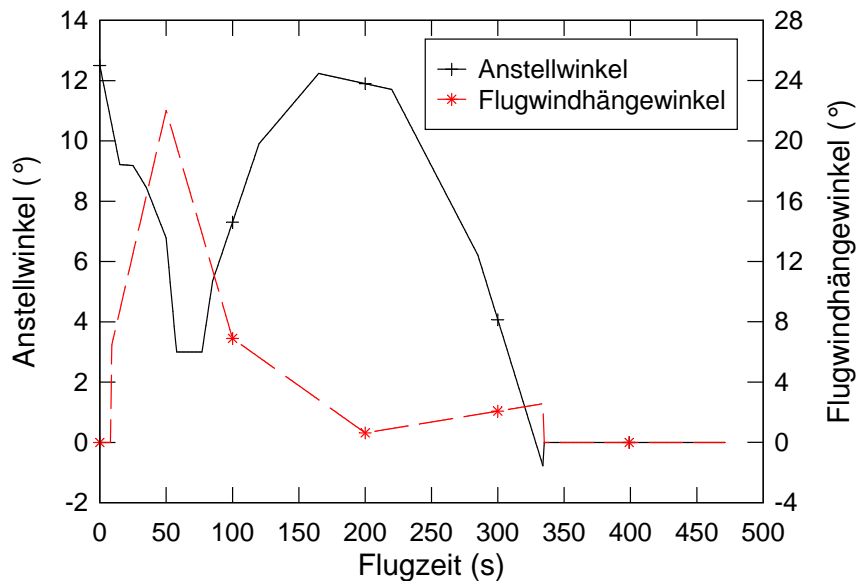


Abbildung 3.1: Exemplarischer Steuerverlauf

Zu Beginn des Fluges wird eine Steuerung kommandiert, die gewährleistet, dass der Auftrieb größer als die Gewichtskraft und kleiner als die Auftriebsbeschränkung von 6,6 MN ist. Diese Flugphase dauert an, bis eine Bahnneigung von  $10^\circ$  erreicht ist. In dieser nur wenige Sekunden dauernden Flugphase wird ein Flugwindhängewinkel von  $0^\circ$  kommandiert. Abb. 3.1 zeigt den dazugehörigen Steuerverlauf. Man sieht, dass in den ersten 100 Sekunden ein großer Flugwindhängewinkel kommandiert wird, der dafür sorgt, dass der Hopper direkt zu Beginn eine Kurve fliegt und die Zielrichtung ansteuert. Das ist auch

aus Abb. 3.2 ersichtlich. Der Flugazimut ändert sich anfangs stark, aber nach 100 s kaum noch. Nach dem Abschalten der Triebwerke werden Anstell- und Flugwindhängewinkel auf  $0^\circ$  gesetzt, da die aerodynamischen Kräfte im Freiflugbogen vernachlässigbar sind.

Abb. 3.2 zeigt, dass der Bahnneigungswinkel zu Beginn schnell auf ca.  $50^\circ$  ansteigt und dann langsam wieder abfällt. Der Hopper gewinnt schnell an Höhe und durchfliegt somit in kurzer Zeit die dichte Atmosphäre unter Nutzung des ihm zur Verfügung stehenden Auftriebs. Bei Erreichen der Brennschlussgeschwindigkeit werden die Triebwerke abgeschaltet. Im sich anschließenden Freiflugbogen setzt der Hopper bis zum Erreichen des Scheitelpunktes der Flugbahn die Oberstufe aus. Es folgt der Wiedereintritts- und Rückkehrflug zum Landeort, der aber in diesem Kapitel noch nicht berücksichtigt wird. Abb. 3.3 zeigt die Fluglasten beim Aufstiegsflug. Der zulässige Staudruck wird ca. 20 s nach dem Start kurz erreicht, fällt dann aber auf Grund der abnehmenden Dichte der oberen Atmosphäre schnell wieder ab. In diesem Punkt unterscheidet sich die Hopper-Flugbahn deutlich von der anderer Raumtransportsysteme. Beim Space Shuttle beispielsweise wird der Schub zum Einhalten der Staudruckgrenze bis auf 67 % gedrosselt. Auf Grund der deutlich geringeren Startbeschleunigung treten diese Probleme beim Hopper nicht auf. Hier ist die Staudruckgrenze eher unkritisch.

Die zulässige Auftriebsbeschleunigung wird während des Aufstiegsfluges nicht erreicht, die Schubbeschleunigungsgrenze wegen der abnehmenden Flugkörpermasse erst gegen Ende des Fluges. Man sieht deutlich, wie die Schubbeschleunigung durch die Drosselung der Triebwerke exakt auf ihrem zulässigen Maximalwert gehalten wird, bis ein Triebwerk bei Erreichen der Drosselgrenze abgeschaltet wird. Der spezifische Impuls der Triebwerke wird während der Drosselung als konstant angenommen.

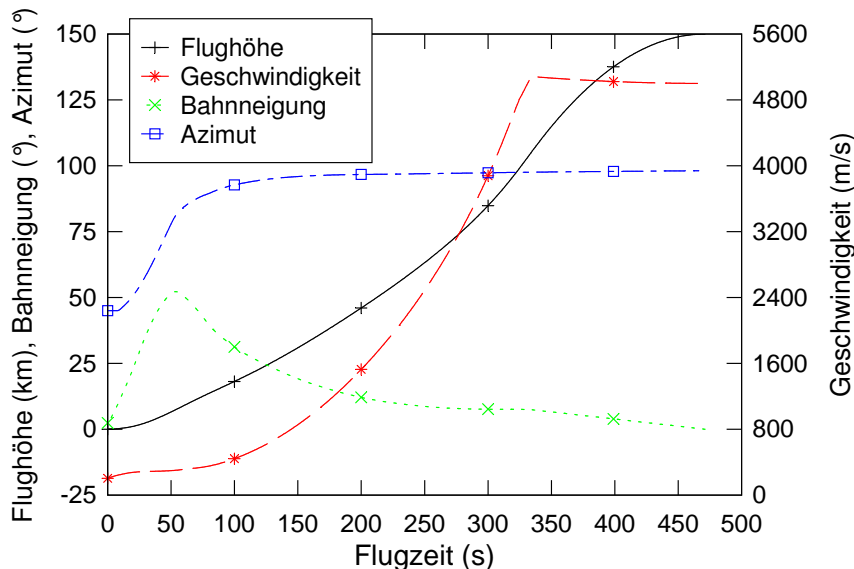


Abbildung 3.2: Exemplarischer Flugverlauf

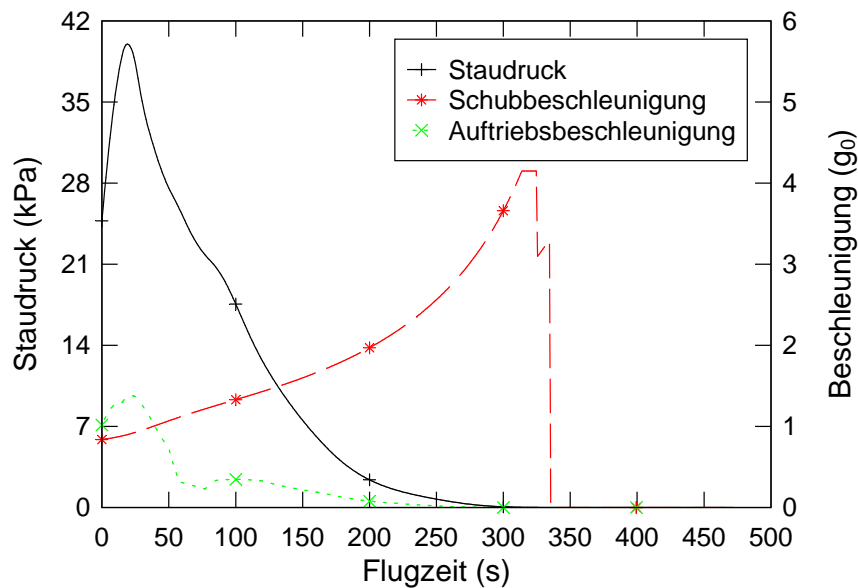


Abbildung 3.3: Fluglasten unter Nominalbedingungen

### 3.3 Vergleich mit quasi-kontinuierlicher Steuerung

Um nachzuweisen, dass die Flugleistungsverluste durch die Parametrisierung mit nur elf Anstellwinkel- und fünf Flugwindhängewinkelstützstellen klein sind, wurde eine Flugbahnoptimierung mit der kommerziellen Software GESOP [31] durchgeführt, bei der mehrere hundert Parameter für die Anstellwinkel- und Flugwindhängewinkelsteuerung verwendet wurden. Ansonsten wurden die gleichen Modelle wie in der Optimierung mit RTSOPT, dem am IRS entwickelten Programmsystem, verwendet.

Abb. 3.4 zeigt den Vergleich der Steuerverläufe bei quasi-kontinuierlicher Steuerung (GESOP) und bei parametrisierter Steuerung (RTSOPT). Im Anstellwinkelverlauf sind keine größeren Unterschiede zu erkennen. Der Flugwindhängewinkelverlauf zeigt zwar deutlichere Abweichungen gerade im Anfangsbereich, dennoch sind die Flugverläufe nach Abb. 3.5 fast identisch.

Die Nutzlast im GTO beträgt bei der Optimierung mit quasi-kontinuierlichem Steuerverlauf 8813 kg, bei der parametrisierten Steuerung 8719 kg. Der Verlust durch den schlechter aufgelösten Steuerverlauf beträgt also lediglich 94 kg, was einem Unterschied von 1,07% entspricht. Für die Optimierung des Aufstiegsfluges genügt also bereits eine vergleichsweise geringe Anzahl an Steuerparametern, was im Hinblick das Lenkkonzept und die benötigte Bordrechenzeit wichtig ist.

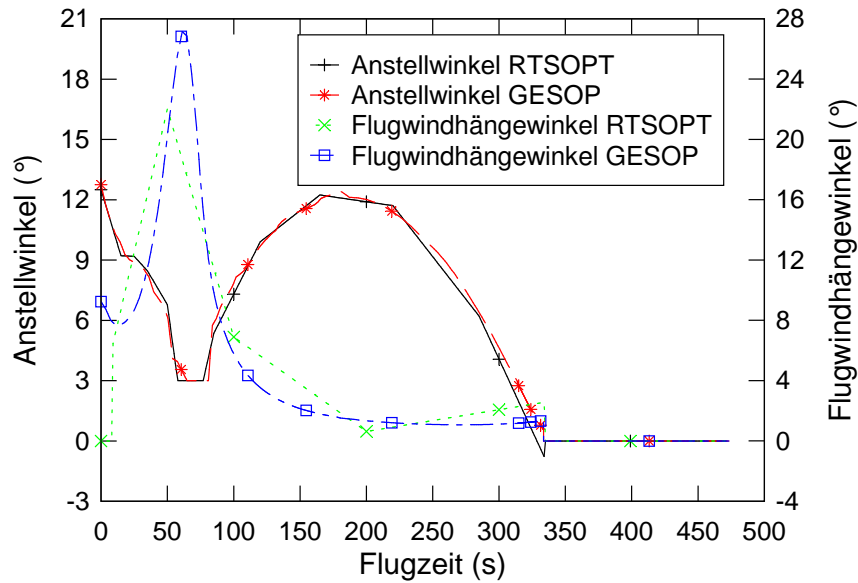


Abbildung 3.4: Vergleich von quasi-kontinuierlichem und parametrisiertem Steuerverlauf

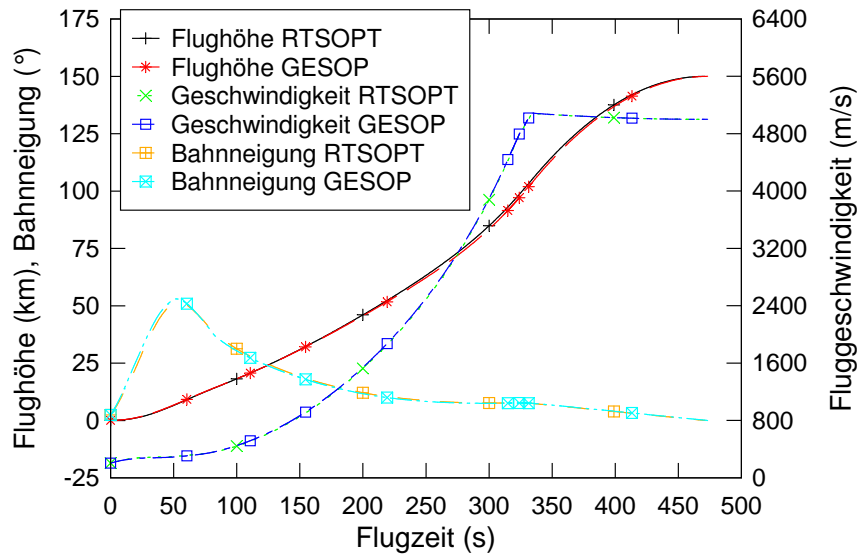


Abbildung 3.5: Flugbahnverlauf bei quasi-kontinuierlicher und parametrisierter Steuerung

### 3.4 Sensitivitätsstudie bezüglich der Stufungsbedingungen

Obwohl beim Hopper der Wiedereintritt unmittelbar an den Aufstiegsflug gekoppelt ist, und der Wiedereintritt insbesondere wegen der Forderung nach der Erreichbarkeit des Landeortes enormen Einfluss auf den Verlauf des Aufstiegsfluges hat, wird dieser zunächst entkoppelt betrachtet. So lassen sich die unterschiedlichen Einflüsse von Aufstiegs- und



Wiedereintrittsflug auf die Nutzlast trennen. Da die Stufungsbedingungen in der Regel einen großen Einfluss auf die Nutzlast im Zielorbit haben, wurde für den Hopper-Aufstieg zunächst eine Sensitivitätsstudie durchgeführt, die darüber Aufschluss gibt, wie groß der Einfluss der Stufungsbedingungen auf die Nutzlast ist. Diese Sensitivitätsstudie wurde der Einfachheit halber nur zweidimensional in der Äquatorebene durchgeführt. Die Betrachtung des dreidimensionalen Aufstiegsfluges liefert nur wenige zusätzliche Informationen und die gleichen Tendenzen wie der planare Aufstieg, da der Hopper direkt zu Beginn eine Kurve in die vorgegebene Zielrichtung fliegt. Der Großteil des Fluges findet dann nahezu zweidimensional in der Zielbahnebene statt.

In der Sensitivitätsstudie wurden die Scheitelpunktshöhe und -geschwindigkeit sowie das Verhältnis der Brennschlusshöhe zur Scheitelpunktshöhe  $h_{\text{MECO}}/h_S$  in den in Tab. 3.4 angegebenen Bereichen variiert und für alle Kombinationen entsprechend der Punkte in Abb. 3.6 jeweils eine Flugbahnoptimierung durchgeführt. Weil nach dem Erreichen der Brennschlussgeschwindigkeit keine nennenswerten aerodynamischen Kräfte bis zum Scheitelpunkt der Flugbahn auf den Flugkörper wirken, liegen damit die Brennschlussgeschwindigkeit und -bahnneigung ebenfalls fest. Es ergeben sich die in Tab. 3.4 angegebenen Bereiche. Die größte Brennschlussbahnneigung ergibt sich bei der größten Scheitelpunktshöhe, der geringsten Scheitelpunktsgeschwindigkeit und dem kleinsten Verhältnis  $h_{\text{MECO}}/h_S$ . Die kleinste Brennschlussbahnneigung ergibt sich bei entsprechend umgekehrten Bedingungen. Die Brennschlussgeschwindigkeit ist zwischen 16,3 und 160,6 m/s höher als die Scheitelpunktsgeschwindigkeit.

$h_S$	$v_S$	$h_{\text{MECO}}/h_S$	$\gamma_{\text{MECO}}$	$v_{\text{MECO}}$
100 – 175 km	4 – 6 km/s	0,6 – 0,9	2,35° – 13,03°	4,02 – 6,16 km/s

Tabelle 3.4: Variationsbereiche der Scheitelpunkt- und Brennschlussbedingungen

Abb. 3.6 zeigt die Nutzlast im GTO über der Scheitelpunktshöhe für verschiedene Scheitelpunktsgeschwindigkeiten und Brennschlusshöhen. Die vergleichsweise hohen Beträge der Nutzlast sind darauf zurückzuführen, dass nur der Aufstiegsflug betrachtet wurde, nicht aber der Rückkehrflug und die damit verbundene Forderung nach der Erreichbarkeit des Landeortes.

Die Scheitelpunktsgeschwindigkeit hat den größten Einfluss auf die Nutzlast. Mit größer werdender Scheitelpunktsgeschwindigkeit nimmt die Nutzlast ab. Auch eine größere Scheitelpunktshöhe hat eine geringere Nutzlast zur Folge. Das deutet darauf hin, dass die nominalen Stufungsbedingungen nach Tab. 3.3, wenn man den Aufstieg allein betrachtet, nicht optimal gewählt sind. Der Landeort Ascension Island ist jedoch bei niedrigeren Scheitelpunktsgeschwindigkeiten nicht mehr erreichbar. Gleiches gilt für geringere Scheitelpunktshöhen. Daher wurde die Sensitivitätsstudie nicht auf noch niedrigere Scheitelpunktsgeschwindigkeiten und -höhen ausgedehnt.

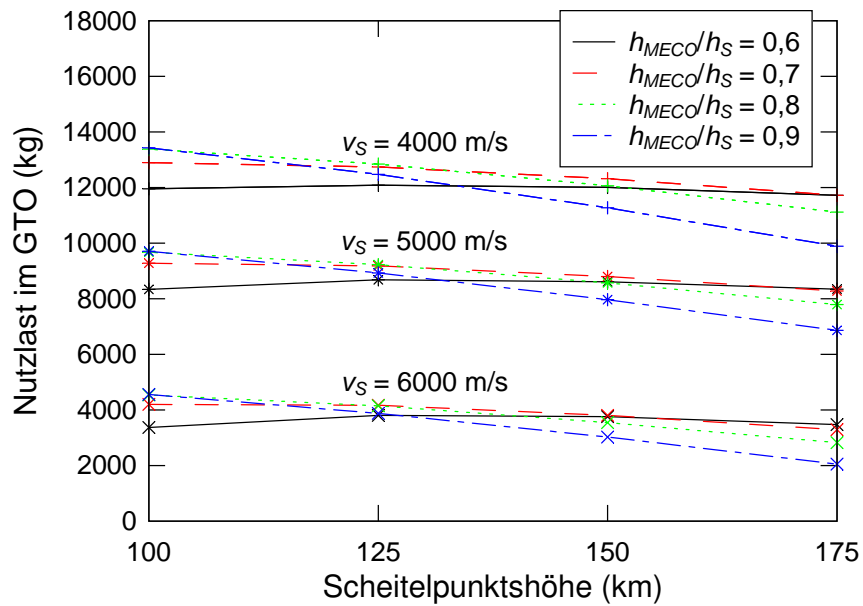


Abbildung 3.6: Nutzlast im GTO über der Scheitelpunktshöhe

Für gegebene Scheitelpunktbedingungen gibt es stets eine optimale Brennschlusshöhe, wie in Abb. 3.7 zu erkennen ist. Man sieht weiterhin, dass die optimale Brennschlusshöhe für größere Scheitelpunktshöhen zunimmt, jedoch nicht im gleichen Maße, wie Abb. 3.8 zu entnehmen ist. Das optimale Verhältnis von Brennschluss- zur Scheitelpunktshöhe nimmt für zunehmende Scheitelpunktshöhen ab. Auffällig ist, dass die optimale Brennschlusshöhe nur eine Funktion der Scheitelpunktshöhe und nahezu unabhängig von der Scheitelpunktsgeschwindigkeit ist.

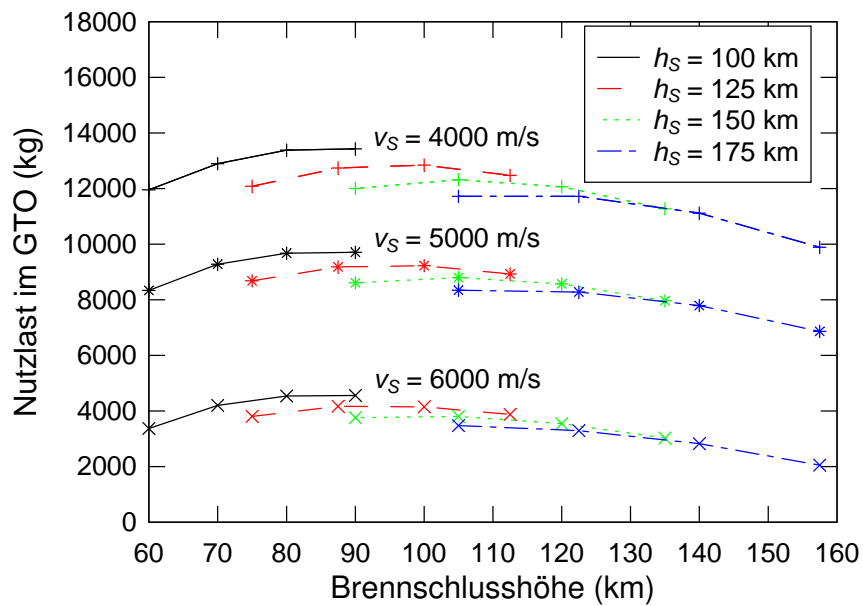


Abbildung 3.7: Nutzlast im GTO über der Brennschlusshöhe

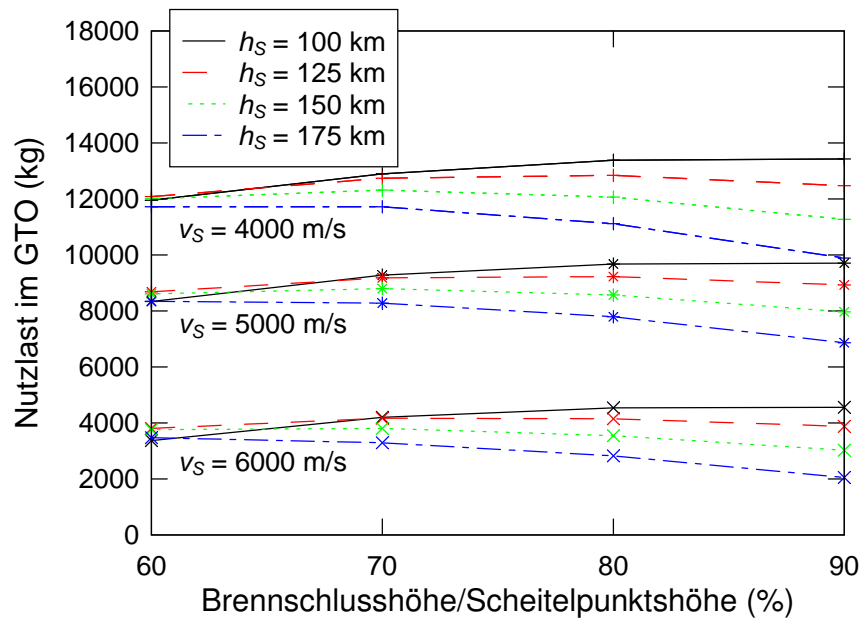


Abbildung 3.8: Nutzlast im GTO über dem Verhältnis Brennschlusshöhe/Scheitelpunkthöhe

## 4 Fluglenkung der Trägeraufstiegsmission

Aufbauend auf den Ergebnissen in Kap. 3 werden in diesem Kapitel verschiedene Steuermodelle für die Lenkung des Aufstiegsfluges des horizontal startenden Hoppers numerisch erprobt. Die Bewertungskriterien sind die Nutzlast im Zielorbit und die benötigte Bordrechenzeit pro Lenkaufruf. Ferner wird die Robustheit gegenüber einem Schubeinbruch untersucht.

### 4.1 Steuermodelle der Fluglenkung

Für die Lenkung eines Flugkörpers lassen sich unter gewissen Vereinfachungen Optimalsteuerungen herleiten. Zwei Grenzfälle, für die es analytische Lösungen gibt, sind [53]:

1. Dichte  $\rho \rightarrow \infty$
2. Dichte  $\rho \rightarrow 0$

Für den ersten Grenzfall sind die Widerstandsverluste zu minimieren. Das führt unmittelbar auf das Ergebnis, dass der Anstellwinkel gleich null sein muss, also ein so genannter Gravity-Turn, bei dem die Bahnkurve durch die Gravitationskraft bestimmt wird. Diese Steuerung findet in der ersten Phase vertikal aufsteigender Trägersysteme Anwendung. Es wird nur ein kurzes Nickmanöver kommandiert, das dafür sorgt, dass die Rakete in Richtung Zielbahnebene aufsteigt. Im zweiten Grenzfall sehr geringer Dichte lässt sich mit weiteren Vereinfachungen wie flache Erde, d.h. Erdradius  $R_E \rightarrow \infty$ , Vernachlässigung der Erdrotation, konstanter Schub und Massendurchsatz usw. die Bi-Linear-Tangens-Steuerung herleiten [6]. Diese Steuerung wird auch als FE-Steuerung (Flache Erde) bezeichnet. Danach gilt für den Schubwinkel:

$$\psi_1 = \arctan(a \cdot t + b) \tag{4.1}$$

$$\psi_2 = \arctan((c \cdot t + d) \cdot \cos \psi_1) \tag{4.2}$$

Hier ist  $\psi_1$  der Schubwinkel in der Bahnebene über dem lokalen Horizont und  $\psi_2$  senkrecht dazu. Die Parameter  $a$ ,  $b$ ,  $c$  und  $d$  sowie die Flugzeit bei Brennschluss  $t_{\text{MECO}}$  werden durch die Lösung eines Randwertproblems bestimmt, wobei sich die Randbedingungen aus den Keplerelementen des zu erreichenden Zielorbits ergeben. Diese Vorgehensweise hat sich für den Oberstufenflug bewährt.

Weil es sich aus numerischen Gründen als vorteilhaft erwies, wird in dieser Arbeit statt der Zeit  $t$  die Zeitdifferenz  $\tau = t - t_i$  verwendet, wobei  $t_i$  der Zeitpunkt des letzten Lenkaufrufs ist. Eine direkte Verwendung von Gl. (4.1) und (4.2) hätte zur Folge, dass die Parameter  $a$  und  $c$  im Gegensatz zu den Parametern  $b$  und  $d$  bei zunehmender Flugzeit stark an Bedeutung gewinnen. Das hat Ungenauigkeiten bei der Gradientenbildung zur Folge, die sich durch die Einführung der Zeitdifferenzen vermeiden lassen. Auf Grund der

eingeführten Zeitdifferenzen sind die Parameter  $b$  und  $d$  zu Beginn eines jeden Lenkaufzugs nach Gl. (4.3) und (4.4) zu korrigieren:

$$b_i = b_{i-1} + a \cdot (t_i - t_{i-1}) \quad (4.3)$$

$$d_i = d_{i-1} + c \cdot (t_i - t_{i-1}) \quad (4.4)$$

Diese Korrektur ist zwar nicht zwingend erforderlich, da sie auch vom Gradienten-Projektions-Algorithmus durchgeführt würde, bringt aber Vorteile, was die Stabilität und die Konvergenz betrifft.

Da die Schubrichtung der Triebwerke beim Hopper so vorgegeben wird, dass sie durch den Schwerpunkt geht, wird eine Transformation der Schubwinkel  $\psi_1$  und  $\psi_2$  vom FE-System ins Geschwindigkeitskoordinatensystem durchgeführt. Damit erhält man eine Steuerung des Anstell- und Flugwindhängewinkels, die der Kommandierung der Schubwinkel entspricht. Die  $z_{\text{FE}}$ -Achse des FE-Systems weist zum Erdmittelpunkt, die  $x_{\text{FE}}$ - und die  $y_{\text{FE}}$ -Achse spannen die lokale Horizontalebene auf, wobei die  $y_{\text{FE}}$ -Achse parallel zur Zielbahnebene verläuft. Für den Schubvektor im FE-System gilt:

$$\vec{S}_{\text{FE}} = \begin{pmatrix} \sin \psi_2 \\ \cos \psi_1 \cos \psi_2 \\ -\sin \psi_1 \cos \psi_2 \end{pmatrix} \cdot S \quad (4.5)$$

Um den Schubvektor ins Horizontalsystem zu transformieren, ist eine Drehung um die  $z$ -Achse notwendig. Der Winkel  $\Delta\chi$  zwischen dem FE-System und dem Horizontalsystem ist gleich  $90^\circ - \chi_{\text{ziel}}$ , wobei sich die Soll-Azimutrichtung  $\chi_{\text{ziel}}$  bei Brennschluss aus der Inklination der Zielbahn und der Position bei Brennschluss ergibt. Der Schubvektor wird daher mit der Transformationsmatrix  $T_{h,\text{FE}}$  ins Horizontalsystem transformiert:

$$\vec{S}_h = T_{h,\text{FE}} \cdot \vec{S}_{\text{FE}} = \begin{pmatrix} \cos \Delta\chi & \sin \Delta\chi & 0 \\ -\sin \Delta\chi & \cos \Delta\chi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \cdot \vec{S}_{\text{FE}} \quad (4.6)$$

Mit der Transformationsmatrix [51]

$$T_{vh} = \begin{pmatrix} \cos \chi \cos \gamma & \sin \chi \cos \gamma & -\sin \gamma \\ -\cos \chi \sin \gamma & -\sin \chi \sin \gamma & -\cos \gamma \\ -\sin \chi & \cos \chi & 0 \end{pmatrix} \quad (4.7)$$

gilt für den Schubvektor im Geschwindigkeitskoordinatensystem

$$\vec{S}_v = T_{vh} \cdot \vec{S}_h = \begin{pmatrix} S_{vx} \\ S_{vy} \\ S_{vz} \end{pmatrix} \quad (4.8)$$

Außerdem gilt für den Schubvektor im Geschwindigkeitskoordinatensystem

$$\vec{S}_v = \begin{pmatrix} \cos(\alpha + \delta_F) \\ \sin(\alpha + \delta_F) \cos \mu \\ \sin(\alpha + \delta_F) \sin \mu \end{pmatrix} \cdot S \quad (4.9)$$

Gleichsetzen von Gl. (4.8) und (4.9) liefert für den Flugwindhängewinkel

$$\tan \mu = \frac{S_{vz}}{S_{vy}} \quad (4.10)$$

und für den Anstellwinkel

$$\cos(\alpha + \delta_F) = S_{vx}/S \quad (4.11)$$

Gl. (4.11) liefert stets positive Winkel für  $\alpha + \delta_F$ , was aber nicht notwendigerweise der Fall sein muss. Begrenzt man den Flugwindhängewinkel auf Werte zwischen  $-90^\circ$  und  $+90^\circ$  und vergleicht die  $y$ -Komponente des Schubes in Gl. (4.8) und (4.9), stellt man fest, dass der Winkel  $\alpha + \delta_F$  das gleiche Vorzeichen wie die  $y$ -Komponente des Schubes  $S_{vy}$  in Gl. (4.8) haben muss. Es gilt also

$$\alpha + \delta_F = \frac{S_{vy}}{|S_{vy}|} \cdot |\alpha + \delta_F| \quad (4.12)$$

Das Steuermodell nach Gl. (4.1) und (4.2) kommt mit der minimal möglichen Anzahl an Steuerparametern aus, ist aber streng genommen nur für den außeratmosphärischen Flug treibstoffoptimal. Um zu zeigen, wie groß die Nutzlasteinbußen sind, werden im Folgenden die Ergebnisse vier verschiedener Steuermodelle für nominale Stufungsbedingungen gegenübergestellt.

Der Anstellwinkelverlauf in Modell 1 wird wie zuvor bei den Optimierungsrechnungen mit elf, der Flugwindhängewinkelverlauf mit fünf Stützstellen diskretisiert, zwischen denen linear interpoliert wird. Die Steuerverläufe werden vor dem Flug im Bordrechner optimiert. Ausgehend von der optimalen Lösung werden die Parameter bei den weiteren Lenkaufrufen in einem Restaurationszyklus so angepasst, dass die Zielbedingungen eingehalten werden. Mit fortschreitender Flugzeit nimmt die Anzahl der Parameter ab, da die ersten Parameter keinen Einfluss mehr auf den restlichen Flugverlauf haben und demzufolge nicht mehr aktualisiert werden müssen. Modell 2 beinhaltet das Bi-Linear-Tangens-Gesetz. Da das Bi-Linear-Tangens-Gesetz streng genommen nur für den außeratmosphärischen Flug gilt, sind zusätzliche Maßnahmen für den ersten Flugabschnitt erforderlich. Zum einen ist der Anstellwinkel auf den zulässigen Bereich zu beschränken, zum anderen sind die Lastgrenzen einzuhalten. Während in früheren Untersuchungen zu luftatmenden Trägern, z.B. [54], vor allem das Einhalten der Staudruckgrenze kritisch war, und durch den Einsatz eines Flugreglers eine Steuerung entlang der Staudruckgrenze kommandiert wurde, ist für den Hopper der zulässige Auftrieb die Beschränkung, die bei der Bi-Linear-Tangens-Steuerung den Einsatz eines Reglers erforderlich macht. Dieser Steuerung wird daher wie in [53] folgender Algorithmus überlagert, der dafür sorgt, dass der maximal zulässige Auftrieb nicht überschritten wird.

Der Auftrieb beträgt

$$A = \frac{1}{2} \rho \cdot v^2 \cdot C_A \cdot S_{\text{ref}} \quad (4.13)$$

Für die Ableitung des Auftriebs nach dem Anstellwinkel gilt

$$\frac{\partial A}{\partial \alpha} = \frac{1}{2} \rho v^2 S_{\text{ref}} \cdot \frac{\partial C_A}{\partial \alpha} \quad (4.14)$$

Der zulässige Wert für  $C_A$  beträgt

$$C_{A,zul} = \frac{A_{zul}}{\frac{1}{2}\rho v^2 S_{ref}} \quad (4.15)$$

Ist der Auftrieb um den Betrag  $\Delta A$  zu groß, muss der Anstellwinkel um  $\Delta\alpha$  reduziert werden, wobei  $\Delta\alpha$  nach Gl. (4.16) berechnet wird. Dazu muss die Ableitung des Auftriebsbeiwertes nach dem Anstellwinkel bekannt sein. Diese wird dem Aerodynamikmodell entnommen. Mit dem aktuellen Staudruck und den Daten aus dem Aerodynamikmodell lässt sich der Anstellwinkel also so einstellen, dass der zulässige Auftrieb genau eingehalten wird. Je nach erforderlicher Genauigkeit können auf Grund der nicht linearen Verläufe des Auftriebsbeiwertes eine oder mehrere Iterationen nach Gl. (4.16) nötig sein.

$$\Delta\alpha = \frac{\Delta A}{\frac{\partial A}{\partial \alpha}} = \frac{C_A - C_{A,zul}}{\frac{\partial C_A}{\partial \alpha}} \quad (4.16)$$

In Modell 3 wird bis zu einer Höhe von 40 km eine Optimalsteuerung ähnlich wie in Modell 1, jedoch mit festen Parametern, vorgegeben. Diese Optimalsteuerung entstammt einer Flugbahnoptimierung, die vor dem Flug vom Bordrechner durchgeführt wird. Im ersten Flugabschnitt wird also eine im Hinblick auf das Lenkverfahren offene Steuerung kommandiert. Bei Erreichen der vorgegebenen Mindesthöhe von 40 km wird wie in Modell 2 die Bi-Linear-Tangens-Steuerung verwendet. Auch hier wird der Bi-Linear-Tangens-Steuerung ein Algorithmus überlagert, der für die Einhaltung von Beschränkungen sorgt, falls diese aktiv sind. Modell 4 sieht anfangs ein starkes Hochziehmanöver vor, so dass der Flugzustand des Hoppers mit dem eines vertikal startenden Trägers vergleichbar ist, und dann, wie es bei letzteren üblich ist, einen Gravity-Turn. Danach kommt wiederum die Bi-Linear-Tangens-Steuerung zum Einsatz. In Tab. 4.1 sind die verwendeten Steuermodelle noch einmal zusammengestellt.

	Steuermodell	Anzahl der Steuerparameter
<b>Modell 1</b>	Parametrisierung mit 11 Anstellwinkel- und 5 Flugwindhängewinkelstützstellen, dazwischen lineare Interpolation	16
<b>Modell 2</b>	Bi-Linear-Tangens-Steuerung mit überlagerter Auftriebsbegrenzung	4
<b>Modell 3</b>	Wie Modell 2, aber mit offener, optimierter Steuerung bis zu einer Flughöhe von 40 km	4
<b>Modell 4</b>	Hochziehmanöver unmittelbar nach dem Start, gefolgt von einem Gravity-Turn, anschließend wie Modell 2	4

Tabelle 4.1: Beschreibung der verwendeten Steuermodelle

Abb. 4.1 zeigt den Anstellwinkelverlauf der Modelle im Vergleich. Die ersten drei Modelle zeigen qualitativ ähnliche Verläufe. Der Flugwindhängewinkelverlauf, der von den verschiedenen Modellen kommandiert wird, ist jedoch recht unterschiedlich, wie in Abb. 4.2 zu erkennen ist. Der vom Bi-Linear-Tangens kommandierte Kurvenflug zu Beginn des Fluges ist stärker ausgeprägt als der von den anderen Steuermodellen, was sich auch im Verlauf des Azimuts in Abb. 4.4 widerspiegelt. Insbesondere der bei Modell 4 erst nach dem Gravity-Turn einsetzende Kurvenflug fällt auf.

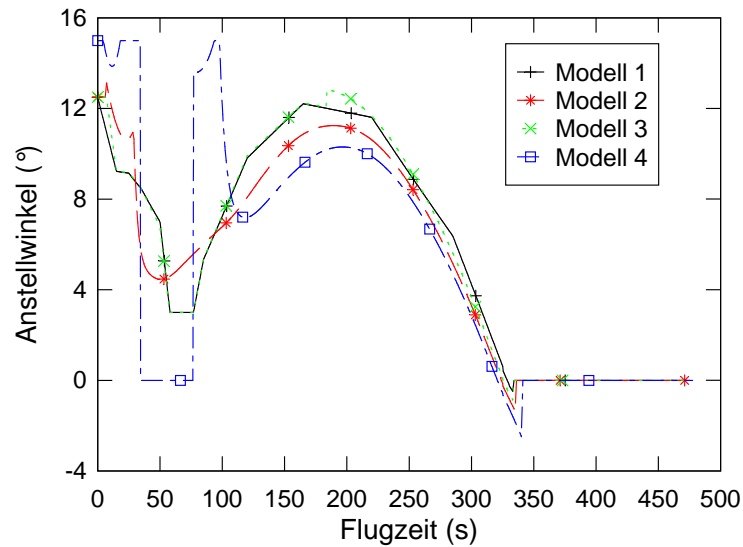


Abbildung 4.1: Anstellwinkelverlauf der verschiedenen Steuermodelle unter Nominalbedingungen

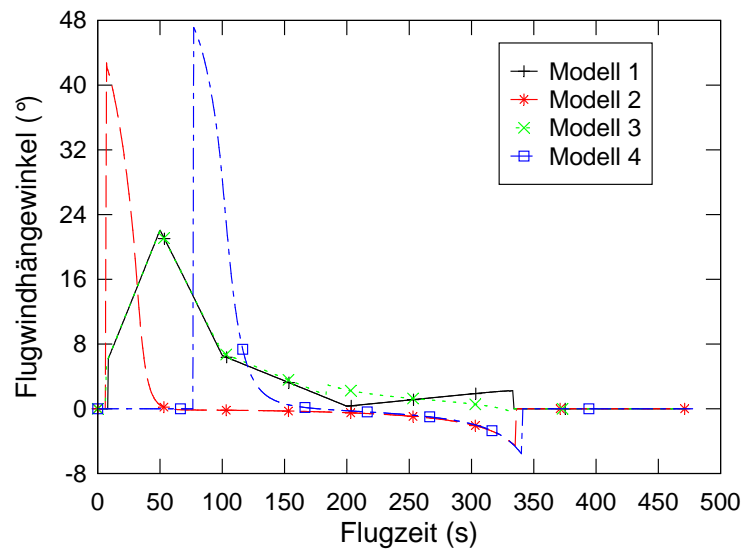


Abbildung 4.2: Flugwindhängewinkelverlauf der verschiedenen Steuermodelle unter Nominalbedingungen



Der Einfluss dieser Steuerungsverläufe auf die in Abb. 4.3 dargestellten Verläufe der Flughöhe und -geschwindigkeit sind vergleichsweise gering, nur der Flugverlauf mit Modell 4 unterscheidet sich etwas deutlicher von den anderen. Das stärkere Hochziehmanöver unmittelbar nach dem Start ist im Höhenverlauf kaum zu erkennen, das Fehlen des Auftriebs während des Gravity-Turns jedoch sehr deutlich. Noch gravierender sind die Unterschiede im Bahnneigungsverlauf in Abb. 4.4. Die Bi-Linear-Tangens-Steuerung wird in Modell 4 eingeschaltet, sobald die Bahnneigung auf  $10^\circ$  gefallen ist. Ein länger andauernder Gravity-Turn wäre mit größeren Verlusten verbunden.

Weiterhin ist in Abb. 4.4 zu erkennen, dass die maximale Bahnneigung bei Modell 2 deutlich geringer ist als bei Modell 1. Der Einfluss der unterschiedlichen Flugwindhän-gewinkelverläufe ist am deutlichsten im Verlauf des Flugazimuts zu erkennen. Je nach Steuermodell wird früher oder später in die Zielbahnebene eingeschwenkt.

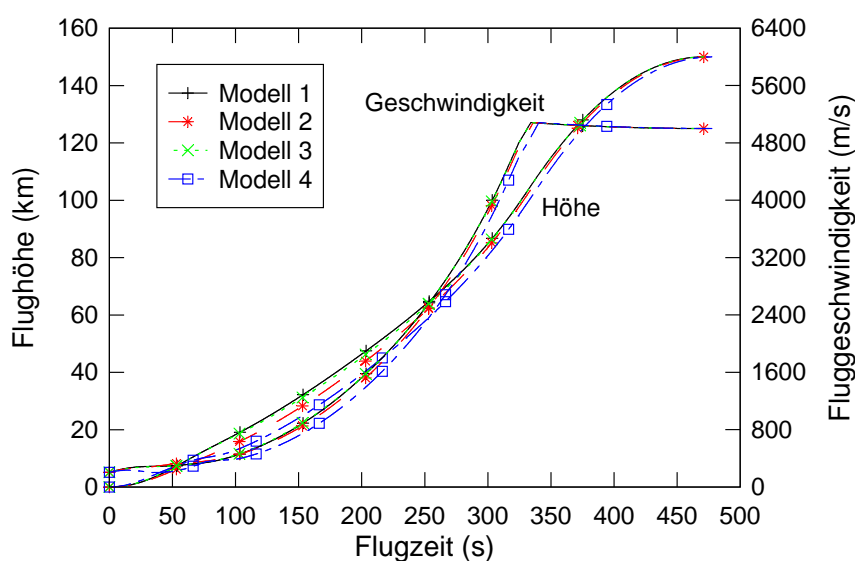


Abbildung 4.3: Flughöhen- und -geschwindigkeitsverlauf bei verschiedenen Steuermodellen unter Nominalbedingungen

Man sieht in Abb. 4.3 und 4.4, dass am Ende des Fluges der gleiche Zustand erreicht wird. Für die Höhe wurde eine zulässige Abweichung von 10 m, für die Bahnneigung und den Azimut eine zulässige Abweichung von  $0,01^\circ$  vorgegeben. Die Geschwindigkeit wurde als Abbruchkriterium für die Bahnintegration gewählt und wird daher praktisch exakt erfüllt (Abweichung  $< 10^{-6}$  m/s). Die Zielvorgaben werden von allen Steuermodellen eingehalten. Gleiches gilt für veränderte Stufungsbedingungen. In einigen Fällen findet der Restorationsalgorithmus kurz vor Brennschluss keine Lösung mehr, da die verbleibende Zeit nicht mehr für die Korrektur vorhergesagter Zielabweichungen reicht. Dieses Problem hat aber keinen nennenswerten Einfluss auf die Einhaltung der Zielvorgaben, da es in den durchgeführten Simulationen nur in den letzten Sekunden des angetriebenen Fluges auftrat. In einem solchen Fall werden die Parameter des letzten erfolgreichen Lenkaufrufs verwendet. Ein ähnliches Problem wurde schon beim Aufstieg des Space Shuttles beobachtet. Daher wird beim Shuttle in letzten 40 Sekunden vor Brennschluss nur noch die vorgeschriebene Brennschlussgeschwindigkeit durch den Lenkalgorithmus berücksichtigt,

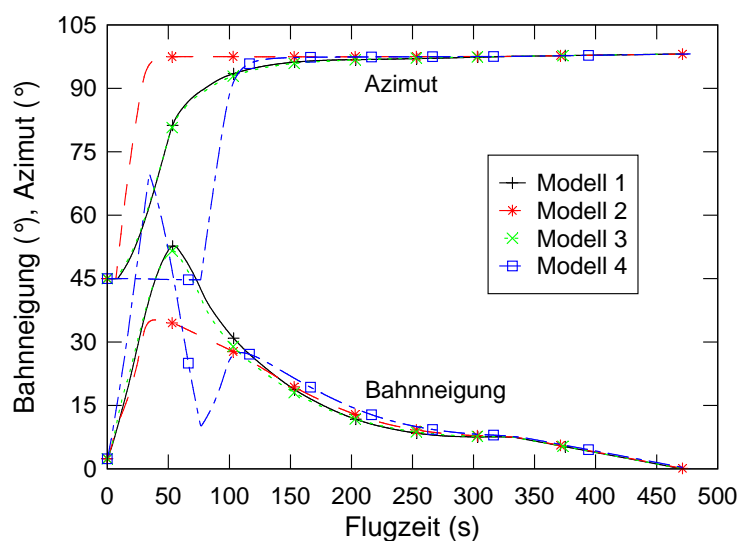


Abbildung 4.4: Verlauf von Bahnneigung und Azimut bei verschiedenen Steuermodellen unter Nominalbedingungen

während die restlichen Restriktionen zum exakten Erreichen des Zielorbits fallen gelassen werden [37]. Die wesentlichen Leistungsunterschiede der Steuermodelle liegen in der Nutzlast im Zielorbit und im Bordrechenaufwand.

## 4.2 Nutzlast im Zielorbit

Abb. 4.5 zeigt die Nutzlast im GTO für die verschiedenen Steuermodelle unter Nominalbedingungen im Vergleich zum Ergebnis der Flugbahnoptimierung in Kap. 3. Wie bereits angesprochen, gelten die dargestellten Werte nur für den Aufstiegsflug allein, ohne Berücksichtigung des Rückkehrfluges und die damit verbundene Forderung der Erreichbarkeit des Landeortes, die einen drastischen Einfluss auf die Nutzlast hat.

Modell 1 liefert fast die gleiche Nutzlast wie die Optimalsteuerung, Modell 2 dagegen etwas weniger. Wie oben beschrieben ist Modell 2 nur unter der Annahme vernachlässigbarer aerodynamischer Kräfte eine Optimalsteuerung. Bei großen aerodynamischen Kräften, wie sie im Anfangsbereich des Fluges auftreten, gelten die vereinfachenden Annahmen zur Herleitung von Modell 2 nicht mehr, so dass diese Steuerung mit entsprechenden Nutzlasteinbußen verbunden ist. Modell 3 dagegen, bei dem der Anfangsbereich von Modell 2 durch eine optimierte, offene Steuerung ersetzt wurde, liefert fast die gleiche Nutzlast wie Modell 1. Modell 4 ist dagegen mit erheblichen Nutzlasteinbußen verbunden. Während in den ersten drei Modellen der zur Verfügung stehende Auftrieb genutzt wird, wird von Modell 4 ein Gravity-Turn kommandiert. Diese Phase, in der der Auftrieb nicht genutzt wird, führt zu den festgestellten Nutzlasteinbußen. Hier wird die Erkenntnis aus früheren Arbeiten [53] bestätigt, dass die konsequente Nutzung des zur Verfügung stehenden Auftriebs für horizontal startende Trägersysteme unverzichtbar ist.

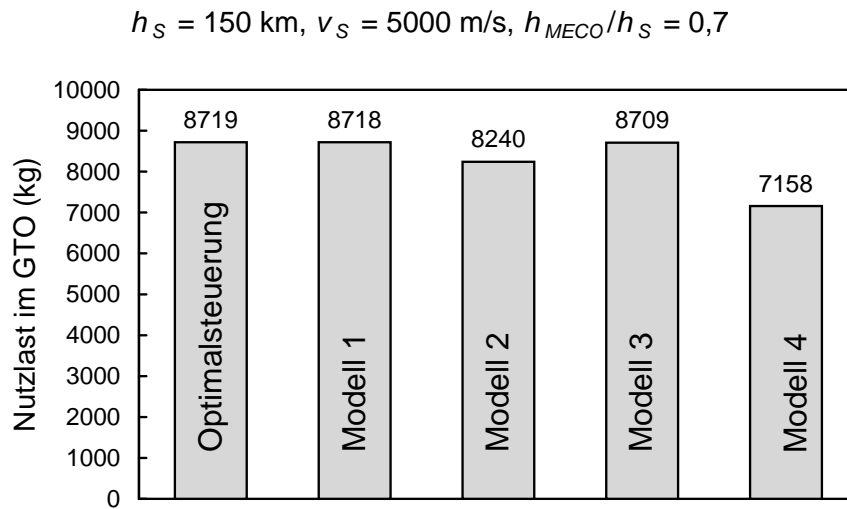


Abbildung 4.5: Nutzlast im GTO bei Verwendung verschiedener Steuermodelle

### 4.3 Bordrechenzeitbedarf der Lenkansätze

Soll ein neues Lenkverfahren zum Einsatz kommen, muss die Echtzeitfähigkeit nachgewiesen werden. Das soll hier nicht geschehen, da nur schwer abschätzbar ist, wie viel Bordrechenleistung bei zukünftigen Raumtransportsystemen zur Verfügung stehen wird. Stattdessen wird hier der Bordrechenzeitbedarf der verschiedenen Steuermodelle miteinander verglichen, um deutlich zu machen, wie viel Bordrechenaufwand durch vereinfachte Steuermodelle eingespart werden kann.

Abb. 4.6 zeigt den Bordrechenzeitbedarf der verschiedenen Steuermodelle auf einem Pentium 4 Prozessor mit einer Taktfrequenz von 2,8 GHz. Dargestellt ist die Zeit, die für die Aktualisierung der Steuerparameter im ersten Lenkaufruf erforderlich ist. Zusätzlich zu den bisher angesprochenen Modellen 1 bis 4 ist der Rechenzeitbedarf für Modell 1 dargestellt, wenn bei diesem wie bei Modell 3 im Anfangsbereich eine offene Steuerung kommandiert wird, und die Aktualisierung der Parameter im geschlossenen Lenkkreis erst ab einer Höhe von 40 km erfolgt.

Erwartungsgemäß benötigt Modell 1 die meiste Rechenzeit. Modell 2 benötigt auf Grund der geringeren Anzahl an Optimierungsparametern weniger als halb so viel Rechenzeit wie Modell 1. Der Bordrechenaufwand lässt sich weiter reduzieren, wenn im Anfangsbereich eine Optimalsteuerung geflogen wird, ohne dass ein Lenkaufruf, also eine Aktualisierung der Steuerparameter erfolgt. Das ist damit zu erklären, dass die verbleibende Flugzeit und damit die Integrationszeit für die Bahnvorhersage kürzer wird. Außerdem sind die ersten Parameter bei Modell 1 in einer Höhe von 40 km nicht mehr aktiv. Im Nominalfall sind zu diesem Zeitpunkt noch vier Anstellwinkel- und drei Flugwindhän-gewinkelparameter aktiv, also insgesamt sieben der anfänglich 16 Parameter. Dadurch wird ebenfalls der Bordrechenaufwand reduziert. Modell 3 beinhaltet wie Modell 2 nur vier Parameter. Daher ist der Bordrechenaufwand noch geringer. Modell 4 benötigt auf Grund der verkürzten Integrationszeit weniger Rechenzeit als Modell 2, aber mehr als die Steuermodelle mit Optimalsteuerung bis in 40 km Höhe.

Abb. 4.7 zeigt den Verlauf des Bordrechenaufwandes in Abhängigkeit von der Flugzeit. Man sieht, dass die pro Lenkaufruf benötigte Bordrechenzeit mit fortschreitender Flugzeit auf Grund der kürzer werdenden verbleibenden Integrationszeit abnimmt. Bei Modell 2 ist diese Abnahme nahezu linear, bei Modell 1 treten Sprünge an den Stellen auf, an denen ein oder mehrere Steuerparameter inaktiv werden.

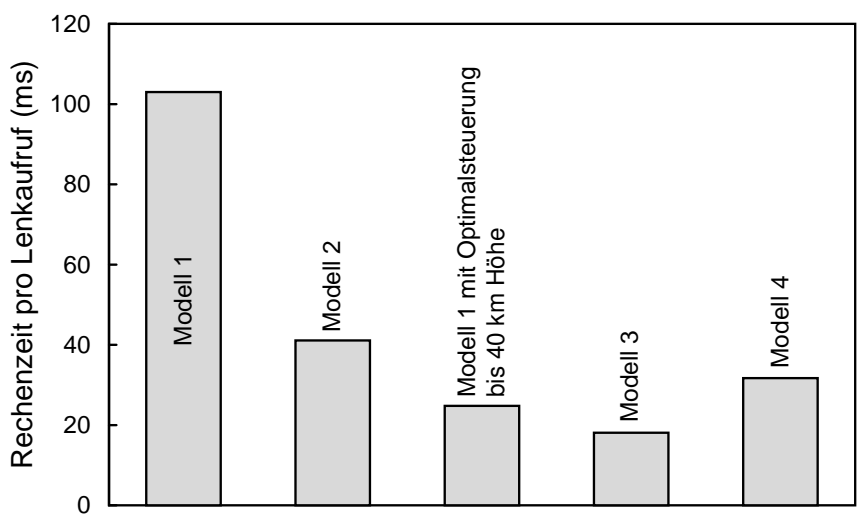


Abbildung 4.6: Bordrechenzeitbedarf der verschiedenen Steuermodelle für den ersten Lenkaufruf

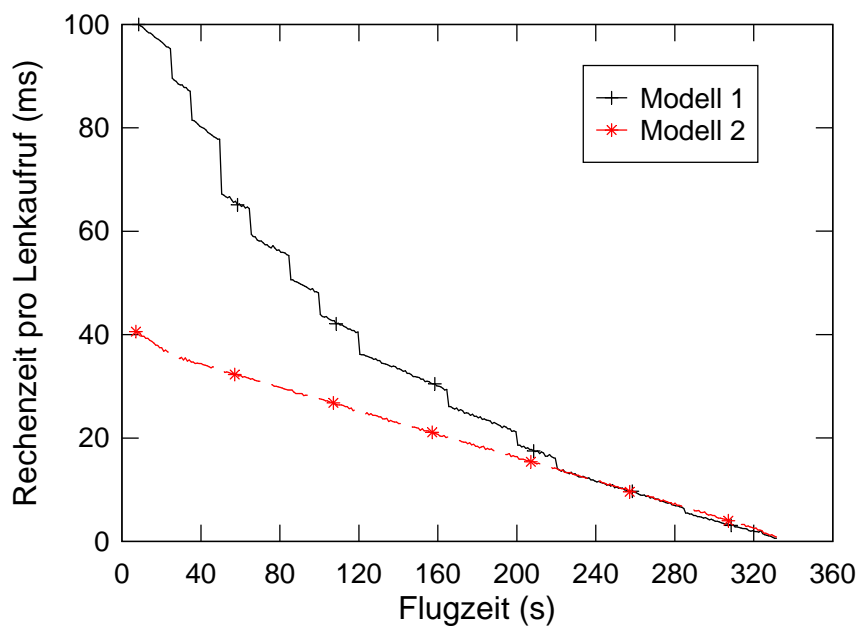


Abbildung 4.7: Bordrechenzeitbedarf in Abhängigkeit von der Flugzeit

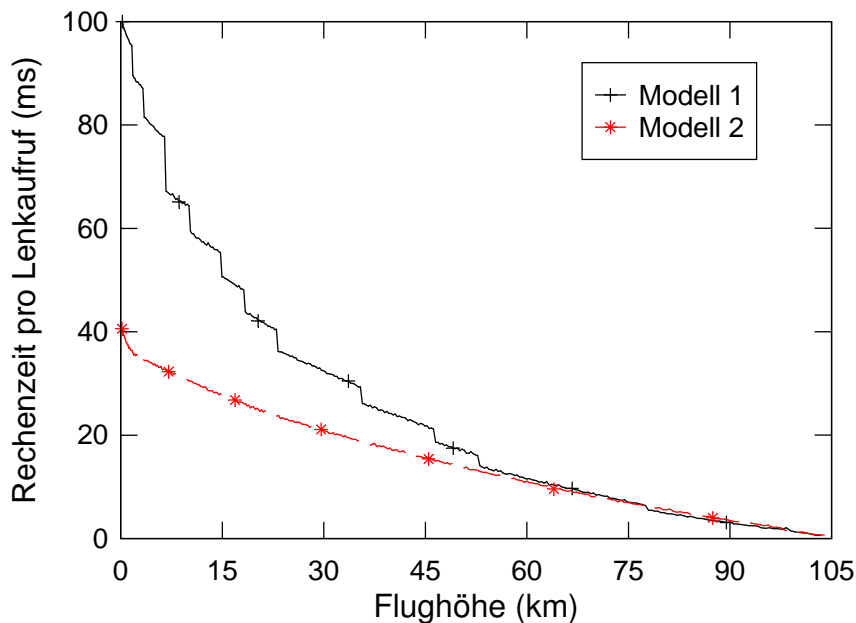


Abbildung 4.8: Bordrechenzeitbedarf in Abhängigkeit von der Flughöhe

In Abb. 4.8 ist die Rechenzeit pro Lenkaufwurf über die Flughöhe aufgetragen. Stehen beispielsweise 20 ms für einen Lenkaufwurf zur Verfügung, kann die Bi-Linear-Tangens-Steuerung bereits in 32,5 km Höhe eingeschaltet werden, die höher-parametrische Steuerung aber erst in 46,5 km. Stehen dagegen mehr als 100 ms zur Verfügung, kann von Flugbeginn an Modell 1 verwendet werden.

## 4.4 Robustheit gegenüber Schubeinbruch

Eine der wichtigsten und kritischsten Größen beim Aufstiegsflug eines Trägersystems ist der Schub. Deswegen ist von besonderem Interesse, inwieweit das Lenkkonzept in der Lage ist, einen Schubeinbruch zu kompensieren. Auch hier werden die Ergebnisse der verschiedenen Steuermodelle gegenübergestellt.

In dieser Untersuchung wird der spezifische Impuls der Triebwerke als konstant angenommen. Der Schubeinbruch ist also hier gleichbedeutend mit einer Reduktion des Massenstroms. Die beim Start zur Verfügung stehende Treibstoffmasse des Hoppers ist für alle vorgestellten Ergebnisse identisch. Der Schubeinbruch gilt als kompensiert, wenn das Lenkkonzept in der Lage ist, die Störung auszugleichen und die Brennschlussbedingungen mit der vorgegebenen Genauigkeit zu erreichen.

Abb. 4.9 zeigt den Schubeinbruch, der gerade noch von dem jeweiligen Steuermodell kompensiert werden kann, als Funktion des Zeitpunktes, zu dem er auftritt. Erwartungsgemäß kann ein später auftretender Schubeinbruch besser kompensiert werden als ein früher auftretender. Tritt der Schubeinbruch jedoch kurz vor dem nominalen Brennschluss auf, reicht die Zeit nicht mehr aus, einen großen Schubeinbruch zu kompensieren. So lässt sich das ausgeprägte Maximum bei ca. 220 s erklären. Man sieht, dass von Modell 3 größere Schubeinbrüche nur dann kompensiert werden können, wenn sie später auftreten. Im

Bereich zwischen 50 und 100 s kann nur ein Schubeinbruch kleiner als 7% kompensiert werden. Diese Schwäche lässt sich durch die bezüglich des Lenkverfahrens offene Steuerung im Anfangsbereich erklären. Die auftretenden Abweichungen von den nominalen Flugbedingungen werden nicht wie in den anderen Steuermodellen direkt kompensiert, sondern erst ab einer Flughöhe von 40 km. Ist der Schubeinbruch zu groß, sind die bis dahin akkumulierten Abweichungen von der nominalen Flugbahn so groß, dass sie nicht mehr kompensiert werden können. In Modell 3a wird die Bi-Linear-Tangens-Steuerung aktiviert, sobald ein Schubeinbruch auftritt. Dadurch kann auch im Anfangsbereich des Fluges ein größerer Schubeinbruch kompensiert werden. Modell 4 kann zwar prozentual den größten Schubeinbruch kompensieren, liefert aber dennoch stets die geringste Nutzlastmasse, wie Abb. 4.10 zeigt.

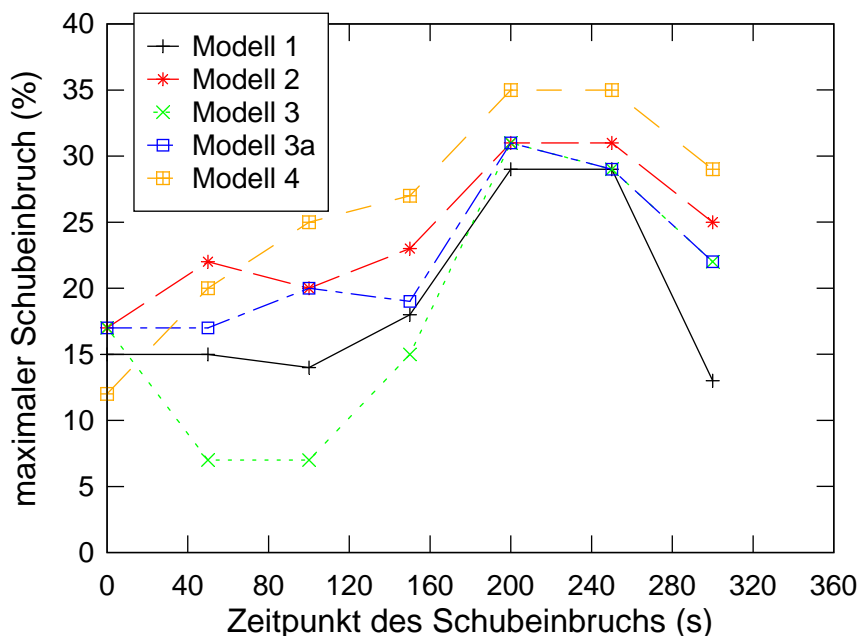


Abbildung 4.9: Maximal kompensierbarer Schubeinbruch

In Abb. 4.10 ist die Nutzlast im GTO über dem Zeitpunkt des Schubeinbruchs bei jeweils dem gerade noch kompensierbaren Schubeinbruch aufgetragen. Dem Diagramm ist zu entnehmen, dass der Schubeinbruch je nach Zeitpunkt seines Auftretens einen mehr oder weniger großen Einfluss auf die Nutzlast im Zielorbit hat. Der letzte Punkt bei ca. 330 s ist der Zeitpunkt, an dem die Triebwerke im Nominalfall abgeschaltet werden. Dieser Punkt repräsentiert also die Nutzlast unter nominalen Bedingungen ohne Schubeinbruch. Im Bereich zwischen 50 und 100 s liefert Modell 3 die größte Nutzlast, was aber damit zu begründen ist, dass nur ein kleiner Schubeinbruch kompensiert werden kann. Der Schubeinbruch ist bei den anderen Modellen in diesem Bereich deutlich größer.

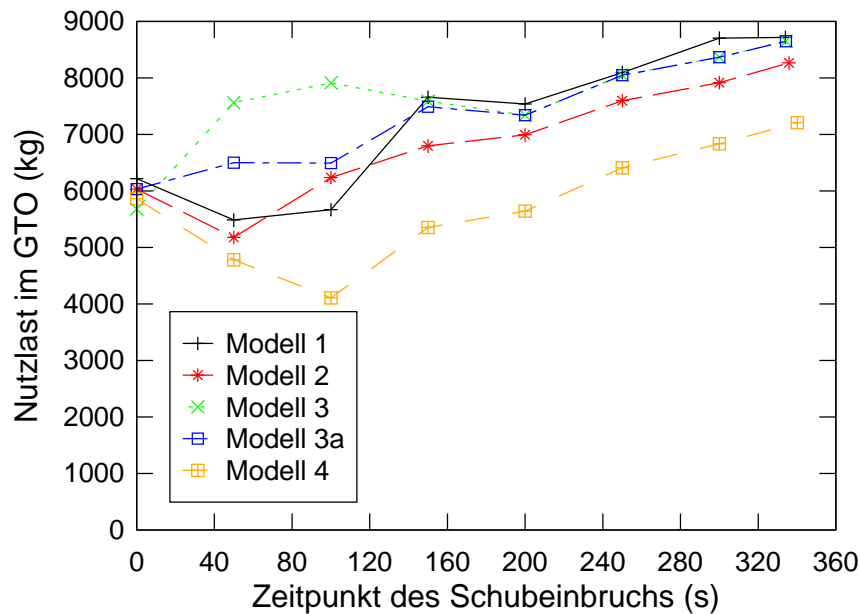


Abbildung 4.10: Nutzlast im GTO bei maximalem Schubeinbruch

Wegen der besseren Vergleichbarkeit werden in Abb. 4.11 exemplarisch die Ergebnisse für einen Schubeinbruch von 10% vorgestellt. Der Schub beträgt also ab dem Zeitpunkt des Auftretens des Schubeinbruchs nur noch 90% des Nominalschubes. Ein solcher Schubeinbruch kann von allen vorgestellten Steuermodellen kompensiert werden, nur bei Modell 3 muss wie oben beschrieben bei Auftreten des Schubeinbruchs die Bi-Linear-Tangens-Steuerung aktiviert werden (Modell 3a). Die Zielvorgaben werden mit der geforderten Genauigkeit erreicht.

Es zeigen sich wiederum die gleichen Tendenzen wie in den vorangegangenen Untersuchungen. Die Modelle 1 und 3 liefern näherungsweise die gleiche Nutzlast, Modell 2 etwas weniger, Modell 4 deutlich weniger. Nur wenn der Schubeinbruch bereits in den ersten 50 Sekunden auftritt, liefert Modell 2 ungefähr die gleichen Ergebnisse wie die Modelle 1 und 3. Wäre der Hopper also mit Triebwerken ausgestattet, die nur 90% des hier angenommenen Nominalschubes liefern, wäre der Unterschied zwischen den Modellen 1, 2 und 3 sehr gering. Die Sicherheitsreserven wären jedoch ebenfalls geringer.

Man sieht weiterhin, dass ein Schubeinbruch von 10%, der bei 300s auftritt, im Vergleich zum Nominalfall ohne Schubeinbruch keinen nennenswerten Einfluss auf die Nutzlast hat. Das ist darauf zurückzuführen, dass gegen Ende des Fluges die Beschleunigungsgrenze von  $4,15 g_0$  erreicht wird und die Triebwerke ohnehin bis auf 90% des Nominalschubes gedrosselt werden.

Die Konsequenz einer Forderung, dass der Lenkalgorithmus in der Lage sein muss, einen Schubeinbruch von 10% unter allen Umständen zu kompensieren, wäre ein Start mit ca. 15% weniger Nutzlast. Statt aber grundsätzlich bei jedem Start deutlich weniger Nutzlast in den Orbit zu bringen, als theoretisch möglich wäre, erscheint es sinnvoller, die Möglichkeit eines Missionsabbruchs wie sie in Kap. 6.4 vorgestellt wird, in Betracht zu ziehen.

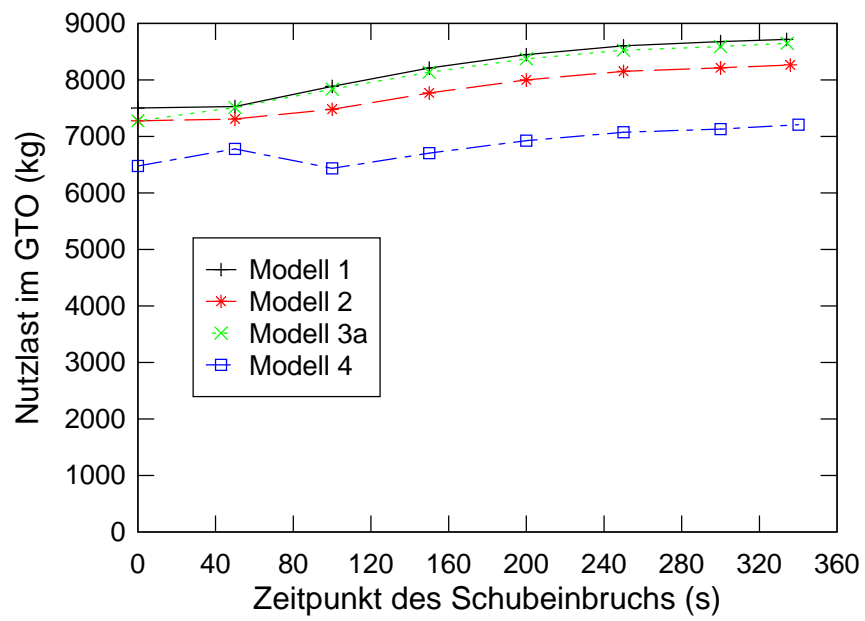


Abbildung 4.11: Nutzlast im GTO bei 10% Schubeinbruch



## 5 Flugbahnoptimierung der Gesamtmission

In diesem Kapitel werden die Untersuchungen auf die Gesamtmission ausgedehnt. Das Ziel der Flugbahnoptimierungen besteht darin, festzustellen, wie groß die Nutzlastkapazität des betrachteten Raumtransportsystems unter Berücksichtigung des Rückkehrfluges bei optimaler Steuerung ist und welche Parameter den größten Einfluss auf die Nutzlast haben. Dazu werden umfassende Sensitivitätsstudien durchgeführt. Diese Untersuchungen lassen Schlussfolgerungen zu, in welchen Bereichen des Raumtransportsystems Verbesserungen besonders lohnenswert sind. Die Ergebnisse der Optimierung dienen außerdem als Referenz zur Bewertung der Leistungsfähigkeit des Lenkverfahrens in Kap. 6.

### 5.1 Formulierung des Optimierungsproblems

Eine gute Formulierung des Optimierungsproblems ist Voraussetzung für ein optimales Ergebnis. Dazu zählt die Wahl der Optimierungsparameter ebenso wie die Definition der Restriktionen und der Zielfunktion. Die Optimierungsparameter bestehen aus Anstell- und Flugwindhängewinkelparametern, mit denen der Steuerverlauf abgebildet wird. Es können noch zusätzliche Optimierungsparameter definiert werden, wenn es weitere Steuermöglichkeiten, wie z.B. Schub – Drosselung und/oder Richtung – oder weitere Freiheitsgrade in der Optimierung gibt.

Die Restriktionen werden beispielsweise durch Flugbeschränkungen vorgegeben. Bei der Berücksichtigung im Optimierungsverfahren ist darauf zu achten, dass redundante bzw. voneinander abhängige Restriktionen vermieden werden, da ansonsten die Regularitätsbedingung verletzt wäre, und zwar an allen Punkten des zulässigen Bereiches, wo die kritische Menge der Restriktionen aktiv ist. Ferner ist darauf zu achten, dass stets mindestens ebenso viele Optimierungsparameter wie aktive Restriktionen definiert sind, damit das Optimierungsproblem überhaupt lösbar ist.

Für die Definition der Zielfunktion kommen je nach Fragestellung unterschiedliche Ansätze in Frage. Beispielsweise ist es möglich, den Betrag der Nutzlastmasse festzulegen und dann die Startmasse des Raumtransportsystems zu minimieren. Diese Vorgehensweise ist sinnvoll, wenn ein neues Raumtransportsystem für den Transport einer fest definierten Nutzlast konzipiert werden soll.

Im Falle des Hoppers gibt es zwar eine Mindestanforderung an die Nutzlast, die Systemmassen liegen jedoch schon größtenteils fest [65]. Nur für die Auslegung der Oberstufe gibt es noch einen größeren Auslegungsspielraum. Für ihre Strukturmasse ist lediglich das Massenmodell nach Gl. (3.9) vorgegeben, in das die benötigte Treibstoffmasse für die Oberstufe eingeht. Die Nutzlast im Zielorbit soll maximiert werden. Sie wird also hier als Zielfunktion definiert. Da die Nutzlastmasse und die Struktur- und Treibstoffmassen der Oberstufe optimiert werden müssen und damit nicht im Voraus bekannt sind, liegt auch die Startmasse des Raumtransportsystems vor der Optimierung noch nicht fest.

Daraus ergibt sich ein zusätzlicher Freiheitsgrad für die Optimierung. Die Startmasse des Raumtransportsystems ist also ein weiterer Optimierungsparameter. Bei diesem Optimierungsparameter ist darauf zu achten, dass er gewisse Grenzen nicht überschreitet, da ansonsten die Oberstufe zu groß werden könnte und nicht mehr in die Ladebucht des Hoppers passt. Dieses Problem tritt jedoch nur bei der Optimierung des Aufstiegsfluges ohne Berücksichtigung des Rückkehrzweigs auf, so dass hierfür die Startmasse mit ihrem Maximalwert fest vorgegeben wurde. Bei der Optimierung der Gesamtmission führt eine zu schwere Oberstufe zu einer geringeren Brennschlussgeschwindigkeit des Hoppers, was zu Lasten der Reichweite geht. Da aber das Erreichen des Landeortes eine zu erfüllende Randbedingung ist, existiert eine optimale Startmasse, die unterhalb der maximal zulässigen Startmasse liegt.

### 5.1.1 Randbedingungen und Restriktionen der Flugbahnoptimierung

Die Geschwindigkeit des Raumtransportsystems beträgt beim Verlassen des Startschlittens  $205\text{ m/s}$ , die Bahnneigung  $2,4^\circ$  und der Azimut  $45^\circ$ . Der Flug unterliegt einigen Beschränkungen, die durch mechanische und thermische Grenzen gegeben sind. Die nominale Zielbahn der hier betrachteten Referenzmission ist ein geostationärer Transferorbit (GTO) mit  $180\text{ km} \times 35\,920\text{ km}$  Höhe und  $7,3^\circ$  Inklination. Der Landeort ist Ascension Island. Die Bahnrechnungen enden in einem in [64] definierten TAEM-Interface (Terminal Area Energy Management), das in Flugrichtung ca.  $20\text{ km}$  hinter Ascension Island liegt. Dieses TAEM-Interface ist ein Zylinder mit einem Radius von  $20\text{ km}$  um den in Tab. 5.1 angegebenen Punkt. Der Grund dafür, den TAEM-Zylinder in Flugrichtung hinter Ascension Island zu positionieren, besteht laut [66] darin, dass die Landung in Ost-West-Richtung erfolgen soll. Es sollte jedoch genügen, das sogenannte Automatic Landing Interface (ALI), ab dem die automatische Landung beginnt, entsprechend zu positionieren und den TAEM-Zylinder so zu definieren, dass das ALI auf jeden Fall erreichbar ist. Das TAEM-Interface müsste demnach nicht in Flugrichtung hinter der Landebahn liegen, sondern könnte einige Kilometer in Richtung Kourou verlagert werden.

Der TAEM-Zylinder muss laut [64] in einer Höhe von mindestens  $15\text{ km}$  bei einer Machzahl von mindestens  $1,5$  erreicht werden. Die Vorgabe dieser Randbedingungen führt jedoch dazu, dass der Hopper im letzten Flugabschnitt in eine Art Sturzflug übergeht, um die geforderte Geschwindigkeit zu erreichen. Damit sind unnötig hohe Verluste verbunden. Außerdem nimmt die Bahnneigung beim Erreichen des TAEM-Zylinders betragsmäßig große, negative Werte an, so dass der Endanflug problematisch werden könnte. Um diese unnötigen Verluste und Probleme zu vermeiden, wird hier statt dessen eine Mindest-Bahnenergie vorgegeben, mit der der Hopper den TAEM-Zylinder erreichen muss. Diese Mindest-Bahnenergie entspricht genau der Summe aus kinetischer und potentieller Energie, die der Hopper bei der von [64] vorgegebenen Machzahl und Höhe hätte. Damit ist das Erreichen der Landebahn ebenfalls sichergestellt. Die Reichweite ausgehend vom TAEM-Zylinder ist bei dieser Wahl der Endbedingung sogar noch größer, weil die Bahnneigung nicht so einen extrem negativen Wert annimmt.

Die Start- und Zielbedingungen sind in Tab. 5.1, die Pfadbeschränkungen in Tab. 5.2 zusammengefasst. Die Werte in Klammern sind nur Anhaltswerte und können durch die Optimierung verändert werden.

		Hopper	Oberstufe
<b>Anfangsbedingungen:</b>			
Fahrzeugmasse	(kg)	(480 261)	(35 100)
Höhe (15 m über Grund)	(m)	26,7	(150 000)
Relativgeschwindigkeit	(m/s)	204,9	(4 960)
Bahnelevationswinkel	(°)	2,404	(0,0)
Azimut	(°)	45,0	(98)
geografische Breite	(°)	5,255 N	(3,88 N)
geografische Länge	(°)	52,799 W	(41,58 W)
Masse beim Wiedereintritt (Hopper nominal leer)	(kg)	60 237	
<b>Endbedingungen:</b>		TAEM Interface	
geografische Koordinaten	(°)	8,04 S; 14,21 W	
zulässige Abweichung	(km)	20	
Bahnenergie entsprechend:			
- Endhöhe	(km)	15	
- Endmachzahl		1,5	
<b>Landeort / Zielorbit:</b>		Ascension Island	GTO
geografische Koordinaten	(°)	7,9167 S; 14,333 W	
Höhe (Perigäum × Apogäum)	(km)		180 × 35 920
Inklination	(°)		7,3

Tabelle 5.1: Start- und Zielbedingungen der Hopper-Mission nach [64]

In [64] ist ferner eine Skipping-Beschränkung aufgeführt, die besagt, dass der Bahnneigungswinkel während des Rückkehrfluges nicht über  $1^\circ$  steigen darf. Diese Beschränkung rührt daher, dass konventionelle Lenkverfahren, die auf Bahnfolgereglern beruhen, prinzipiell Schwierigkeiten mit Skipping-Trajektorien haben. Da diese Beschränkung aber mit erheblichen Einbußen in der Reichweite verbunden ist und Skipping-Trajektorien für den in dieser Arbeit vorgestellten Lenkalgorithmus kein Problem sind, wird auf diese Einschränkung verzichtet. Für andere Problemstellungen wie beispielsweise dem Wiedereintritt mit hyperbolischer Geschwindigkeit, bei dem die Gefahr besteht, dass das Fahrzeug die Atmosphäre wieder verlässt, ist eine derartige Beschränkung durchaus sinnvoll, für die suborbitale Hopper-Mission besteht diese Gefahr jedoch nicht.

### 5.1.2 Zielfunktion der Flugbahnoptimierung

Die Zielfunktion der Flugbahnoptimierung ist die mit einem negativen Vorzeichen versehene Nutzlast im GTO. Der Flug der Oberstufe kann in guter Näherung analytisch

Flugphase	Aufstieg	Wiedereintritt
Anstellwinkel	$\alpha < 15^\circ$ $h < 70 \text{ km}: \alpha > 3^\circ$	$Ma > 8: \alpha > 16^\circ$
dynamischer Druck	$\leq 40 \text{ kPa}$	$\leq 40 \text{ kPa}$
Auftrieb	$\leq 6\,600 \text{ kN}$	
Schubbeschleunigung	$\leq 4, 15 g_0$	
Lastvielfaches	$\leq 1, 5$	$\leq 4, 5$
Wärmestrom im Staupunkt		$\leq 450 \text{ kW/m}^2$
integrale Wärmelast im Staupunkt		$\leq 150 \text{ MJ/m}^2$
Inklination im Kulminationspunkt	$7,2^\circ - 8,2^\circ$	
Dauer des Freiflugbogens mit $\dot{Q}_{\text{FMHR}} < 1\,340 \text{ W/m}^2$		$\geq 180 \text{ s}$

Tabelle 5.2: Beschränkungen der Hopper-Mission [64]

berechnet werden, da die aerodynamischen Kräfte vernachlässigbar klein sind. Das hat für die Optimierungsrechnungen eine erhebliche Zeitersparnis zur Folge.

Während in Kap. 3 für die Berechnung der Nutzlast vereinfachend angenommen wurde, dass die Höhe des Scheitelpunktes der Hopper-Flugbahn gleich dem Perigäum des GTO ist, wird hier eine genauere Berechnung durchgeführt. Da sich der Scheitelpunkt der Hopper-Flugbahn mit ca. 140 km Höhe deutlich unter dem Perigäum des GTO befindet, sind, wie in Abb. 5.1 dargestellt, zwei Manöver für den Einschuss in den GTO nötig. Im ersten Manöver beschleunigt die Oberstufe im Scheitelpunkt der Hopper-Flugbahn derart, dass sie sich zunächst in einem Übergangorbit mit dem Perigäum in der Höhe des Scheitelpunktes der Hopper-Flugbahn und dem Apogäum in der Höhe des Perigäums des GTO befindet. Im Apogäum des Übergangorbits wird erneut beschleunigt, so dass der GTO erreicht wird. Wenn der Hopper nicht in der Zielbahnebene aufsteigt, ist zudem eine Inklinationsänderung durch die Oberstufe erforderlich, die auf die beiden Manöver aufgeteilt wird. Diese Vorgehensweise unterscheidet sich deutlich von derjenigen bei konventionellen Raketenstarts, beispielsweise der Ariane 5. Dort wird die Oberstufe in der Regel nur einmal gezündet und schießt die Nutzlast direkt in den Zielorbit ein, wobei der Einschuss nicht im Perigäum des GTO, sondern bei einer Bahnneigung von rund  $10^\circ$  erfolgt. Der Nutzlastgewinn durch die vorgeschlagene zweifache Zündung der Oberstufe beim Hopper überwiegt jedoch den zusätzlichen Aufwand, der mit der Mehrfachzündfähigkeit des Oberstufentriebwerks verbunden ist.

Die Berechnung der Nutzlast im Zielorbit erfolgt analog zur Vorgehensweise in Kap. 3.1, nur der Antriebsbedarf  $\Delta v$  der Oberstufe wird neu berechnet. Im ersten Manöver muss auf die Geschwindigkeit  $v_{P1}$  im Perigäum des Übergangorbits beschleunigt werden. Diese beträgt nach der Vis-Viva-Gleichung

$$v_{P1} = \sqrt{\mu_E \left( \frac{2}{r_S} - \frac{2}{r_S + r_{P,GTO}} \right)} \quad (5.1)$$

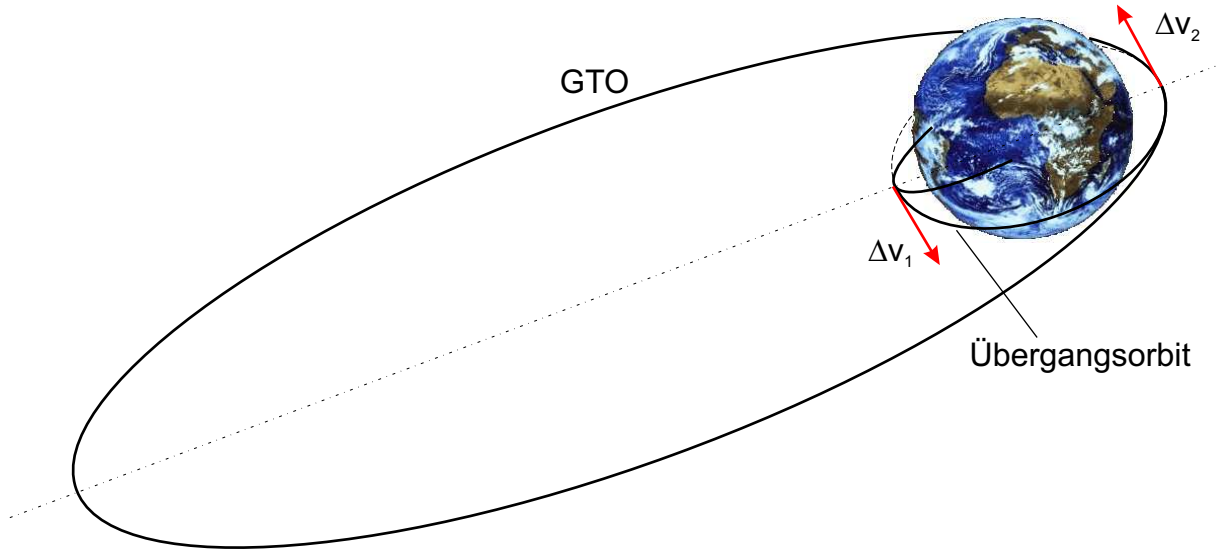


Abbildung 5.1: Manöver der Oberstufe

mit dem Gravitationsparameter  $\mu_E$ , dem Bahnradius  $r_S$  im Scheitelpunkt der Hopper-Flugbahn und dem Bahnradius  $r_{P,GTO}$  im Perigäum des GTO. Für die erste Geschwindigkeitsänderung ergibt sich unter Berücksichtigung der ersten Inklinationsänderung  $\Delta i_1$ :

$$\Delta v_1 = \sqrt{v_{P1}^2 + v_{S,i}^2 - 2v_{P1}v_{S,i} \cos \Delta i_1} \quad (5.2)$$

wobei  $v_{S,i}$  die Geschwindigkeit im Scheitelpunkt der Hopperflugbahn im Inertialsystem ist. Nach diesem Manöver befindet sich die Oberstufe in einem Orbit, dessen Perigäum in der Höhe des Scheitelpunkts der Hopper-Flugbahn und dessen Apogäum in der Höhe des Perigäums des GTO liegt. Im Apogäum dieses Orbits erfolgt das zweite Manöver zum Einschuss in den GTO. Zu Beginn des Manövers beträgt die Geschwindigkeit

$$v_{A1} = \sqrt{\mu_E \left( \frac{2}{r_{P,GTO}} - \frac{2}{r_S + r_{P,GTO}} \right)} \quad (5.3)$$

Die geforderte Geschwindigkeit im Perigäum des GTO beträgt nach der Vis-Viva-Gleichung

$$v_{P,GTO} = \sqrt{\mu_E \left( \frac{2}{r_{P,GTO}} - \frac{2}{r_{A,GTO} + r_{P,GTO}} \right)} \quad (5.4)$$

wobei  $r_{A,GTO}$  der Bahnradius im Apogäum des GTO ist. Der Antriebsbedarf für das zweite Manöver beträgt also unter Berücksichtigung des zweiten Teils der Inklinationsänderung

$$\Delta v_2 = \sqrt{v_{A1}^2 + v_{P,GTO}^2 - 2v_{A1}v_{P,GTO} \cos \Delta i_2} \quad (5.5)$$

Der gesamte Antriebsbedarf beträgt demnach

$$\Delta v = \Delta v_1 + \Delta v_2 \quad (5.6)$$

Die optimale Aufteilung der Inklinationsänderung  $\Delta i_{\text{HUS}}$  durch die Oberstufe auf die beiden Teile  $\Delta i_1$  und  $\Delta i_2$  lässt sich ebenfalls näherungsweise analytisch bestimmen. In Gl. (5.5) kann man  $\Delta i_2$  durch  $\Delta i_{\text{HUS}} - \Delta i_1$  ersetzen, so dass nur eine unabhängige Variable  $\Delta i_1$  übrig bleibt. Für eine optimale Aufteilung der Inklinationsänderung auf die beiden Teilmanöver ist der Antriebsbedarf zu minimieren, daher gilt:

$$\frac{\partial \Delta v}{\partial \Delta i_1} = \frac{\partial \Delta v_1}{\partial \Delta i_1} + \frac{\partial \Delta v_2}{\partial \Delta i_1} \stackrel{!}{=} 0 \quad (5.7)$$

Nach Taylorreihenentwicklung und Vernachlässigung der Terme höherer Ordnung erhält man schließlich

$$\left. \frac{\Delta i_1}{\Delta i_{\text{HUS}}} \right|_{\text{opt}} = \left( 1 + \frac{c_1}{c_2} \right)^{-1} \quad (5.8)$$

$$\left. \frac{\Delta i_2}{\Delta i_{\text{HUS}}} \right|_{\text{opt}} = \left( \frac{c_2}{c_1} + 1 \right)^{-1} \quad (5.9)$$

mit den Abkürzungen

$$c_1 = \frac{v_{P1} \cdot v_{S,i}}{v_{P1} - v_{S,i}} \quad \text{und} \quad c_2 = \frac{v_{P,GTO} \cdot v_{A1}}{v_{P,GTO} - v_{A1}} \quad (5.10)$$

Mit den so ermittelten Inklinationsänderungen lässt sich mit den Gleichungen 5.2, 5.5 und 5.6 der Antriebsbedarf  $\Delta v$  ermitteln. Die Nutzlast wird mit Gl. (3.11) berechnet.

Bei exakter Rechnung ist die optimale Aufteilung der Inklinationsänderung auf die beiden Teilmanöver noch leicht von der gesamten Inklinationsänderung abhängig. Der Unterschied zwischen der exakten Lösung, die man beispielsweise durch ein Newton-Verfahren erhält, und der hier vorgestellten Näherung ist jedoch klein. Bei einer zu erwartenden gesamten Inklinationsänderung durch die Oberstufe von ca.  $10^\circ$  beträgt der Verlust an Nutzlast, den man durch die nicht ganz optimale Aufteilung der Inklinationsänderung in Kauf nimmt, nur ca. 0,0009%. Selbst bei einer Inklinationsänderung von  $20^\circ$  betrüge der Verlust an Nutzlast nur ca. 0,04%, was bei einer nominalen Nutzlast von 7500 kg lediglich 3 kg entspricht. Die Näherung ist für den in Frage kommenden Bereich der Inklinationsänderung also auf jeden Fall genau genug, so dass diese analytische Lösung für die Berechnung der Nutzlast im Zielorbit verwendet werden kann.

### 5.1.3 Steuermodelle für die Gesamtmission

Die Diskretisierung der Steuerverläufe während des angetriebenen Aufstiegsfluges wird aus Kap. 3 übernommen. Der Anstellwinkelverlauf wird mit elf, der Flugwindhängewinkelverlauf mit fünf Stützstellen über der Zeit parametrisiert. Während die Dauer des Aufstiegsfluges im Wesentlichen durch die zur Verfügung stehende Treibstoffmenge und den Massenstrom der Triebwerke bestimmt wird, hängt die Dauer des Rückkehrfluges vom Zustand im Scheitelpunkt der Flugbahn und vom Steuerverlauf während des Rückkehrfluges ab. Da die Dauer des Rückkehrfluges erheblich schwanken kann, ist es günstiger, den Steuerverlauf für den Rückkehrflug nicht über die Flugzeit sondern über eine dem Problem besser entsprechende unabhängige Variable zu parametrisieren. Auch die Definition

relativer Stützzeiten  $\tau_i = t_i/t_{\text{ges}}$ , wobei die Gesamtflugzeit  $t_{\text{ges}}$  als zusätzlicher Optimierungsparameter aufgefasst wird, brachte nicht den gewünschten Erfolg. In [19] wird der Steuerverlauf beim Wiedereintritt in Abhängigkeit von der Geschwindigkeit kommandiert. Diese Vorgehensweise ist für den Hopper nicht praktikabel, da die Geschwindigkeit beim Hopper ausgehend vom Scheitelpunkt zunächst zunimmt. Damit würde dem Steuerverlauf eine nicht gewünschte Symmetrie aufgezwungen. Auch die Definition der normierten spezifischen Gesamtenergie der Bahn nach [47], bei der die Bahnenergie auf Werte zwischen Eins in der Umlaufbahn und Null am Boden normiert wird, ist für den Hopper auf Grund seiner suborbitalen Geschwindigkeit nicht sinnvoll. Statt dessen wird für die Parametrisierung der Steuerverläufe während des Rückkehrfluges der folgende Ansatz für die normierte spezifische Bahnenergie gewählt.

Die massenspezifische Bahnenergie  $\varepsilon$  setzt sich aus einem kinetischen und einem potentiellen Anteil zusammen:

$$\varepsilon = \varepsilon_{\text{kin}} + \varepsilon_{\text{pot}} \quad (5.11)$$

mit

$$\varepsilon_{\text{kin}} = \frac{1}{2}v^2 \quad (5.12)$$

Die massenspezifische potentielle Energie wird hier nicht wie sonst in der Raumfahrt üblich durch  $\varepsilon_{\text{pot}} = -\mu_E/r$  berechnet, sondern durch Addition einer Konstanten so bestimmt, dass sie am Boden gleich Null ist. Damit ergibt sich für die massenspezifische potentielle Energie in der Flughöhe  $h$ :

$$\varepsilon_{\text{pot}} = \frac{\mu_E}{R_E} - \frac{\mu_E}{R_E + h} \quad (5.13)$$

$R_E$  ist der mittlere Erdradius. Diese Formulierung hat den Vorteil, dass die Bahnenergie bei der Landung gleich Null wird. Mit der Bahnenergie im Scheitelpunkt der Flugbahn  $\varepsilon_S$  lässt sich die Bahnenergie während des Rückkehrfluges auf Werte zwischen 0 und 1 normieren:

$$\varepsilon_{\text{norm}} = \frac{\varepsilon}{\varepsilon_S} \quad (5.14)$$

Da der Hopper beim Rückkehrflug nicht angetrieben wird, ist die normierte Bahnenergie  $\varepsilon_{\text{norm}}$  während des Rückkehrfluges eine streng monoton fallende Funktion der Flugzeit. Der Anfangs- und der Endwert der normierten Bahnenergie sind bekannt (1 und 0), unabhängig vom Steuerverlauf und durch die Normierung auch unabhängig vom Aufstiegsflug. Daher ist die so definierte normierte Bahnenergie für die Parametrisierung des Steuerverlaufes beim Rückkehrflug bestens geeignet.

## 5.2 Exemplarischer Flugverlauf

Die Verläufe der spezifischen Bahnenergie und der normierten Bahnenergie sind in Abb. 5.2 dargestellt. Abb. 5.2 zeigt ferner den Flugverlauf unter nominalen Bedingungen. Der Hopper startet mit einem Azimut von  $45^\circ$ , fliegt dann eine Kurve in Richtung der Bahnebene,

in der die Oberstufe ausgesetzt wird. Der Brennschluss der Hopper-Triebwerke wird nach ca. 335 s erreicht, gut zu erkennen an den Verläufen der Geschwindigkeit und der Bahnenergie, die bis zum Brennschluss stark zunehmen. Nach dem Aussetzen der Oberstufe im Scheitelpunkt der Flugbahn steuert der Hopper in einem leichten Bogen auf den Landeort Ascension Island zu. Stellt man den Verlauf der Flughöhe über die Geschwindigkeit dar, sieht man deutlich, wie zu Beginn des Fluges die Staudruckgrenze kurz erreicht wird und während des Rückkehrfluges die Wärmestromgrenze. Die eingetragenen Grenzen lassen sich mit einfachen Modellen analytisch bestimmen. Für den Staudruck und den Wärmestrom gelten

$$q_{\infty} = \frac{1}{2} \rho v^2 \quad (5.15)$$

$$\dot{Q} = c \cdot \sqrt{\frac{\rho}{R_N}} \cdot v^n \quad (\text{W/m}^2) \quad (5.16)$$

mit  $c = 0,0001825$ ,  $n = 3$  und dem Nasenradius  $R_N = 1 \text{ m}$  [64]. Nimmt man ein einfaches exponentielles Dichtemodell für die Atmosphäre an, gilt

$$\rho = \rho_0 \cdot e^{-\frac{h}{h_0}} \quad (5.17)$$

mit der Referenzdichte  $\rho_0 = 1,752 \text{ kg/m}^3$  und der Referenzhöhe  $h_0 = 6700 \text{ m}$ . Damit ergeben sich folgende Gleichungen für die Staudruck- und die Wärmestromgrenze im in Abb. 5.2 unten rechts dargestellten Höhen-Geschwindigkeitsdiagramm :

$$h_{q_{\infty}} = h_0 \cdot \ln \frac{\rho_0 \cdot v^2}{2 \cdot q_{\infty, \text{zul}}} \quad (5.18)$$

$$h_{\dot{Q}} = h_0 \cdot \ln \frac{c^2 \cdot \rho_0 \cdot v^{2n}}{R_N \cdot \dot{Q}_{\text{zul}}^2} \quad (5.19)$$

Die Höhe, die sich durch diese Gleichungen ergibt, darf bei der jeweiligen Geschwindigkeit nicht unterschritten werden, da sonst die jeweilige Restriktion verletzt würde. Löst man diese Gleichungen nach der Geschwindigkeit auf, erhält man die maximal zulässige Geschwindigkeit als Funktion der Flughöhe. In Abb. 5.2 sieht es so aus, als wäre der Staudruck zu Beginn des Fluges leicht überschritten. Das ist jedoch nicht der Fall, wie man Abb. 5.4 entnehmen kann. Der Grund liegt im Dichtemodell, das in die Berechnung der Grenzen eingeht. Die Konstanten sind so gewählt, dass der Dichteverlauf während der heißen Phase des Wiedereintritts gut mit dem tatsächlichen Dichteverlauf übereinstimmt. Dadurch ergeben sich größere Abweichungen in Bodennähe, wodurch es scheinbar zu Staudruckverletzungen kommt (vgl. die relativ hohe Dichte  $\rho_0$  in Gl. (5.17)).

In Abb. 5.3 ist links der Steuerverlauf über der Flugzeit dargestellt. Der Flugwindhängewinkelverlauf zeigt, dass der Hopper direkt zu Beginn des Fluges eine Kurve fliegt. Anschließend werden bis zum Aussetzen der Oberstufe im Scheitelpunkt der Flugbahn nur noch kleine Flugwindhängewinkel kommandiert. In Abb. 5.3 ist rechts der Steuerverlauf über die normierte Bahnenergie für den Rückkehrflug dargestellt. Hier zeigt sich ein weiterer Vorteil dieser Art der Parametrisierung. Der Bereich, in dem der Anstellwinkel von ca.  $40^\circ$  auf  $16^\circ$  zurückgenommen wird, wird durch die Parametrisierung über die normierte Bahnenergie deutlich besser aufgelöst, als es mit der gleichen Anzahl an Stützstellen



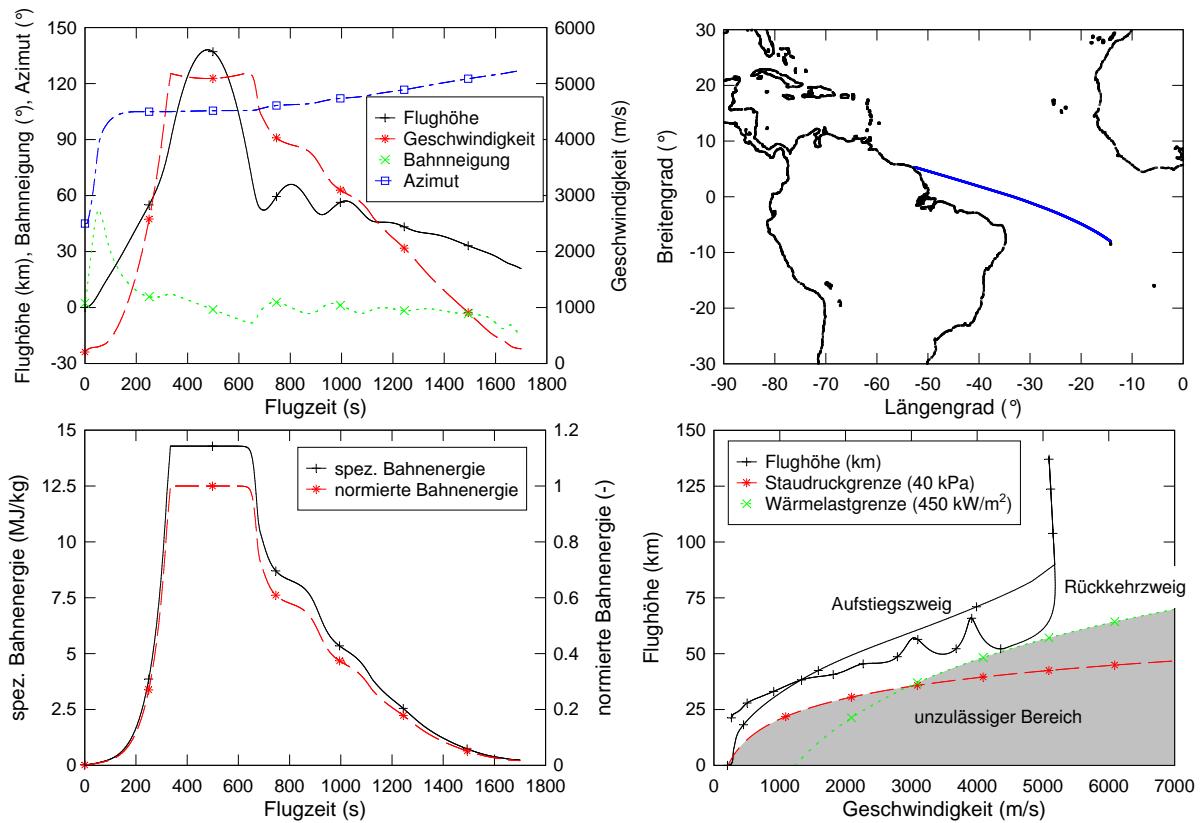


Abbildung 5.2: Exemplarischer Flugverlauf

über die Zeit möglich wäre. Der Zeitpunkt dieses Manövers hängt stark vom Steuerverlauf während der angetriebenen Flugphase ab, was eine feine Diskretisierung des Steuerverlaufes während des Rückkehrfluges über einen weiten Bereich erforderlich machen würde. Die normierte Bahnenergie zum Zeitpunkt dieses Manövers ist dagegen nahezu unabhängig vom Steuerverlauf während des Aufstiegsfluges, wodurch eine Parametrisierung mit nur wenigen Stützstellen möglich wird. Gerade dieser Bereich ist besonders kritisch, da hier der maximale Wärmestrom auftritt (vgl. Abb. 5.4). Ein zu frühes Reduzieren des Anstellwinkels führt zu einem zu großen Wärmestrom, während ein zu spätes Reduzieren des Anstellwinkels zu einer schnellen Abnahme der Bahnenergie führt, was mit großen Verlusten in der Reichweite verbunden ist, so dass das Erreichen des Landeortes kritisch wird.

Beim Wiedereintritt von Raumfahrzeugen, die aus einem Erdorbit kommen, wird gewöhnlich ein sehr großer Flugwindhängewinkel, z.B.  $|\mu| > 30^\circ$ , kommandiert. Ein Grund für diese Vorgehensweise besteht in der sich so ergebenden Möglichkeit, über die Zurücknahme des Flugwindhängewinkels die Sinkgeschwindigkeit und damit auch den Wärmestrom zu kontrollieren. Beim Hopper ist die zulässige Wärmestromgrenze jedoch so niedrig angesetzt, dass ein Flug mit einem so großen Flugwindhängewinkel während der heißen Phase unweigerlich zu erheblichen Wärmestromüberschreitungen führen würde. Außerdem wäre der Landeort auf Grund der Reichweiteneinbußen nicht mehr erreichbar.

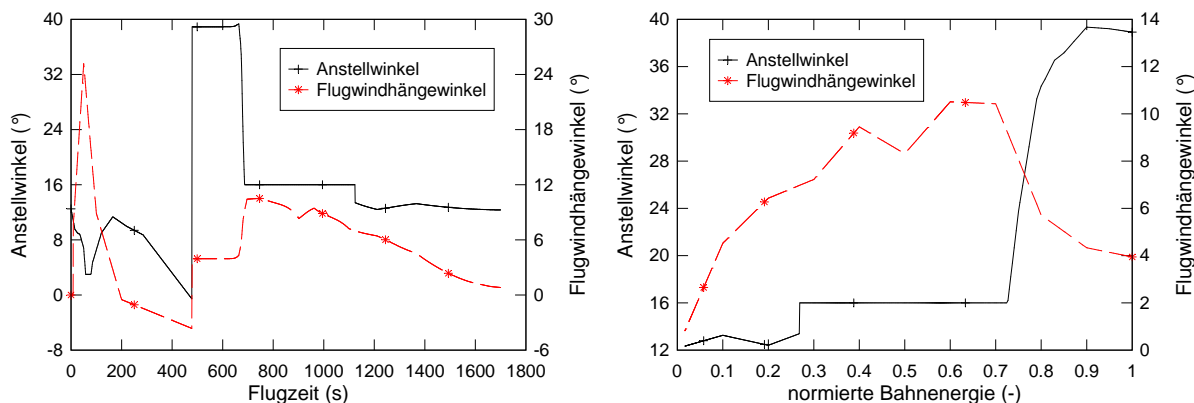


Abbildung 5.3: Exemplarischer Steuerverlauf

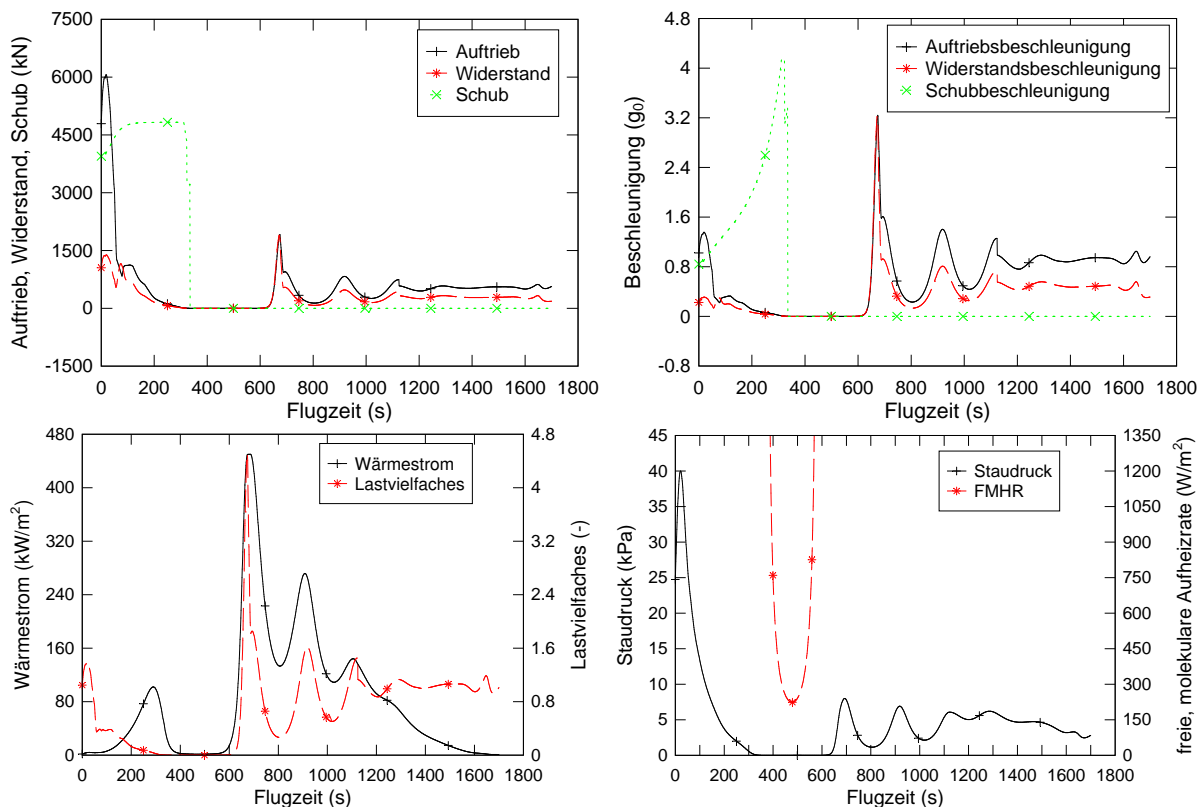


Abbildung 5.4: Typische Fluglasten

Um die Anzahl notwendiger Steuerparameter zu reduzieren, können Regler definiert werden, die für die Einhaltung der Lastgrenzen sorgen. Für das Lastvielfache wird eine zu der in Kap. 4 für die Auftriebsbegrenzung analoge Vorgehensweise angewendet. Der Algorithmus wird jedoch auf die gesamten aerodynamischen Kräfte, also die vektorielle Addition von Auftrieb und Widerstand, erweitert. Das Lastvielfache ist definiert als

$$n_{\text{last}} = \frac{F_{\text{Aer}}}{m \cdot g_0} \tag{5.20}$$

mit der Erdbeschleunigung am Boden  $g_0$ . Die aerodynamischen Kräfte ergeben sich aus der vektoriellen Addition von Auftrieb und Widerstand zu

$$F_{\text{Aer}} = \sqrt{A^2 + W^2} = \frac{1}{2}\rho v^2 S_{\text{ref}} \cdot \sqrt{C_A^2 + C_W^2} \quad (5.21)$$

Für die Ableitung der aerodynamischen Kräfte nach dem Anstellwinkel gilt

$$\frac{\partial F_{\text{Aer}}}{\partial \alpha} = \frac{1}{2}\rho v^2 S_{\text{ref}} \cdot \frac{C_A \cdot \frac{\partial C_A}{\partial \alpha} + C_W \cdot \frac{\partial C_W}{\partial \alpha}}{\sqrt{C_A^2 + C_W^2}} \quad (5.22)$$

Die vektorielle Addition des Auftriebs- und des Widerstandsbeiwertes lässt sich zusammenfassen zu

$$C_{\text{Aer}} = \sqrt{C_A^2 + C_W^2} \quad (5.23)$$

Der zulässige Wert für  $C_{\text{Aer}}$  beträgt dann

$$C_{\text{Aer,zul}} = \frac{n_{\text{last,zul}} \cdot m \cdot g_0}{\frac{1}{2}\rho v^2 S_{\text{ref}}} \quad (5.24)$$

Sind die aerodynamischen Kräfte um den Betrag  $\Delta F_{\text{Aer}}$  zu groß, muss der Anstellwinkel um  $\Delta\alpha$  reduziert werden, wobei sich  $\Delta\alpha$  nach Gl. (5.25) berechnen lässt. Dazu müssen die Ableitungen des Auftriebs- und des Widerstandsbeiwertes nach dem Anstellwinkel bekannt sein. Diese werden dem Aerodynamikmodell entnommen. Mit dem aktuellen Staudruck, der aktuellen Flugkörpermasse und den Daten aus dem Aerodynamikmodell lässt sich der Anstellwinkel iterativ so einstellen, dass das zulässige Lastvielfache genau eingehalten wird.

$$\Delta\alpha = \frac{\Delta F_{\text{Aer}}}{\frac{\partial F_{\text{Aer}}}{\partial \alpha}} = \frac{C_{\text{Aer}}^2 - C_{\text{Aer,zul}} \cdot C_{\text{Aer}}}{C_A \cdot \frac{\partial C_A}{\partial \alpha} + C_W \cdot \frac{\partial C_W}{\partial \alpha}} \quad (5.25)$$

Für das Einhalten des zulässigen Wärmestroms wird in [24] der Flugwindhängewinkel so kommandiert, dass das Fahrzeug an der Wärmestromgrenze entlang fliegt. Die gleiche Vorgehensweise findet beim Rückkehrflug des Space Shuttles Anwendung. Das Prinzip dieser Vorgehensweise besteht darin, den Flugwindhängewinkel, falls nötig, soweit zu verringern, bis die vertikale Komponente des Auftriebs ausreicht, das Fahrzeug in ausreichender Höhe zu halten, so dass die Wärmestromgrenze eingehalten wird. Diese Vorgehensweise ist beim Hopper nicht ohne weiteres anwendbar, da der Hopper während der heißen Phase im Nominalfall mit einem sehr kleinen Flugwindhängewinkel fliegt, damit er den Landeort erreichen kann. Für die Einhaltung der Wärmestromgrenze ist beim Hopper entscheidend, dass er lange genug mit einem ausreichend großen Anstellwinkel fliegt. Eine entsprechende Anstellwinkelsteuerung lässt sich folgendermaßen herleiten:

Für den Wärmestrom gilt Gl. (5.16). Ist der zulässige Wärmestrom erreicht und soll nicht weiter steigen, muss gelten

$$\ddot{Q} = \dot{Q} \cdot \left( \frac{n\dot{v}}{v} + \frac{\dot{\rho}}{2\rho} \right) \stackrel{!}{=} 0 \quad (5.26)$$

Für  $\dot{v}$  gilt während des nicht angetriebenen Fluges

$$\dot{v} = -g \sin \gamma - \frac{W}{m} + r \cdot \omega_E^2 \cdot \cos^2 \delta \cdot (\sin \gamma - \cos \chi \cdot \tan \delta \cdot \cos \gamma) \quad (5.27)$$

mit der Widerstandskraft

$$W = \frac{1}{2} \rho v^2 C_W S_{\text{ref}} \quad (5.28)$$

Für die zeitliche Änderung der Dichte gilt

$$\dot{\rho} = \frac{\partial \rho}{\partial h} \cdot \frac{\partial h}{\partial t} = \frac{\partial \rho}{\partial h} \cdot \dot{r} = \frac{\partial \rho}{\partial h} \cdot v \cdot \sin \gamma \quad (5.29)$$

Setzt man wiederum das exponentielle Dichtemodell nach Gl. (5.17) an, gilt für die Ableitung der Dichte nach der Höhe

$$\frac{\partial \rho}{\partial h} = -\frac{\rho_0}{h_0} \cdot e^{-\frac{h}{h_0}} \quad (5.30)$$

Damit erhält man

$$\frac{\dot{\rho}}{\rho} = -\frac{\dot{h}}{h_0} = -\frac{v \sin \gamma}{h_0} \quad (5.31)$$

Somit sind alle Größen in Gl. (5.26) bekannt. Damit sie erfüllt ist, muss für den Widerstandsbeiwert  $C_W$  gelten:

$$C_{W,\text{soll}} = \frac{2m}{\rho v^2 S_{\text{ref}}} \cdot \left( r \cdot \omega_E^2 \cos^2 \delta \cdot (\sin \gamma - \cos \chi \cdot \tan \delta \cdot \cos \gamma) - g \sin \gamma - \frac{v^2 \sin \gamma}{2nh_0} \right) \quad (5.32)$$

Ist der aktuelle Widerstandsbeiwert um den Betrag  $\Delta C_W$  zu klein, muss der Anstellwinkel um  $\Delta \alpha$  nach Gl. (5.33) erhöht werden,

$$\Delta \alpha = \frac{\Delta C_W}{\frac{\partial C_W}{\partial \alpha}} \quad (5.33)$$

wobei die Ableitung des Widerstandsbeiwertes nach dem Anstellwinkel wiederum über das Aerodynamik-Modell bestimmt wird. Mit dieser Anstellwinkelsteuerung wird erreicht, dass der Wärmestrom bei seinem zulässigen Wert bleibt und nicht weiter ansteigt. Diese Vorgehensweise stößt an ihre Grenze, wenn der Widerstandsbeiwert nicht weiter erhöht werden kann, weil der Anstellwinkel beispielsweise an seinem zulässigen Maximalwert angekommen ist. Um sicherzustellen, dass nicht länger als nötig an der Wärmestromgrenze entlang geflogen wird, wird diese Vorgehensweise nur angewendet, solange der Anstellwinkel erhöht werden muss, um die Wärmestromgrenze einzuhalten. Es wäre auch möglich, einen Regler zur Einhaltung der Wärmestromgrenze einzusetzen analog zur Vorgehensweise in [24]. Beim Hopper ist dies jedoch nicht erforderlich, da beim Wiedereintritt des Hoppers nur eine kurze Wärmestromspitze auftritt und nicht wie bei der X-38 über einen längeren Zeitraum an der Wärmestromgrenze entlang geflogen wird.

Üblicherweise treten beim Wiedereintritt von Raumfahrzeugen die Wärmestromspitzen vor den maximalen Verzögerungslasten auf. Beim Hopper treten jedoch beide Lastspitzen fast gleichzeitig auf, wie Abb. 5.4 zu entnehmen ist. Dies führt zu Problemen, wenn beide Restriktionen durch die oben beschriebene Vorgehensweise eingehalten werden sollen. Zum Einhalten der Wärmestromgrenze müsste der Anstellwinkel erhöht werden, zum Einhalten des zulässigen Lastvielfachen wäre dagegen eine Reduktion des Anstellwinkels erforderlich. Daher ist es beim Hopper nicht sinnvoll, beide Regler zu implementieren. Stattdessen wird der zulässige Wärmestrom als Restriktion beibehalten, die durch die Flugbahnoptimierung zu erfüllen ist. Das Lastvielfache wird dagegen über die oben beschriebene Vorgehensweise nach Gl. (5.25) eingehalten, so dass diese Restriktion für die Flugbahnoptimierung wegfällt. Der linearen Interpolation des Anstellwinkelverlaufs wird also, falls nötig, das entsprechende Kommando zum Einhalten des Lastvielfachen überlagert. Es wäre auch möglich, beide Lastgrenzen als Restriktionen für die Optimierung zu definieren. Das würde jedoch zu einer höheren Anzahl an Steuerparametern führen, da dann die Bereiche, in denen die Lastspitzen auftreten, besser aufgelöst werden müssten. Außerdem ist die Vorgehensweise zur Einhaltung des Lastvielfachen im Gegensatz zum Wärmelastregler direkt ohne Anpassungsarbeiten auf andere Fahrzeuge übertragbar, so dass die Forderung nach leichter Übertragbarkeit nach wie vor erfüllt ist.

## 5.3 Sensitivitätsstudie bezüglich der Einflussgrößen auf die Nutzlast

Für die Maximierung der Nutzlast im Zielorbit ist neben der Optimierung des Raumtransportsystems selbst auch die Missionsanalyse von großer Bedeutung. Erst durch eine gute Formulierung des Optimierungsproblems und die Analyse verschiedener denkbarer Szenarien zum Erreichen des Zielorbits kann sichergestellt werden, dass die Optimierungswerkzeuge tatsächlich die optimale Bahn und die optimale Auslegung des Raumtransportsystems liefern. Daher wird in diesem Abschnitt systematisch untersucht, welche Parameter den größten Einfluss auf die Nutzlast im Zielorbit haben und welche Bahnmanöver die Oberstufe durchführen muss, um die Nutzlast zu maximieren.

Die Nutzlast des Raumtransportsystems Hopper kann durch verschiedene Maßnahmen gesteigert werden. Es können unterschiedliche Systemgrößen wie Massen, Aerodynamik oder Triebwerke verbessert werden, aber auch das Lockern verschiedener Flugbeschränkungen hat einen erheblichen Einfluss auf die Transportleistungen. Die folgenden Analysen geben Aufschluss über den qualitativen und quantitativen Einfluss der verschiedenen Größen. Daraus lassen sich Empfehlungen ableiten, in welchen Bereichen es sich lohnt, Verbesserungen vorzunehmen.

### 5.3.1 Einfluss der Inklination des Zielorbits

Bei herkömmlichen Trägersystemen erfolgt praktisch der gesamte Aufstiegsflug in der Zielbahnebene. Bereits kurz nach dem Start wird die entsprechende Flugrichtung eingeschlagen, so dass der restliche Aufstiegsflug quasi zweidimensional in der Zielbahnebene erfolgt. Diese Vorgehensweise ist dann optimal, wenn der Rückkehrflug unabhängig

vom Aufstiegsflug ist. Das ist beispielsweise dann der Fall, wenn es sich um ein nicht wiederverwendbares Raumtransportsystem handelt, so dass der Rückkehrflug ohne Belang ist, oder wenn das Raumtransportsystem eine Erdumlaufbahn erreicht, so dass der Rückkehrflug erst später durch ein Deorbit-Manöver eingeleitet wird. Beim Hopper jedoch sind Aufstiegs- und Rückkehrflug direkt aneinander gekoppelt, so dass während des Aufstiegsfluges bereits der Rückkehrflug, insbesondere die Erreichbarkeit des Landeortes, berücksichtigt werden muss.

Bei den Flugbahnoptimierungen zeigte sich, dass die Inklination des Zielorbits sowie die Aufteilung der zum Einschuss in den Zielorbit notwendigen Inklinationsänderung auf den Hopper und die Oberstufe einen erheblichen Einfluss auf die Nutzlast haben. Während von [65] vorgegeben wird, dass der Hopper eine Bahn anfliegen soll, die im Scheitelpunkt entsprechend dem Zielorbit eine Inklination von  $7,3^\circ$  hat, so dass keine Inklinationsänderung durch die Oberstufe nötig ist, zeigen die Optimierungsergebnisse, dass es viel günstiger ist, eine Inklinationsänderung durch die Oberstufe zuzulassen. Gibt man die Inklination im Scheitelpunkt der Hopper-Flugbahn fest vor, erhält man eine Nutzlast im GTO von ca. 6540 kg, wobei einige Restriktionen, vor allem die Wärmestromgrenze, leicht überschritten werden. Lässt man dagegen die Inklination im Scheitelpunkt der Hopper-Flugbahn frei und berücksichtigt wie in Kap. 5.1.2 beschrieben den zusätzlichen Treibstoffbedarf und die zusätzliche Systemmasse der Oberstufe für die somit notwendige Inklinationsänderung, erhöht sich die Nutzlast auf ca. 7900 kg, was einer Erhöhung um ca. 20 % entspricht. Diese Verbesserung kommt durch das deutlich erleichterte Einhalten der Wärmestromgrenze und die bessere Erreichbarkeit des Landeortes zustande. Der Hopper steuert in diesem Fall bereits in der angetriebenen Flugphase wesentlich stärker auf den Landeort Ascension Island zu, so dass sich im Scheitelpunkt der Flugbahn eine Inklination von ca.  $14,4^\circ$  ergibt. Demzufolge muss die Oberstufe dann eine Inklinationsänderung von  $7,1^\circ$  leisten.

Ein weiterer Ansatzpunkt zur Steigerung der Nutzlast ist die Definition des Zielorbits bzw. dessen Inklination. Abb. 5.5 zeigt den Einfluss der Inklination des Zielorbits (GTO) auf die Nutzlast im GTO bei optimaler Aufteilung der zum Erreichen des Zielorbits erforderlichen Inklinationsänderung auf den Hopper und die Oberstufe. Man sieht, dass sich die maximale Nutzlast im GTO dann ergibt, wenn die Inklinationsänderung durch die Oberstufe gleich Null ist und die Inklination des Zielorbits gleich der Inklination im Scheitelpunkt der Hopperflugbahn ist. Dieses Szenario ergibt sich genau dann, wenn der Hopper vom Start an direkt auf den Landeort Ascension Island zusteuert und auch die Oberstufe keine Inklinationsänderung durchführen muss, weil der so angeflogene Orbit in der Zielbahnebene liegt.

Da der Zielorbit, den der Satellit schließlich erreichen soll, aber gewöhnlich ein geostationärer Orbit (GEO) mit einer Inklination von  $0^\circ$  ist, ist ebenfalls von Interesse, wie sich die Inklination des GTO auf die Nutzlast im GEO auswirkt. Analog zur Vorgehensweise in Kap. 5.1.2 lässt sich die optimale Aufteilung der Inklinationsänderung auf die beiden Manöver der Oberstufe und das Manöver des Apogäumsmotors des Satelliten analytisch bestimmen. Dazu wird das Zirkularisierungsmanöver, das der Satellit im Apogäum des GTO durchführt, um den GEO zu erreichen, folgendermaßen berechnet. Die Geschwindig-

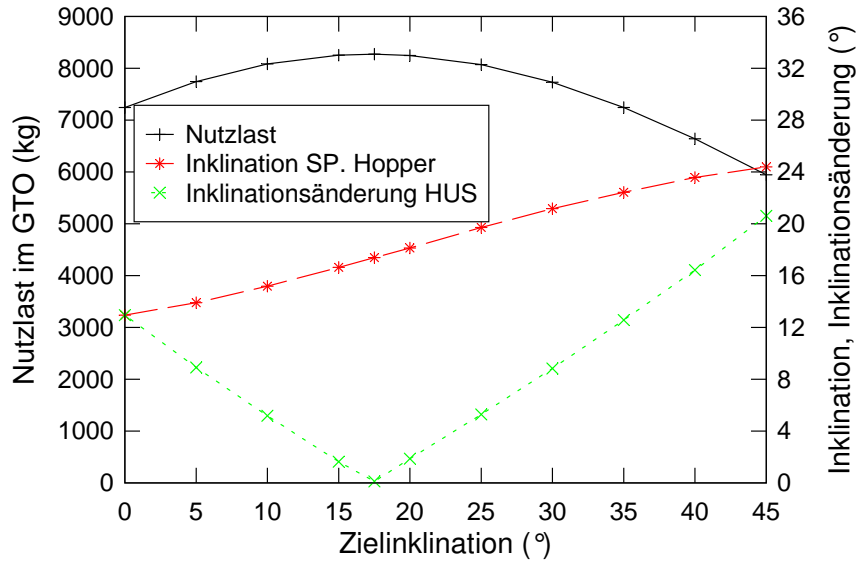


Abbildung 5.5: Einfluss der Inklination des Zielorbits auf die Nutzlast im GTO

keit im Apogäum des GTO beträgt vor dem dritten Manöver nach der Vis-Viva-Gleichung

$$v_{A,GTO} = \sqrt{\mu_E \left( \frac{2}{r_{A,GTO}} - \frac{2}{r_{A,GTO} + r_{P,GTO}} \right)} \quad (5.34)$$

Die Geschwindigkeit im GEO beträgt

$$v_{GEO} = \sqrt{\frac{\mu_E}{r_{GEO}}} \quad (5.35)$$

mit dem Radius  $r_{GEO}$  des geostationären Orbits. Dieser Radius ist gleich dem Apogäumsradius  $r_{A,GTO}$  des GTO. Die notwendige Geschwindigkeitsänderung  $\Delta v_3$  beträgt unter Berücksichtigung der Inklinationsänderung  $\Delta i_3$

$$\Delta v_3 = \sqrt{v_{GEO}^2 + v_{A,GTO}^2 - 2v_{GEO}v_{A,GTO} \cos \Delta i_3} \quad (5.36)$$

Für die gesamte Inklinationsänderung  $\Delta i$  ausgehend vom Scheitelpunkt der Hopper-Flugbahn bis zum GEO gilt

$$\Delta i = \Delta i_1 + \Delta i_2 + \Delta i_3 \quad (5.37)$$

Damit kann wiederum eine der Variablen  $\Delta i_k$  mit  $k \in \{1, 2, 3\}$  durch eine Linearkombination der beiden anderen ersetzt werden, so dass sich zwei unabhängige Variablen ergeben. Für den gesamten Antriebsbedarf der drei Manöver gilt

$$\Delta v = \Delta v_1 + \Delta v_2 + \Delta v_3 \quad (5.38)$$

wobei  $\Delta v_1$  und  $\Delta v_2$  nach Gl. (5.2) und (5.5) berechnet werden. Ersetzt man  $\Delta i_3$  durch  $\Delta i - \Delta i_1 - \Delta i_2$ , muss für den minimalen Antriebsbedarf gelten:

$$\frac{\partial \Delta v}{\partial \Delta i_1} = \frac{\partial \Delta v_1}{\partial \Delta i_1} + \frac{\partial \Delta v_2}{\partial \Delta i_1} + \frac{\partial \Delta v_3}{\partial \Delta i_1} \stackrel{!}{=} 0 \quad (5.39)$$

$$\frac{\partial \Delta v}{\partial \Delta i_2} = \frac{\partial \Delta v_1}{\partial \Delta i_2} + \frac{\partial \Delta v_2}{\partial \Delta i_2} + \frac{\partial \Delta v_3}{\partial \Delta i_2} \stackrel{!}{=} 0 \quad (5.40)$$

Damit gilt nach Taylorreihenentwicklung und Vernachlässigung der Terme höherer Ordnung

$$\left. \frac{\Delta i_1}{\Delta i} \right|_{\text{opt}} = \left( 1 + \frac{c_1}{c_2} + \frac{c_1}{c_3} \right)^{-1} \quad (5.41)$$

$$\left. \frac{\Delta i_2}{\Delta i} \right|_{\text{opt}} = \left( \frac{c_2}{c_1} + 1 + \frac{c_2}{c_3} \right)^{-1} \quad (5.42)$$

$$\left. \frac{\Delta i_3}{\Delta i} \right|_{\text{opt}} = \left( \frac{c_3}{c_1} + \frac{c_3}{c_2} + 1 \right)^{-1} \quad (5.43)$$

mit den Abkürzungen

$$c_1 = \frac{v_{P1} \cdot v_{S,i}}{v_{P1} - v_{S,i}} ; \quad c_2 = \frac{v_{P,GTO} \cdot v_{A1}}{v_{P,GTO} - v_{A1}} \quad \text{und} \quad c_3 = \frac{v_{GEO} \cdot v_{A,GTO}}{v_{GEO} - v_{A,GTO}} \quad (5.44)$$

Je nach Treibstoff für den Apogäumsmotor bzw. dessen spezifischem Impuls ergeben sich die in Abb. 5.6 dargestellten Werte für die Nutzlast im GEO in Abhängigkeit von der Inklination des GTO. Das Maximum der Nutzlast im GEO verschiebt sich gerade bei der Verwendung von niedrigenergetischen Treibstoffkombinationen wie Kerosin (RP1) und Salpetersäure ( $\text{HNO}_3$ ) für den Apogäumsmotor des Satelliten zu kleineren Inklinationen des GTO.

Da von [65] jedoch ein GTO mit  $7,3^\circ$  Inklination als Zielorbit für die Hopper-Mission vorgegeben wurde und die Vergleichbarkeit der Analysen mit anderen Arbeiten gewährleistet sein soll, wird im Folgenden mit diesem Zielorbit gerechnet. Die Differenz zur maximal möglichen Nutzlast im GEO ist mit ca. 66 kg ( $\cong 1,4\%$ ) gering, trotz der Abweichung der Inklination des vorgegebenen GTO um ca.  $4,8^\circ$  vom hier ermittelten optimalen GTO.

Die Forderung, dass der Hopper im Scheitelpunkt seiner Bahn eine Inklination von  $7,3^\circ$  einhalten muss, wird jedoch wegen der drastischen Nutzlasteinbußen, die sich so ergäben, fallen gelassen. Stattdessen wird die Möglichkeit zugelassen, dass der Hopper bereits während der angetriebenen Flugphase stärker auf den Landeort zusteuert und demzufolge die Oberstufe eine entsprechende Inklinationsänderung zum Erreichen des nominalen Zielorbits durchführen muss.



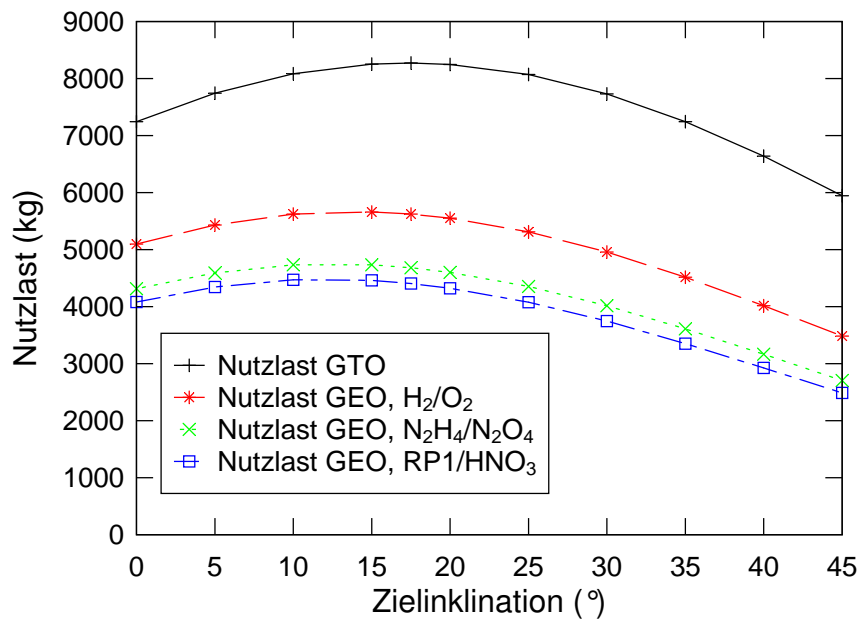


Abbildung 5.6: Einfluss der Inklination des Zielorbits auf die Nutzlast im GTO und im GEO

### 5.3.2 Einfluss der Systemgrößen

Die wesentlichen Einflussgrößen im Systembereich sind die Systemmassen, die Triebwerke, d.h. spezifischer Impuls und Massenstrom, und die aerodynamischen Eigenschaften des Raumtransporters. Abb. 5.7 zeigt den Einfluss der verschiedenen Systemparameter auf die Nutzlast im GTO. Jeder einzelne Punkt ist das Ergebnis einer Flugbahnoptimierung mit je einem entsprechend geänderten aber ansonsten nominalen Parametern. Den weitaus größten Einfluss hat der spezifische Impuls der Triebwerke des Hoppers. Eine Erhöhung um 5% bringt eine Nutzlaststeigerung von ca. 40%. Diese Steigerung lässt sich durch das gesteigerte Antriebsvermögen  $\Delta v$  des Hoppers allein nicht erklären. Mitentscheidend ist, dass durch den erhöhten spezifischen Impuls der Triebwerke günstigere Flugbahnen möglich werden. Ist der spezifische Impuls der Triebwerke kleiner, kann der Hopper den Landeort nur erreichen, wenn er direkt darauf zusteuert. Dann muss die Oberstufe eine deutlich größere Inklinationsänderung durchführen, was zu Lasten der Nutzlast geht. Bei einem höheren spezifischen Impuls kann der Hopper mehr in Richtung Zielbahn aufsteigen, so dass die Inklinationsänderung, die durch die Oberstufe durchzuführen ist, kleiner wird und die Nutzlast steigt. In Abb. 5.8 sind die zugehörigen Bodenspuren dargestellt.

Der Massenstrom der Triebwerke hat nur einen deutlich kleineren Einfluss auf die Nutzlast. Die Steigerung der Nutzlast mit größerem Massenstrom lässt sich durch die höhere Beschleunigung während der angetriebenen Flugphase und das schnellere durchfliegen der dichteren Atmosphärenschichten erklären.

Den zweitgrößten Einfluss auf die Nutzlast hat die Strukturmasse des Raumtransporters. Eine niedrigere Strukturmasse hat zum einen eine höhere Beschleunigung während der angetriebenen Flugphase und zum anderen niedrigere Wärmelasten beim Wiedereintritt in die Atmosphäre zur Folge. Beides wirkt sich positiv auf die Nutzlast aus, weil

auch hier bzgl. des Antriebsbedarfs der Oberstufe günstigere Flugbahnen möglich werden. Die aerodynamischen Eigenschaften haben zusammengekommen einen etwa gleich großen Einfluss auf die Nutzlast wie die Strukturmasse. Der positive Einfluss eines erhöhten Auftriebs- zu Widerstandsverhältnisses macht sich bereits in der Nutzlast bemerkbar, wenn nur der Aufstiegsflug betrachtet wird. Bei der Berücksichtigung des Rückkehrfluges kommt noch die vergrößerte Reichweite hinzu, die sich ebenfalls positiv auf die Nutzlast auswirkt.

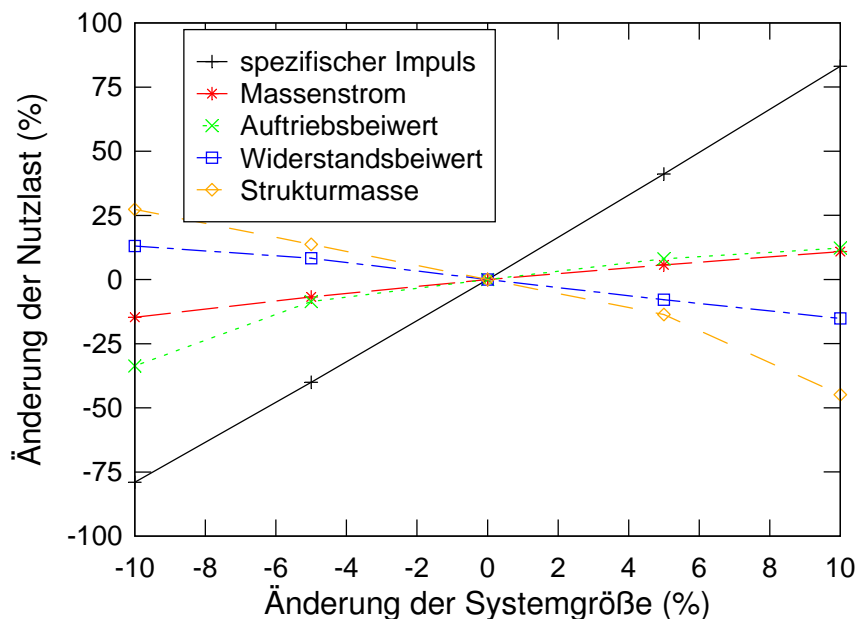


Abbildung 5.7: Einfluss verschiedener Systemgrößen des Hoppers auf die Nutzlast

Die Auslegung der Oberstufe (HUS) hat ebenfalls einen deutlichen Einfluss auf die Nutzlast, wie in Abb. 5.9 zu sehen ist. Auch bei der Oberstufe hat der spezifische Impuls des Triebwerks den größten Einfluss, während der Einfluss der Strukturmasse der Oberstufe eher gering ist. Die Einflüsse beider Größen sind jedoch deutlich kleiner als die der entsprechenden Größen beim Hopper. Das ist damit zu begründen, dass der spezifische Impuls des Oberstufentriebwerks und auch die Strukturmasse der Oberstufe zwar einen direkten Einfluss auf die Nutzlast haben, aber keinen oder nur geringen Einfluss auf die Flugbahn des Hoppers.

Die größten Nutzlastgewinne lassen sich also durch eine Erhöhung des spezifischen Impulses der Hopper-Triebwerke und durch eine Reduktion der Strukturmasse des Hoppers erzielen. Anders als in [44] zeigen diese Studien, dass die Strukturmasse der Oberstufe einen kleineren Einfluss auf die Nutzlast hat als die Strukturmasse der Erststufe. Das liegt daran, dass in [44] nur konventionelle Trägerraketen betrachtet wurden, die vom Start an in der Zielbahnebene aufsteigen. Zudem werden in [44] nur sehr einfache Abschätzungen durchgeführt, die auf der Ziolkowski-Gleichung beruhen und demzufolge keine Verluste beim Trägeraufstieg berücksichtigen.

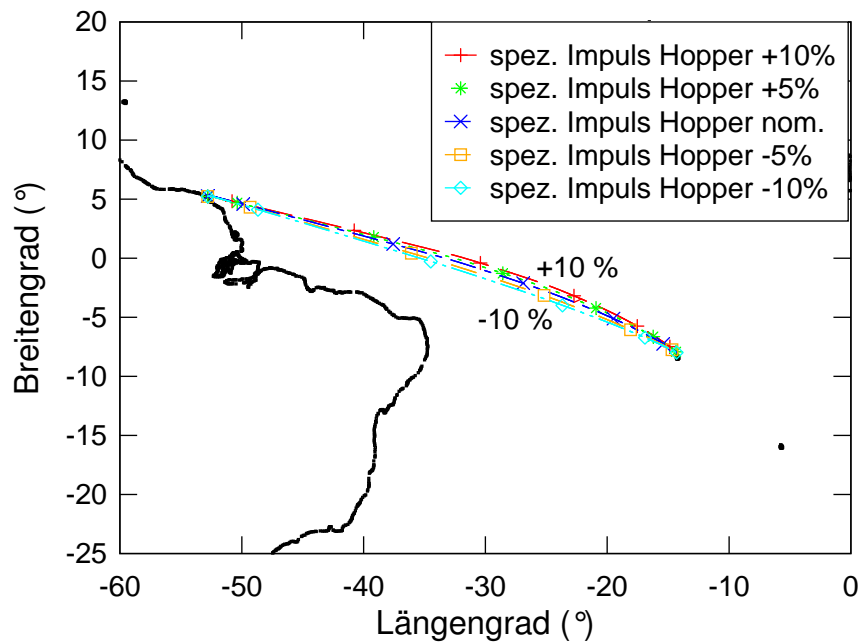


Abbildung 5.8: Bodenspuren bei Variation des spezifischen Impulses der Triebwerke des Hoppers

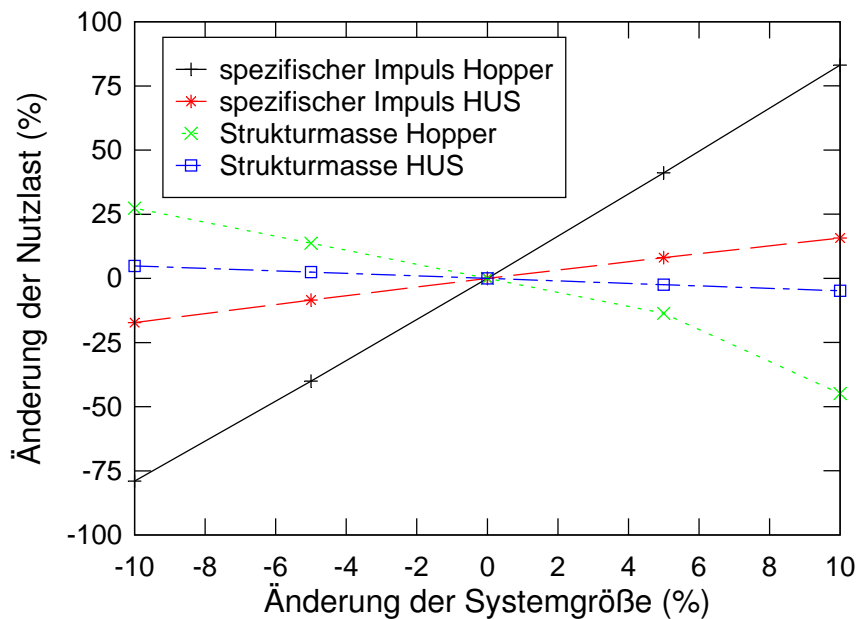


Abbildung 5.9: Einfluss des spezifischen Impulses und der Strukturmasse des Hopper und der Oberstufe auf die Nutzlast

Die in [65] angesprochene Variante des Hoppers, bei dem im Falle einer europäisch-russischen Zusammenarbeit die für die Hauptstufe der Energia entwickelten RD-0120 Triebwerke eingesetzt werden sollen, erscheint in Anbetracht der hier gewonnenen Ergebnisse sehr vielversprechend. Diese Triebwerke haben einen um 2-6 % (am Boden und im Vakuum) größeren spezifischen Impuls bei einem um etwa 12 % größeren Massendurch-

satz. Die zusätzliche Triebwerksmasse macht nur ca. 0,6 % der Abflugmasse aus und fällt daher weniger ins Gewicht. Durch diese Verbesserungen ist eine Steigerung der Nutzlast um fast 50 % zu erwarten, was durch eine entsprechende Flugbahnoptimierung bestätigt werden konnte.

### 5.3.3 Auswirkungen der Restriktionen

Die Mission des Raumtransporters Hopper unterliegt verschiedenen Beschränkungen. Zum einen dürfen Beschleunigungsgrenzen und zulässige Wärmelasten nicht überschritten werden, zum anderen muss auch der Landeort erreicht werden. Diese Forderung rührt daher, dass der Hopper keine orbitale Geschwindigkeit erreicht und daher nach dem Aussetzen der Oberstufe wieder in die Atmosphäre zurückfällt. Während bei anderen Raumtransportsystemen wie beispielsweise dem Space Shuttle durch die Wahl eines geeigneten Zeitpunktes für das Deorbitmanöver genügend Reichweitenreserven für den Rückkehrflug eingeplant werden können, müssen diese beim Hopper bereits beim Aufstiegsflug berücksichtigt werden. Das gleiche gilt für die Einhaltung des zulässigen Wärmestroms. Dieser beschränkt die Scheitelpunktshöhe der Hopper-Mission nach oben. Eine größere Scheitelpunktshöhe führt dazu, dass der Hopper mit höherer Geschwindigkeit und zudem steiler in die Atmosphäre eintaucht, was ist mit höheren Wärmelasten verbunden ist. Die Forderung nach einer niedrigen freien molekularen Aufheizrate (FMHR) für eine Dauer von drei Minuten beim Aussetzen der Oberstufe begrenzt dagegen die Scheitelpunktshöhe nach unten, so dass nur ein enger Korridor übrig bleibt.

Im Einzelnen werden die Einflüsse des zulässigen maximalen Staupunkt-Wärmestroms, des zulässigen Lastvielfachen, der freien molekularen Aufheizrate sowie der Entfernung zum Landeort untersucht. Weitere Beschränkungen wie beispielsweise die integrale Wärmelast und der Staudruck sind bei der Hopper-Mission im Nominalfall unkritisch und werden daher in diesem Kapitel nicht weiter betrachtet. Abb. 5.10 zeigt den Einfluss der Beschränkungen auf die Nutzlast im GTO. Jeder einzelne Punkt stellt das Ergebnis einer Bahnoptimierung dar, bei der die jeweils betrachtete Restriktion um den entsprechenden Betrag geändert wurde.

Der zulässige maximale Wärmestrom hat den größten Einfluss auf die Nutzlast. Bemerkenswert ist, dass es eine untere Grenze gibt, ab der die Nutzlast extrem einbricht. Der Grund liegt darin, dass der Hopper nach dem Aussetzen der Oberstufe oberhalb der spürbaren Atmosphäre wieder in dichtere Atmosphärenschichten zurückfällt und dabei zwangsläufig einen gewissen Mindest-Wärmestrom erfährt. Der Betrag dieses Mindestmaßes wird zum einen durch die Einhaltung der Grenze für die freie molekulare Aufheizrate beim Aussetzen der Oberstufe und zum anderen durch die Forderung nach dem Erreichen des Landeortes bestimmt. Die Einhaltung der freien molekularen Aufheizrate erfordert eine Mindesthöhe für das Aussetzen der Oberstufe, das Erreichen des Landeortes zudem eine Mindestgeschwindigkeit und einen entsprechenden Steuerverlauf, der das Einhalten der Wärmestromgrenze erschwert oder gar unmöglich macht. Dazu ist für einen längeren Zeitraum während des Rückkehrfluges ein größerer Anstellwinkel nötig, damit der Hopper nicht in dichtere Atmosphärenschichten abtaucht. Ein großer Anstellwinkel ist jedoch mit einem deutlich größeren Widerstand verbunden, so dass das Auftriebs- zu Widerstandsverhältnis schlechter wird, was zu Lasten der Reichweite geht. Die beiden

Forderungen nach dem Einhalten des zulässigen Wärmestroms und dem Erreichen des Landeortes sind also gegenläufig und können bei zu großen Scheitelpunkthöhen oder zu engen Beschränkungen für den Wärmestrom nicht gleichzeitig eingehalten werden.

Beim zulässigen Lastvielfachen gibt es ebenfalls eine Untergrenze, ab der die Nutzlast stark einbricht. Auch diese Grenze wird wesentlich durch die Einhaltung des Wärmestroms und das Erreichen des Landeortes bestimmt. Der Betrag der zulässigen freien molekularen Aufheizrate beim Aussetzen der Oberstufe hat nur einen vergleichsweise geringen Einfluss auf die Nutzlast. Eine kleinere, zulässige Aufheizrate erfordert eine Flugbahn mit einer größeren Scheitelpunkthöhe. Dies hat einen leicht negativen Einfluss auf die Nutzlast. Die Dauer, während der die Beschränkung beim Aussetzen der Oberstufe eingehalten werden muss, hat dagegen einen deutlich größeren Einfluss auf die Nutzlast. Die Dauer wird ebenfalls wesentlich durch die Höhe des Scheitelpunktes bestimmt. Eine zu große Scheitelpunkthöhe führt jedoch zu Überschreitungen des zulässigen Wärmestroms oder zu Problemen beim Erreichen des Landeortes.

Auch das Verlagern des TAEM-Interfaces in Richtung Startort steigert die Nutzlast, wie Abb. 5.11 zu entnehmen ist. Das in [64] definierte TAEM-Interface liegt in Flugrichtung ca. 20 km hinter der Landebahn auf Ascension Island. Hinzu kommt, dass der Hopper ausgehend vom TAEM-Interface noch eine Reichweite von ca. 100 km hat. Es macht also durchaus Sinn, das TAEM-Interface entsprechend zu verlagern. Eine Verringerung der geforderten Bahnenergie bei Erreichen des TAEM-Interfaces könnte ebenso in Betracht gezogen werden.

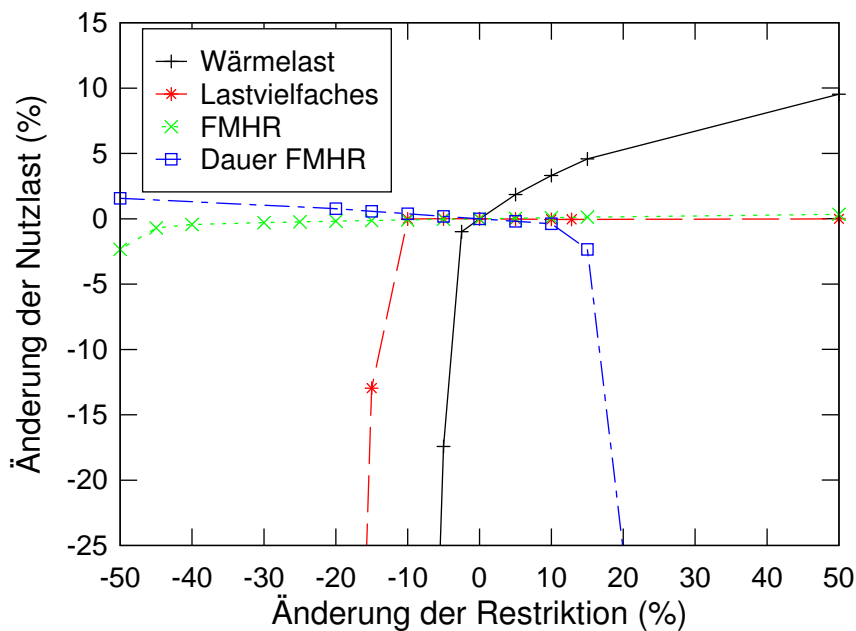


Abbildung 5.10: Einfluss der Beschränkungen der Hopper-Mission auf die Nutzlast

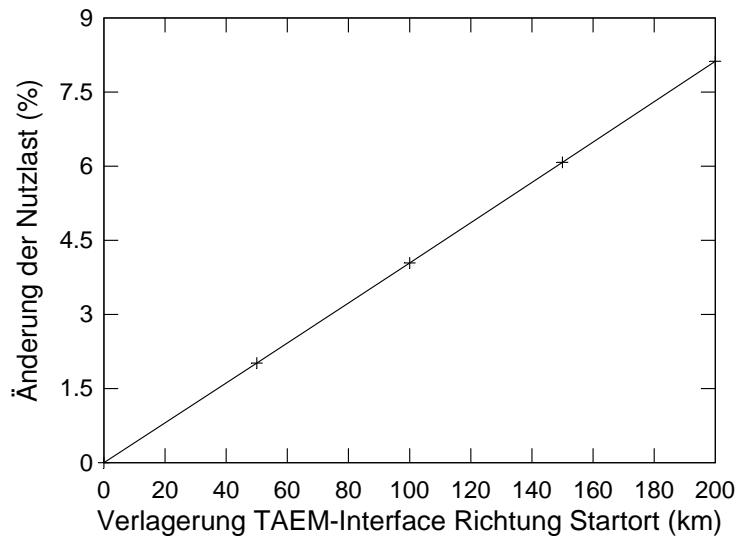


Abbildung 5.11: Einfluss der Verlagerung des TAEM-Interfaces auf die Nutzlast

Diese Analyse zeigt, dass eine Erhöhung des zulässigen Wärmestroms den größten Gewinn für die Nutzlast bringt. Schon im derzeit nominalen Auslegungspunkt liegt die zulässige Wärmestromgrenze nur ca. 5% über dem Punkt, bei dem die Nutzlast stark einbricht bzw. keine Mission unter Einhaltung aller Beschränkungen mehr möglich ist. Zudem unterliegt die atmosphärische Dichte größeren Schwankungen. Es ist damit zu rechnen, dass der zulässige Wärmestrom allein durch diese Unsicherheiten bei ansonsten nominalen Bedingungen überschritten wird. Daher ist eine Erhöhung des zulässigen Wärmestroms dringend zu empfehlen.

### 5.3.4 Variation des Steuermodells

Auch die Wahl des Steuermodells hat einen Einfluss auf die Nutzlast. Im Hinblick auf die Fluglenkung sollte das Steuermodell mit möglichst wenigen Parametern auskommen. Reduziert man die Anzahl der Optimierungsparameter so weit, dass sie gerade der Anzahl aktiver Restriktionen entspricht, bleibt kein Freiheitsgrad mehr für die Optimierung übrig. Eine weitere Reduktion der Anzahl der Optimierungsparameter führt dazu, dass nicht mehr alle Restriktionen erfüllt werden können. Das bedeutet also, dass der optimale Steuerverlauf mit möglichst wenigen Anstell- und Flugwindhängewinkelparametern approximiert werden soll, ohne dass spürbare Nutzlasteinbußen oder Restriktionsverletzungen auftreten.

Die Optimierung des Aufstiegsfluges in Kap. 3 hat gezeigt, dass der Steuerverlauf in der angetriebenen Flugphase mit 11 Parametern für den Anstellwinkelverlauf und 5 für den Flugwindhängewinkelverlauf gut genug, also ohne nennenswerte Nutzlasteinbußen, approximiert werden kann. Für den Rückkehrzweig werden zunächst je 11 Stützstellen für Anstell- und Flugwindhängewinkelverlauf wie oben beschrieben über die normierte Bahnenergie definiert. Anschließend werden die Steuermodelle durch Reduktion der Parameteranzahl soweit vereinfacht, bis erste, spürbare Nutzlasteinbußen auftreten. Tab. 5.3

gibt einen Überblick über verschiedene, getestete Steuermodelle und die damit erreichbare Nutzlast im Zielorbit.

	Aufstiegszweig		Rückkehrzweig		Nutzlast im GTO (kg)
	Anstellwinkelparameter	Flugwindhängewinkelparameter	Anstellwinkelparameter	Flugwindhängewinkelparameter	
<b>Modell 1</b>	11	5	11	11	7926
<b>Modell 2</b>	11	5	5	4	7907
<b>Modell 3</b>	8	5	5	4	7906
<b>Modell 4</b>	4	4	5	4	7854

Tabelle 5.3: Anzahl der Steuerparameter bei den verschiedenen Steuermodellen

In Abb. 5.12 sind die Steuerverläufe im Vergleich über der Zeit dargestellt. Größere Unterschiede in den Steuerverläufen treten nur im Anstellwinkelverlauf zwischen Brennschluss und Scheitelpunkt auf. Da die Brennschlusshöhe bei ca. 90 km liegt, sind in diesem Zeitraum die aerodynamischen Kräfte bereits sehr klein und haben kaum Einfluss auf die Flugbahn. Ferner wird in diesem Zeitraum die Oberstufe ausgesetzt. Dafür ist ebenfalls eine bestimmte Ausrichtung des Hoppers erforderlich, die hier nicht berücksichtigt wird. Einen guten Kompromiss zwischen möglichst geringer Steuerparameteranzahl und möglichst hoher Nutzlast stellt Modell 3 dar. Die Nutzlasteinbußen im Vergleich zu Modell 1 betragen nur 0,25 %, das Modell kommt aber mit nur 22 statt 38 Steuerparametern aus.

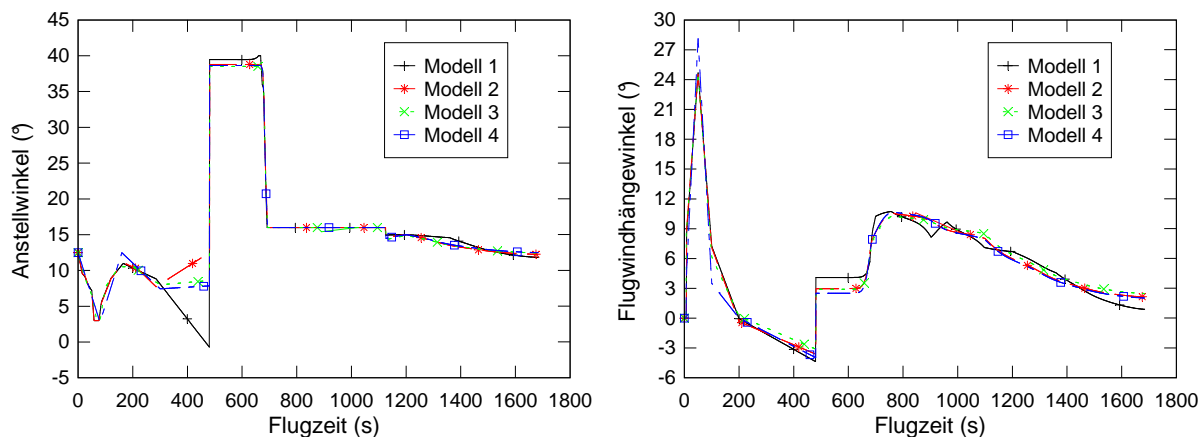


Abbildung 5.12: Verläufe von Anstellwinkel (links) und Flugwindhängewinkel (rechts) bei Variation des Steuermodells

## 5.4 Resümee der Flugleistungsrechnungen

Im Hinblick auf die Lenkproblematik und die Forderung nach Echtzeitfähigkeit ist die Anzahl der Steuerparameter zu minimieren ohne dabei Nutzlasteinbußen in Kauf nehmen zu müssen. Das ist durch die Einführung der normierten Bahnenergie gelungen, über

die die Steuerverläufe während des Rückkehrfluges parametrisiert werden. Gegenüber der Parametrisierung über der Flugzeit, die erheblich variieren kann, hat sich die normierte Bahnenergie als deutlich vorteilhaft erwiesen, da auf diese Weise die Zeitabhängigkeit der Flugsteuerung weitgehend eliminiert wird. Diese Vorgehensweise ist direkt auf beliebige Raumtransportsysteme übertragbar.

Aus den in diesem Kapitel vorgestellten Ergebnissen lässt sich ferner die Erkenntnis ableiten, dass der Aufstieg in der Zielbahnebene für suborbitale Raumtransportsysteme, deren Landeort vorgeschrieben ist, nur dann optimal ist, wenn der Landeort auch in der gleichen Bahnebene liegt. In der Regel ist das jedoch nicht der Fall, so dass bei der Auslegung und Bahnoptimierung derartiger Trägersysteme eine Inklinationsänderung durch die Oberstufe zugelassen und berücksichtigt werden muss.

Speziell für den Hopper lassen sich in Anbetracht der Ergebnisse der Flugleistungsrechnungen folgende Erkenntnisse ableiten:

- Das Zulassen einer Inklinationsänderung durch die Oberstufe, wodurch der Hopper vom Start an stärker auf den Landeort zusteuern kann, bringt eine Nutzlaststeigerung von ca. 20 %, und das ohne nennenswerten technischen Mehraufwand!
- Der spezifische Impuls der Hopper-Triebwerke hat systemseitig den größten Einfluss. Die Verwendung der russischen RD-0120-Triebwerke anstelle der Vulcain-3R-Triebwerke bringt eine Nutzlaststeigerung von fast 50 %.
- Anders als bei konventionellen Trägersystemen haben die Systemgrößen der Erststufe beim Hopper einen deutlich größeren Einfluss auf die Nutzlast als die Systemgrößen der Oberstufe, so dass sich Verbesserungen insbesondere an der Erststufe im Hinblick auf die Nutzlast lohnen.
- Die zulässige Wärmestromgrenze ist als sehr kritisch einzuschätzen, da sie schon bei vergleichsweise kleinen Abweichungen von den nominalen Flugbedingungen nicht mehr eingehalten werden kann, ohne dass das Erreichen des Landeortes problematisch wird. Die Grenze sollte um mindestens 10 % erhöht werden. Das dürfte für den Hopper technisch realisierbar sein, da die heiße Phase beim Wiedereintritt deutlich weniger als eine Minute dauert.
- Der Verlust an Nutzlast durch die Wiederverwendbarkeit und die damit verbundene Berücksichtigung des Rückkehrfluges beträgt ca. 40 %.



## 6 Fluglenkung der Gesamtmission

Während bei der Flugbahnoptimierung die Maximierung der Nutzlast im Vordergrund steht, geht es bei der Lenkung darum, trotz gewisser Unsicherheiten die Nutzlast in den Zielorbit und das Fluggerät sicher zum Landeort zu überführen. Diese Unsicherheiten können beispielsweise Ungenauigkeiten in der Kenntnis und der Modellierung der Aerodynamik und des Antriebs, aber auch in der Navigation und der Flugregelung sein. Hinzu kommen unvorhersehbare äußere Störungen, wie atmosphärische Schwankungen und Winde. Das Lenkverfahren muss in der Lage sein, alle Unsicherheiten zu kompensieren, ohne dass Flugbeschränkungen wie beispielsweise thermische oder mechanische Lastgrenzen überschritten werden.

### 6.1 Definition der Referenzbahn für die Lenkung

Vor dem Flug wird vom Bordrechner eine Flugbahnoptimierung durchgeführt. Hier werden zunächst die gleichen Steuermodelle verwendet wie in Kap. 5. Die Steuerparameter werden einmal pro Sekunde aktualisiert. Die Anzahl an Steuerparametern hat einen großen Einfluss auf die Rechenzeit. Bei der Flugbahnoptimierung am Boden vor dem Flug ist sie vergleichsweise unkritisch, für den Einsatz im Bordrechner ist sie jedoch wegen der geforderten Echtzeitfähigkeit ein entscheidender Faktor. Daher muss das Steuermodell für die Lenkung mit möglichst wenigen Steuerparametern auskommen. Dennoch sollen möglichst hohe Transportleistungen erreicht werden, ohne dass irgendwelche Restriktionen verletzt werden. Daher wird für die Referenzbahn für die Lenkung Modell 3 aus Tab. 5.3 gewählt.

In Kap. 5 stellen die Treibstoffmasse der Oberstufe und die davon abhängige Strukturmasse einen Freiheitsgrad für die Optimierung dar. Bei der Flugbahnoptimierung unmittelbar vor dem Flug liegen dagegen alle Systemmassen und damit auch das Antriebsvermögen der Oberstufe fest. Aus der Optimierung unter nominalen Bedingungen ergibt sich eine Treibstoffmasse für die Oberstufe von 22 388 kg. Mit Gl. (3.9) ergibt sich eine Nettomasse der Oberstufe von 3862 kg. Diese Massen werden in diesem Kapitel konstant gehalten. Je nach Nutzlast variiert die Anfangsmasse der Oberstufe und somit deren Antriebsvermögen  $\Delta v_{\text{HUS}}$ . Der Antriebsbedarf für die Oberstufe darf nicht deren Antriebsvermögen übersteigen. Diese Bedingung stellt daher eine zusätzliche Restriktion für das Lenkverfahren dar.

Vor dem Flug findet eine Flugbahnoptimierung mit den festgelegten Massen statt. Da unmittelbar vor dem Start die Nutzlastmasse bekannt ist, wird eine andere Zielfunktion für die Optimierung als in Kap. 5 definiert. Statt der Nutzlast werden die Reserven für kritische Restriktionen maximiert. Als kritische Restriktionen haben sich bei den zuvor durchgeführten Untersuchungen der zulässige Wärmestrom und das Erreichen des Landeortes herausgestellt. Diese Restriktionen sind zudem gegenläufig, was ihren Einfluss auf den Steuerverlauf betrifft, d.h. oft ist es leicht möglich, eine der beiden Restriktio-

nen einzuhalten, aber bedeutend schwieriger, beide gleichzeitig zu erfüllen. Während die Minimierung des Wärmestroms einen Flug in größerer Höhe und somit möglichst viel Auftrieb, also einen möglichst großen Anstellwinkel fordert, ist für eine möglichst große Reichweitenreserve ein Flug mit maximalem Auftriebs- zu Widerstandsverhältnis optimal. Das optimale Auftriebs- zu Widerstandsverhältnis während des Hyperschallflugs wird jedoch nicht beim maximal zulässigen Anstellwinkel von  $40^\circ$  (maximaler Auftrieb) sondern bei Werten zwischen  $10^\circ$  und  $15^\circ$  erreicht. Auf Grund dieser Problematik lassen sich die beiden Anteile minimaler Wärmefluss und maximale Reichweitenreserve nur schwer in einer Zielfunktion für die Optimierung kombinieren. Die Optimierung reagiert in diesem Fall sehr sensibel auf Änderungen in der Skalierung der beiden Anteile und liefert so kein brauchbares Ergebnis. Statt dessen wird der Flugwindhängewinkelverlauf für den Rückkehrflug teilweise vorgegeben, so dass der Hopper im letzten Flugabschnitt unter nominalen Bedingungen ohne Störungen eine S-Kurve fliegt, vgl. weiter unten Abb. 6.3. Je nach Betrag der vorgegebenen Flugwindhängewinkelparameter lässt sich so eine mehr oder weniger große Reichweitenreserve einstellen. Wählt man die Reichweitenreserve zu klein, wird der Landeort bei Abweichungen von den nominalen Bedingungen nicht mehr erreicht. Wählt man die Reichweitenreserve zu groß, ist die Reserve für den zulässigen Wärmestrom klein oder die Wärmestromgrenze kann nicht mehr eingehalten werden.

Die vorgegebene Nutzlast hat ebenfalls einen Einfluss auf die möglichen Reserven. Bei der Nutzlast, die sich aus der Optimierung in Kap. 5 ergibt, sind die Wärmestrom- und Reichweitenreserven gleich Null. Der Hopper verfügt zwar über Treibstoffreserven von 0,4 % und in den Bahnoptimierungen wurde bereits mit degradierten Werten für die Aerodynamik und den spezifischen Impuls der Triebwerke gerechnet, aber dadurch ist in erster Linie gewährleistet, dass die Oberstufe an ihrem Bestimmungsort ausgesetzt wird, so dass diese die Nutzlast in den Zielorbit bringen kann. Da der Raumtransporter beim Rückkehrflug antriebslos ist, wird das Erreichen des Landeortes ohne die Einplanung von Reserven durch den S-Kurvenflug schnell problematisch, wenn beispielsweise zum Einhalten des zulässigen Wärmestroms im ersten Teil des Rückkehrfluges etwas zu lange mit großem Anstellwinkel geflogen wird.

Wird mit der Startlösung beispielsweise eine zu geringe Reichweite vorhergesagt, kann der S-Kurvenflug etwas weniger stark ausgeprägt werden, so dass der Hopper im Grenzfall geradeaus auf den Landeort zusteuert. Sagt der Bordrechner voraus, dass der Hopper mit dem aktuellen Steuerverlauf über das Ziel hinaus fliegen würde, werden die Kurven etwas weiter geflogen. Um solche Reserven zu ermöglichen, ist es notwendig, von einer kleineren als der laut Optimierung theoretisch maximal möglichen Nutzlast auszugehen. Die nominale Nutzlast beträgt laut [65] 7500 kg und liegt damit um 400 kg ( $\hat{=}$  ca. 5 %) unter dem in der Optimierung erhaltenen, unter nominalen Bedingungen maximal möglichen Wert.

Die folgende Parameterstudie für die nominale Nutzlast von 7500 kg gibt Aufschluss darüber, welche Reichweiten- und welche Wärmestromreserven sich in Abhängigkeit von der Flugwindhängewinkelsteuerung ergeben. Für den S-Kurvenflug werden die beiden mittleren der vier Flugwindhängewinkelparameter für den Rückkehrflug fest vorgegeben. Der letzte Parameter wird auf  $|\mu| \leq 5^\circ$  beschränkt, um zu verhindern, dass der Hopper mit einem zu starken Kurvenflug in den Endanflug übergeht. Damit wird eine Flugbahnoptimierung durchgeführt, bei der der maximal auftretende Wärmestrom minimiert wird.

Die Wärmestromreserve ergibt sich dann aus der Differenz zwischen dem so erhaltenen Wert für den maximalen Wärmestrom und dem zulässigen Wärmestrom von  $450 \text{ kW/m}^2$ .

Zur Ermittlung der Reichweitenreserve wird eine Simulation mit dem zuvor optimierten Steuerverlauf durchgeführt, wobei die Flugwindhängewinkelparameter für den Rückkehrflug auf  $0^\circ$  gesetzt werden. Die Reichweitenreserve ist die Strecke, die der Hopper dann über das Ziel hinaus fliegt. In Abb. 6.1 sind die Reserven für die Reichweite und den Wärmestrom dargestellt, die sich bei unterschiedlich stark ausgeprägten S-Kurvenflügen ergeben. Gibt man beispielsweise im Rückkehrflug einen S-Kurvenflug mit Flugwindhängewinkelparametern von  $\pm 15^\circ$  vor, beträgt die Reserve für den zulässigen Wärmestrom ca.  $10 \text{ kW/m}^2$ . Die Reichweitenreserve beträgt gegenüber dem Geradeausflug ca.  $30 \text{ km}$ . Dieser Steuerverlauf wird als Startlösung für die Lenkung vorgegeben. Abb. 6.2 und 6.3 zeigen den dazugehörigen Flug- und Steuerverlauf. Die Frage, inwieweit diese Reserven für die Kompensation der Modellunsicherheiten und äußere Störungen wie atmosphärische Schwankungen und Winde reichen, wird durch entsprechende Sensitivitätsstudien und Monte-Carlo-Analysen in den folgenden Kapiteln beantwortet.

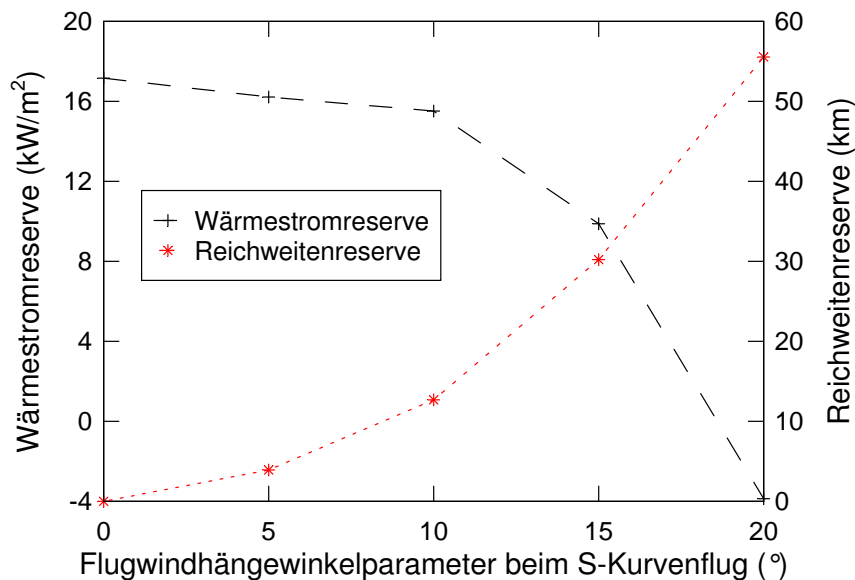


Abbildung 6.1: Wärmestrom- und Reichweitenreserven in Abhängigkeit von der Flugwindhängewinkelsteuerung beim Rückkehrflug

Die Reserven sind abhängig von der Nutzlast. Steigert man die Nutzlast, werden die Reserven kleiner. Abb. 6.4 zeigt die Ergebnisse einer Studie zur Variation der Nutzlast, bei der jeweils ein S-Kurvenflug mit Flugwindhängewinkelparametern von  $\pm 15^\circ$  vorgegeben wurde. Damit bleibt die Reichweitenreserve näherungsweise konstant, solange keine weiteren Restriktionen überschritten werden. Steigert man die Nutzlast zu weit, kann die Wärmestromgrenze beim vorgegebenen S-Kurvenflug nicht mehr eingehalten werden. Bemerkenswert ist auch, dass die Wärmestromreserven bei einer Reduktion der Nutzlast nicht beliebig steigen, sondern gegen einen festen Wert konvergieren. Schon bei der Untersuchung des Einflusses der Wärmestromgrenze auf die Nutzlast in Kap. 5.3.3 hat sich herausgestellt, dass eine untere Grenze für den Wärmestrom existiert, die nicht unter-

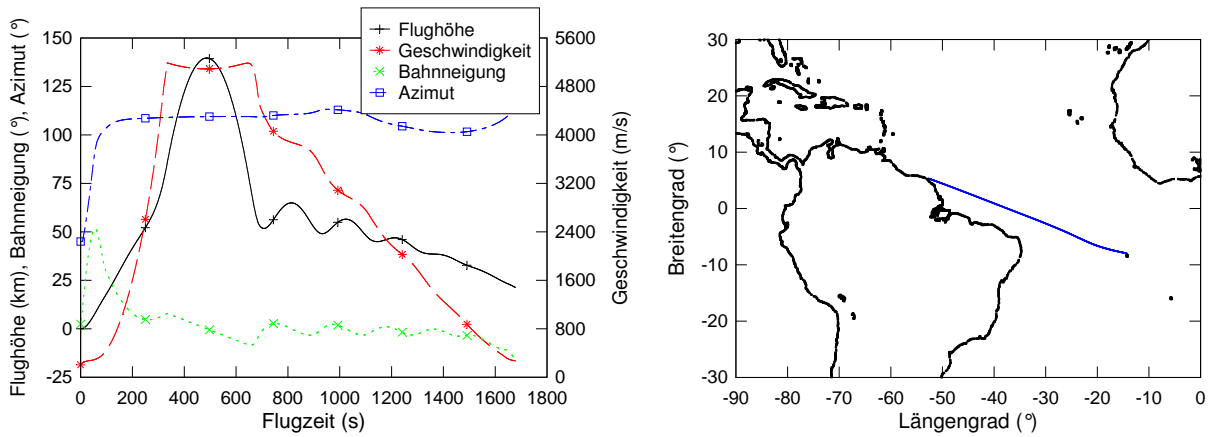


Abbildung 6.2: Flugverlauf und Bodenspur für den S-Kurvenflug während des Rückkehrfluges mit Flugwindhängewinkelparametern von  $\pm 15^\circ$

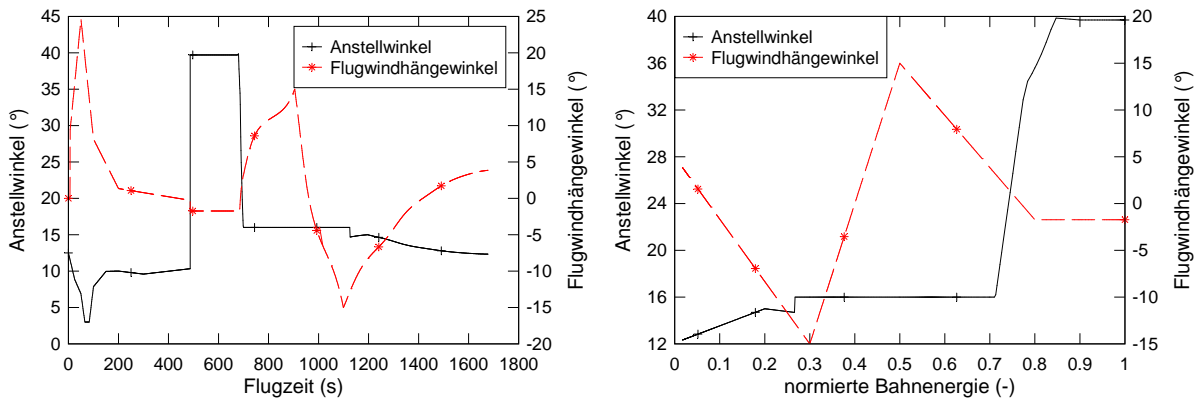


Abbildung 6.3: Steuerverlauf für den S-Kurvenflug während des Rückkehrfluges mit Flugwindhängewinkelparametern von  $\pm 15^\circ$

schritten werden kann, ohne eine der anderen Restriktionen zu verletzen. Eine vergleichbare Grenze wird hier erreicht. Die Wärmestromreserven lassen sich nicht beliebig steigern, da für die Einhaltung der zulässigen freien molekulare Aufheizrate beim Aussetzen der Oberstufe eine Mindest-Scheitelpunktshöhe und für das Erreichen des Landeortes zudem eine Mindest-Scheitelpunktsgeschwindigkeit erforderlich ist. Daraus ergibt sich beim Wiedereintritt in die Atmosphäre eine Wärmestromgrenze, die nicht unterschritten werden kann, und somit eine Obergrenze für die Wärmestromreserve von ca.  $15,7 \text{ kW/m}^2$ , was  $3,5\%$  des nominalen Wärmestroms entspricht.

Bei größerer Nutzlast kann also nur durch Verringerung der Reichweitenreserve noch eine Wärmestromreserve erzielt werden, während sich bei kleineren Nutzlasten größere Reichweitenreserven erzielen lassen, ohne große Verluste an Wärmestromreserven in Kauf nehmen zu müssen. Abb. 6.5 zeigt die Reserven für die Nutzlasten  $7200 \text{ kg}$  und  $7800 \text{ kg}$ . Der Verlauf der Reichweitenreserve in Abhängigkeit von den Flugwindhängewinkelparametern beim S-Kurvenflug ist in den beiden Fällen sehr ähnlich. Das bedeutet, dass die Reichweitenreserve, die sich mit dem S-Kurvenflug einstellen lässt, weitgehend unabhängig von der Nutzlast ist. Das lässt sich damit begründen, dass die Masse und der Flugverlauf während

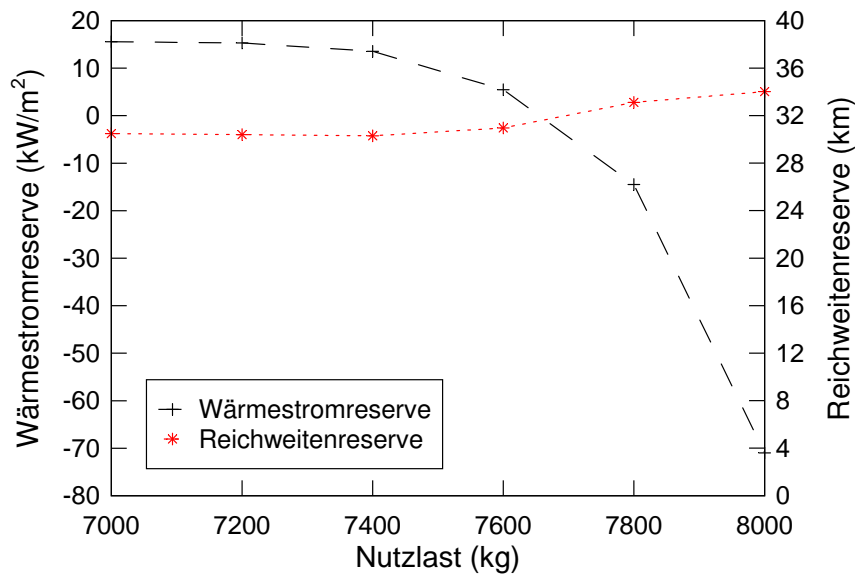


Abbildung 6.4: Reserven bei Variation der Nutzlast für Flugwindhängewinkelparameter von  $\pm 15^\circ$  beim S-Kurvenflug

des letzten Flugabschnitts nahezu identisch sind. Auch die Anstellwinkelverläufe im letzten Flugabschnitt, in dem auch der S-Kurvenflug liegt, unterscheiden sich kaum (Abb. 6.6 links). Die Variation der Nutzlast wirkt sich viel stärker auf den Steuerverlauf während der angetriebenen Phase und während der heißen Phase beim Wiedereintritt in die Atmosphäre aus. Die höhere Nutzlast führt zu einer höheren Start- und Brennschlussmasse der Oberstufe und damit bei konstanter Treibstoffmasse zu einem geringeren Antriebsvermögen. Daher kann die Oberstufe nur eine kleinere Inklinationsänderung durchführen, so dass der Hopper in der Aufstiegsphase nicht so stark auf den Landeort zusteuern kann, sondern die Oberstufe so aussetzen muss, dass deren Antriebsvermögen für den Einschuss in den GTO und die Inklinationsänderung ausreicht. Die entsprechenden Bodenspuren sind in Abb. 6.6 rechts dargestellt. Der Hopper muss also bei der größeren Nutzlastmasse eine größere Strecke zurücklegen. Damit sind höhere Wärmelasten verbunden, da der Hopper zum Erzielen größerer Reichweiten mit einem hohen Auftriebs- zu Widerstandsverhältnis fliegen muss. Dies wird bei vergleichsweise kleinem Anstellwinkel erreicht. Für die Minimierung des Wärmestroms ist jedoch ein großer Anstellwinkel erforderlich, damit die Wärmestromspitze in größerer Höhe, also bei geringerer Dichte auftritt. Da die Minimierung des Wärmestroms und die Maximierung der Reichweite gegenläufig sind, ist bei konstanter Reichweitenreserve auf Grund der insgesamt größeren zurückzulegenden Strecke die Wärmestromreserve kleiner.

## 6.2 Sensitivitätsstudie bezüglich der Modellunsicherheiten

Wie eingangs erwähnt, müssen Lenkverfahren robust gegenüber äußeren Störungen sein. Daher werden zunächst in einer Sensitivitätsstudie die Einflüsse der Modellunsicherheiten

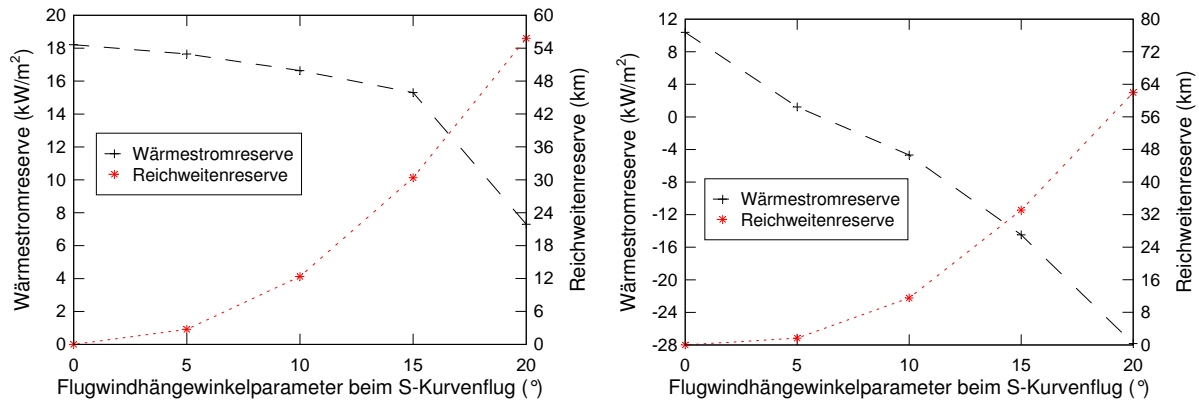


Abbildung 6.5: Wärmestrom- und Reichweitenreserven in Abhängigkeit von der Flugwindhängewinkelsteuerung beim Rückkehrflug für Nutzlasten von 7200 kg (links) und 7800 kg (rechts)

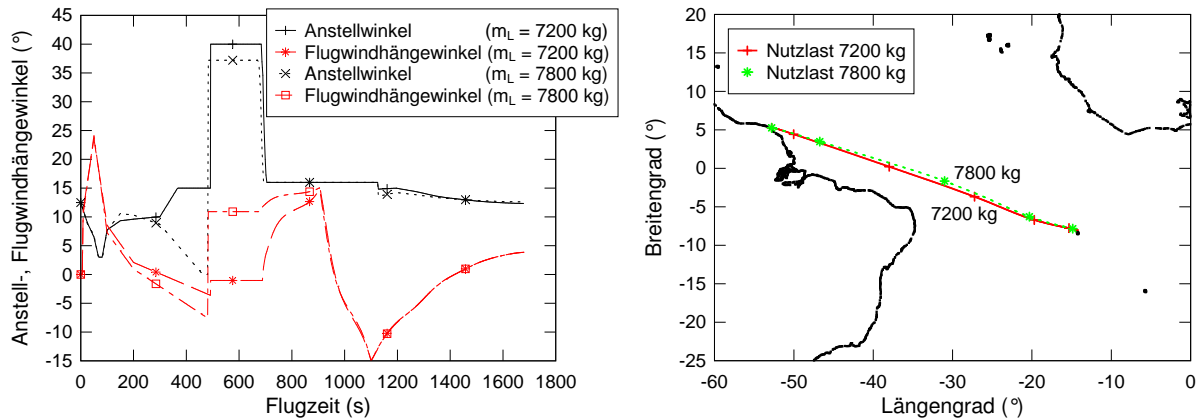


Abbildung 6.6: Steuerverläufe und Bodenspuren für Nutzlasten von 7200 kg und 7800 kg

ten einzeln und unabhängig voneinander untersucht. Die Modellunsicherheiten betreffen das Raumtransportsystem selbst (Aerodynamik, Antrieb, Systemmassen), die Navigation (Position und Geschwindigkeit), die Flugregelung (Anstell- und Flugwindhängewinkel) und atmosphärische Schwankungen und Winde. Das Ziel dieser Untersuchungen besteht darin, die für das Einhalten der Restriktionen kritischen Modellunsicherheiten und Störeinflüsse herauszuarbeiten. Weiterhin gibt diese Sensitivitätsstudie Aufschluss darüber, in welchem Maße einzelne Störungen vom Lenkalgorithmus kompensiert werden können und wie groß die Modellunsicherheiten im Einzelnen sein dürfen.

Abb. 6.7 zeigt links die Abweichungen vom Zielpunkt bei einer Variation des Auftriebsbeiwertes um  $\pm 5\%$  vom Nominalwert in 1%-Schritten und die nominale Bodenspur. Liegt der Auftriebsbeiwert um mehr als 2% unter dem nominalen Wert, wird der Zielkreis mit 20 km Radius nicht mehr erreicht. Ein zu großer Auftrieb dagegen kann vom Lenkalgorithmus problemlos kompensiert werden. Die restlichen Restriktionen wie Wärmestrom, Staudruck, freie molekulare Aufheizrate und Antriebsbedarf der Oberstufe sind bei der Variation des Auftriebsbeiwertes unkritisch.

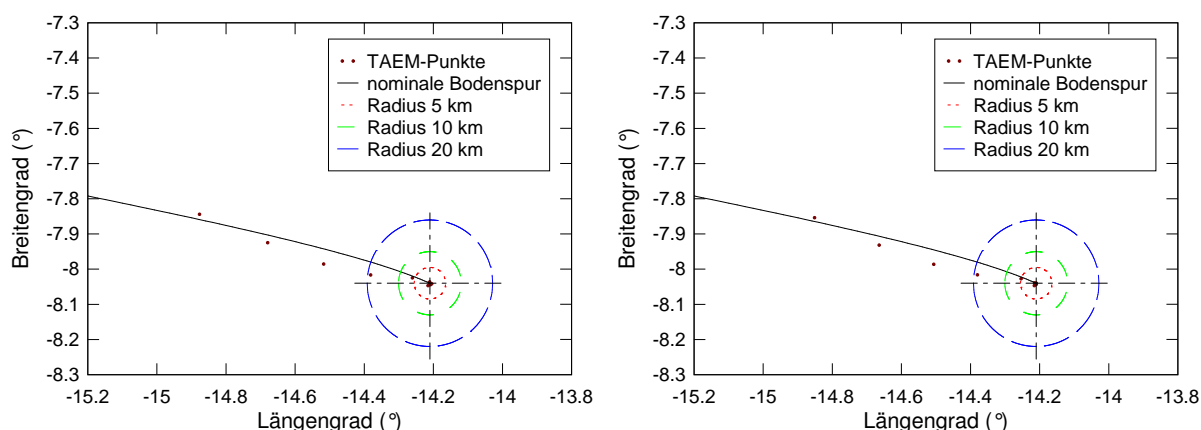


Abbildung 6.7: Zielabweichungen bei Variation des Auftriebsbeiwertes um  $\pm 5\%$  (links) und des Widerstandsbeiwertes um  $\pm 5\%$  (rechts)

In Abb. 6.8 ist der Steuerverlauf für den Fall mit um  $5\%$  verringertem Auftriebsbeiwert im Vergleich zum nominalen Steuerverlauf dargestellt. Dem Flugwindhängewinkelverlauf ist zu entnehmen, dass der Lenkalgorithmus zwar dafür sorgt, dass der Hopper nun keinen S-Kurvenflug mehr fliegt, sondern nahezu geradeaus auf den Landeort zusteuert, die Reichweitenreserven reichen aber dennoch nicht aus, um den Landeort zu erreichen. Analoge Ergebnisse erhält man bei der Variation des Widerstandsbeiwertes (Abb. 6.7 rechts). Bei zu großen Widerstandsbeiwerten wird der Zielkreis nicht erreicht. Die Verteilung der TAEM-Punkte ist sehr ähnlich zu denen der Variation des Auftriebsbeiwertes. Das zeigt, dass ein zu großer Widerstandsbeiwert fast den gleichen Einfluss auf die Restriktionsverletzungen hat wie ein zu kleiner Auftriebsbeiwert und bedeutet, dass das Auftriebs- zu Widerstandsverhältnis nicht um mehr als  $2\%$  nach unten vom Nominalwert abweichen sollte. Selbst bei einer Flugbahnoptimierung ohne Berücksichtigung von Reserven zeigt sich, dass nicht alle Restriktionen eingehalten werden können, wenn das Auftriebs- zu Widerstandsverhältnis um  $5\%$  kleiner als im Nominalfall ist. Entweder wird der zulässige Wärmestrom deutlich überschritten oder der Landeort nicht erreicht. Ein Vergleich mit Abb. 5.7 bestätigt dieses Ergebnis. Bei einem um  $5\%$  verringerten Auftriebsbeiwert liegt die Nutzlast bereits unter  $7500\text{ kg}$ . Ähnlich wie in [24] zeigt sich hier eine physikalische Grenze, ab der die Mission nicht mehr möglich ist.

Da in der Optimierung, wie in Kap. 2.3.3 beschrieben, bereits Degradationen der nominellen aerodynamischen Beiwerte berücksichtigt wurden, ist nicht von noch schlechteren aerodynamischen Beiwerten auszugehen. Hieraus ergibt sich also ein Mindestmaß an aerodynamischer Güte, die der Hopper haben muss, damit die Mission überhaupt möglich ist. Daher werden die Variationsbereiche für die aerodynamischen Beiwerte in den Monte-Carlo-Simulationen so gewählt, dass sich die aerodynamische Güte  $C_A/C_W$  in einem Bereich zwischen  $98$  und  $106\%$  vom Nominalwert bewegt.

Der spezifische Impuls der Hopper-Triebwerke ist ebenfalls eine kritische Größe, wie nach den Untersuchungen in Kap. 5 zu erwarten war. Ein um mehr als  $1\%$  zu kleiner spezifischer Impuls führt zu einer niedrigeren Scheitelpunktshöhe, so dass die Dauer, während der die freie molekulare Aufheizrate klein genug zum Aussetzen der Oberstufe ist, zu klein wird. Das Antriebsvermögen der Oberstufe reicht dann auch nicht mehr aus,

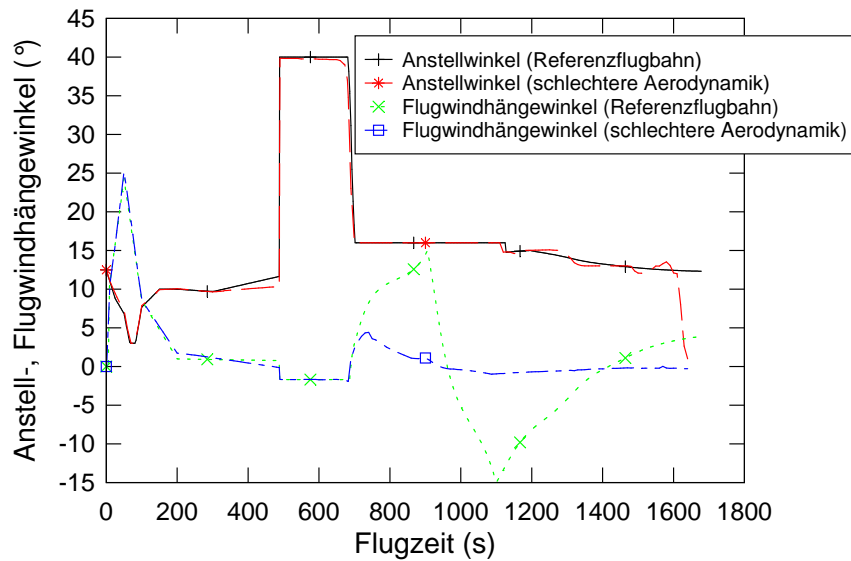


Abbildung 6.8: Steuerverlauf für einen um 5 % verschlechterten Auftriebsbeiwert im Vergleich zum nominalen Steuerverlauf

um die Nutzlast in den GTO einzuschießen. Zudem kann der Landeort nicht ohne eine deutliche Überschreitung des zulässigen Wärmestroms erreicht werden. Der Bordrechner geht bei der Bahnvorhersage stets vom nominalen spezifischen Schub aus. Er nimmt daher stets Korrekturen im Steuerverlauf vor, die dazu führen, dass der Raumtransporter mit nominalem spezifischem Impuls die Restriktionen einhalten und den Landeort erreichen würde. Im Laufe der Zeit werden die Verletzungen der Restriktionen jedoch so groß, dass sie nicht mehr kompensiert werden können. Ist der spezifische Impuls um mehr als 2 % kleiner als der Nominalwert, wird der Landeort bei ansonsten nominalen Werten nicht mehr erreicht. Auch für den spezifischen Impuls wurden bereits bei der Bahnoptimierung degradierte Werte verwendet, so dass gefordert werden kann, dass der spezifische Impuls nicht um mehr als 1 % von diesem degradierten Wert nach unten abweicht. Die Zielabweichungen und Restriktionsverletzungen bei der Variation des spezifischen Impulses um  $\pm 5\%$  sind in Abb. 6.9 dargestellt.

Der Massenstrom der Triebwerke ist im Vergleich zum spezifischen Impuls nicht so kritisch. Unsicherheiten von  $\pm 5\%$  werden vom Lenkalgorithmus kompensiert. Der Massenstrom geht zwar ebenso wie der spezifische Impuls linear in den Schub der Triebwerke ein, hat aber keinen großen Einfluss auf das gesamte Antriebsvermögen des Hoppers, da sich die Brenndauer der Triebwerke entsprechend ändert.

Die Startmasse des Raumtransportsystems wird dann kritisch, wenn sie um mehr als 0,5 % nach oben vom Nominalwert abweicht. Da aber 0,5 % bei einer nominalen Startmasse von 480 Tonnen bereits 2,4 Tonnen wären, dürfte die Startmasse im realen Fall nicht um einen noch größeren Betrag vom Nominalwert abweichen. An dieser Stelle sei noch einmal darauf hingewiesen, dass es sich hier um Störungen handelt, die im Bordrechner nicht bekannt sind. Sind dem Bordrechner die Störungen bekannt, kann er noch weit größere Beträge kompensieren, soweit das physikalisch möglich ist, da er dann mit den tatsächlich vorliegenden Werten eine Bahnvorhersage macht, und sich die Fehler durch die ungenaue



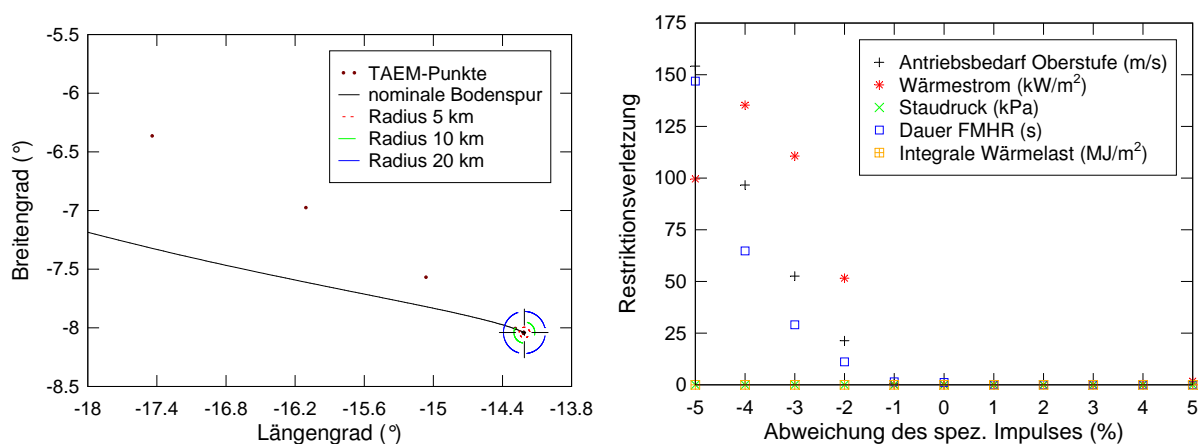


Abbildung 6.9: Zielabweichungen und Restriktionsverletzungen bei Variation des spezifischen Impulses um  $\pm 5\%$

Bahnvorhersage nicht aufsummieren. Je früher dem Bordrechner Störungen oder von den Nominalwerten abweichende Größen bekannt sind, desto mehr Zeit bleibt ihm, diese zu kompensieren.

Eine höhere Leermasse des Raumtransportsystems beim Rückkehrflug führt zu einem erhöhten maximalen Wärmestrom. Doch selbst Unsicherheiten von  $\pm 5\%$  werden vom Lenkalgorithmus problemlos kompensiert. Auch hier dürften die Unsicherheiten in der Realität deutlich kleiner sein.

Die Navigationsunsicherheiten, die sich in Geschwindigkeits- und Positionsfehlern äußern, können ebenfalls problemlos kompensiert werden. Die Unsicherheiten wurden jeweils mit  $\pm 30$  m/s für die Geschwindigkeitskomponenten und  $\pm 1500$  m für die Position je Raumrichtung angenommen, sind jedoch nach [19] in Realität deutlich kleiner. Nur bei der Geschwindigkeitskomponente in radialer Richtung treten nennenswerte Restriktionsverletzungen auf, wenn die Fehler sehr groß werden. Wird dem Bordrechner eine um 30 m/s zu kleine Geschwindigkeitskomponente in radialer Richtung mitgeteilt, wird die FMHR-Grenze um 40 s zu kurz unterschritten. Bei einer um den gleichen Betrag zu großen Geschwindigkeitskomponente treten leichte Überschreitungen des zulässigen Wärmestroms auf. Laut [19] betragen die Unsicherheiten für die Geschwindigkeitskomponenten jedoch nur ca. 3 m/s pro Raumrichtung. Damit liegen die Unsicherheiten deutlich unterhalb der kritischen Grenze.

Um die Dynamik der Anstellwinkel- und Flugwindhängewinkelsteuerung sowie Unsicherheiten in der Flugregelung realistisch wiederzugeben, werden den Anstell- und Flugwindhängewinkelverläufen gewisse Trägheiten nach Gl. (6.1) und 6.2 aufgeprägt.

$$\dot{\alpha} = \frac{1}{\tau_{\alpha}} (\alpha_c - \alpha) \quad (6.1)$$

$$\dot{\mu} = \frac{1}{\tau_{\mu}} (\mu_c - \mu) \quad (6.2)$$

Der Index  $c$  steht für die kommandierte Winkellage. Diese Gleichungen werden zusammen mit den Bewegungsgleichungen Gl. (2.37-2.43) integriert. Die Konstanten  $\tau_{\alpha}$  und  $\tau_{\mu}$  sind ein Maß für die Verzögerung, mit der der tatsächliche Steuerverlauf dem kommandierten

Verlauf folgt. Während diese Verzögerungen für den Flugwindhängewinkel unproblematisch sind und Werte von  $\tau_\mu$  bis 10 s problemlos vom Lenkalgorithmus kompensiert werden, wirkt sich eine entsprechende Trägheit der Anstellwinkeldynamik viel dramatischer auf den Flugverlauf aus. Abb. 6.10 zeigt den tatsächlichen Anstellwinkelverlauf im Vergleich zum kommandierten Anstellwinkelverlauf für  $\tau_\alpha = 10$  s. Insbesondere die Verzögerung bei der Zurücknahme des Anstellwinkels von  $40^\circ$  auf  $16^\circ$  beim Wiedereintritt hat eine erhebliche Reduktion der Reichweite und damit Schwierigkeiten beim Erreichen des Landeortes zur Folge. Bereits die Untersuchungen in Kap. 5 haben gezeigt, dass es für das Erreichen des Landeortes wichtig ist, dass der Hopper bereits frühzeitig mit einem hohen Auftriebs- zu Widerstandsverhältnis fliegt. Bei einer zu großen Trägheit in der Anstellwinkeldynamik fliegt der Hopper zu lange mit einem großen Anstellwinkel und somit auch mit einem großen Widerstand, so dass die Bahnenergie zu schnell abnimmt und die Reichweite zu gering wird. Abb. 6.11 zeigt, dass die Zielabweichung bereits für  $\tau_\alpha = 3$  s größer als 5 km ist. Die übrigen Restriktionsverletzungen sind dagegen weitgehend unkritisch, nur die Dauer, während der die zulässige freie molekulare Aufheizrate unterschritten wird, ist um einige Sekunden zu kurz.

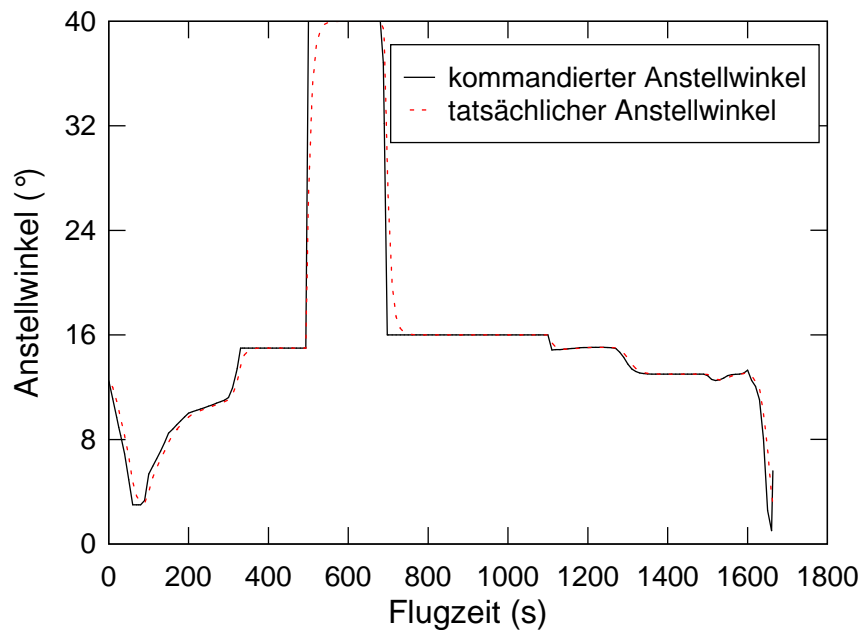


Abbildung 6.10: Kommandierter und tatsächlicher Anstellwinkelverlauf für  $\tau_\alpha = 10$  s

Im Gegensatz zu den Ergebnissen früherer Untersuchungen, die sich mit dem Wiedereintritt mit orbitalen Geschwindigkeiten befassen, z.B. [19], sind die atmosphärischen Schwankungen für die Hopper-Mission vergleichsweise unkritisch. Während im Bordrechner mit dem US-Standard-Atmosphärenmodell ein recht einfaches Modell verwendet wird, bei dem nur die Flughöhe in die Atmosphären Daten eingeht und Winde unberücksichtigt bleiben, werden im Simulator das MSISE-Modell zur Berechnung der atmosphärischen Daten und das Windmodell HWM93 verwendet. In diese Modelle gehen neben der Flughöhe auch noch die Position des Raumtransporters sowie Tag und Uhrzeit ein. So werden die atmosphärischen Schwankungen und Winde realistischer wiedergegeben. Abb. 6.12 zeigt

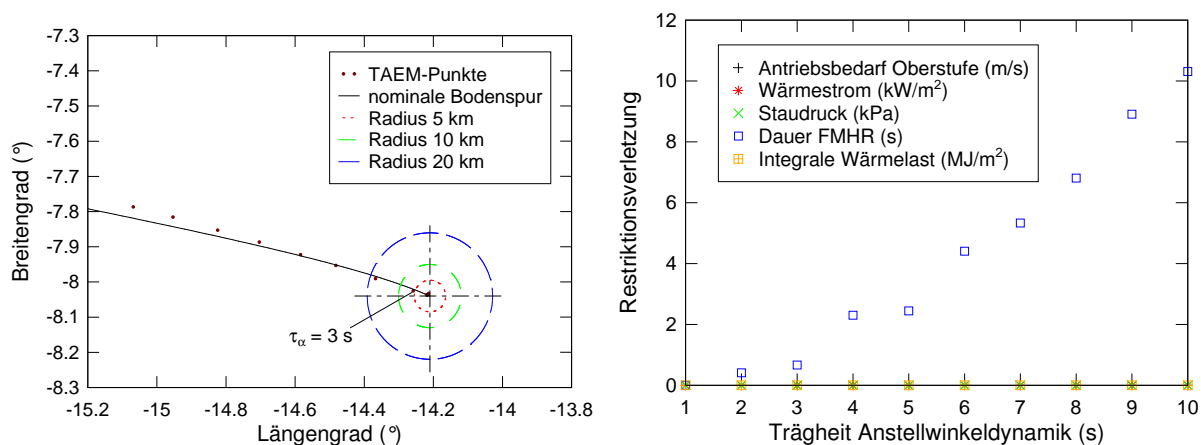


Abbildung 6.11: Zielfabweichungen und Restriktionsverletzungen bei Variation der Anstellwinkeldynamik im Bereich  $0,5 \text{ s} \leq \tau_\alpha \leq 10 \text{ s}$

die Schwankungsbereiche für die atmosphärische Dichte und Winde laut MSISE-Modell für die Längen- und Breitengradbereiche, die für die hier betrachtete Hopper-Mission in Frage kommen. In der Realität treten zwar gelegentlich weitaus höhere Windgeschwindigkeiten auf, diese würden jedoch zu einer Verschiebung des Starttermins führen, so dass sie hier nicht berücksichtigt werden müssen. Die durch die Variationen von Tag und Uhrzeit hervorgerufenen Schwankungen der atmosphärischen Daten und Winde werden problemlos vom Lenkalgorithmus kompensiert. Die zusätzlichen Eingabeparameter für das Atmosphärenmodell wie magnetischer Index, solarer Strahlungsfluss usw. wirken sich stärker auf die oberen Atmosphärenschichten aus. Auf die Hopper-Mission haben sie praktisch keinen Einfluss. Auch sie werden problemlos kompensiert.

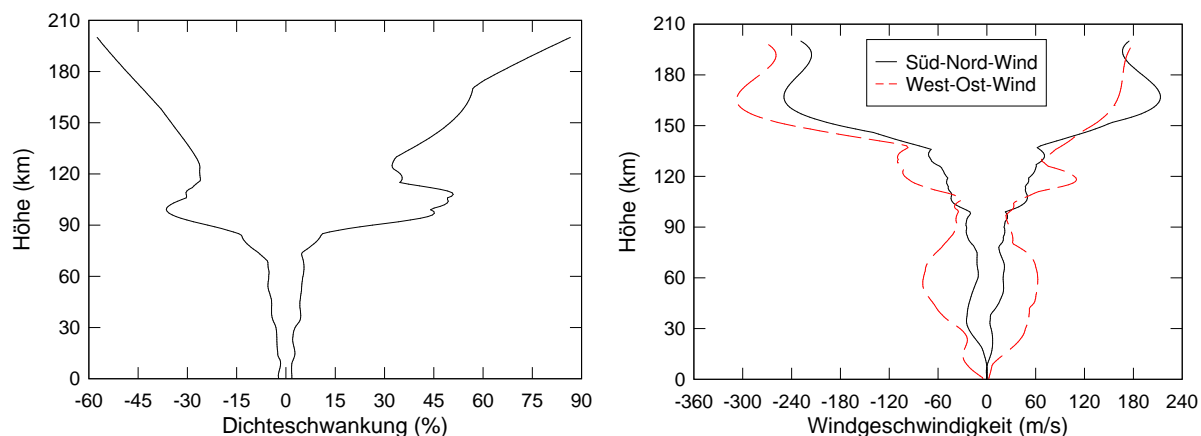


Abbildung 6.12: Dichteschwankungen und Winde laut MSISE- und HWM93-Modell für den in Frage kommenden Längen- und Breitengradbereich

Die Sensitivitätsstudien zeigen, dass der Lenkalgorithmus am empfindlichsten auf ein zu geringes Auftriebs- zu Widerstandsverhältnis und einen zu geringen spezifischen Impuls der Triebwerke reagiert. Für diese Größen wurde jedoch bereits bei den Flugbahnoptimierungen von degradierten Werten ausgegangen, so dass nicht anzunehmen ist, dass in der

Realität noch deutlich ungünstigere Werte auftreten. Bei noch schlechteren Werten für diese beiden Größen wäre die Hopper-Mission physikalisch nicht mehr möglich ohne eine oder mehrere Restriktionen zu verletzen, wie sich auch schon in Kap. 5 herausgestellt hat. Die Startmasse muss ebenfalls mit einer Genauigkeit unter 0,5% bekannt sein. Da dies bei der nominalen Startmasse von ca. 480 Tonnen aber bereits einige Tonnen sind, sollte auch das kein Problem sein. Die letzte kritische Einflussgröße ist die Anstellwinkeldynamik. Die Trägheit insbesondere bei der Rücknahme des Anstellwinkels von  $40^\circ$  auf  $16^\circ$  beim Wiedereintritt darf nicht zu groß sein. Ansonsten wird der Landeort auf Grund des ungünstigen Auftriebs- zu Widerstandsverhältnisses bei zu großem Anstellwinkel nicht erreicht. Diese Forderung stellt gewisse Ansprüche an die Lageregelung, die jedoch problemlos umsetzbar sein dürften, denn eine Winkelbeschleunigung von  $0,24^\circ/\text{s}^2$  reicht aus, um den Hopper innerhalb von 20 s um  $24^\circ$  zu drehen, wobei am Anfang und am Ende des Manövers die Winkelgeschwindigkeit gleich Null ist.

### 6.3 Monte-Carlo-Simulationen

Um die Robustheit des verwendeten Lenkverfahrens unter Beweis zu stellen, wurden Monte-Carlo-Analysen durchgeführt. Dabei wurden alle Modellunsicherheiten im Rahmen ihrer möglichen Ungenauigkeiten zufällig variiert. Selbst wenn in den meisten Fällen eher eine Gaußverteilung in den Modellunsicherheiten zu erwarten ist, wurde hier für alle Unsicherheiten eine Gleichverteilung zu Grunde gelegt. Das hat den Vorteil, dass ungünstige Parameterkombinationen in der Monte-Carlo-Analyse häufiger auftreten als in der Realität. Gerade die Robustheit gegenüber solch ungünstigen Verhältnissen soll unter Beweis gestellt werden. Die Modellunsicherheiten und ihre Schwankungsbereiche sind in Tab. 6.1 zusammengefasst.

Es wurden 1000 Simulationsläufe durchgeführt, in denen die in Tab. 6.1 aufgeführten Unsicherheiten zufällig variiert wurden. In Abb. 6.13 sind die in den Monte-Carlo-Simulationen auftretenden Zielabweichungen und Restriktionsverletzungen dargestellt. Von den 1000 Simulationen erreichen 985 den geforderten Zielkreis mit 20 km Radius, 15 liegen außerhalb, von denen nur zwei mehr als 50 km vom Ziel entfernt liegen. 95,3% der Simulationen erreichen sogar den inneren Kreis mit 5 km Radius. Auffällig ist, dass die Verteilung der Endpunkte der Flugbahnsimulationen einen „Schweif“ hat, der entlang der nominalen Bodenspur verläuft. Flüge, die deutlich über das Ziel hinausgehen, treten nicht auf. Nur bei sehr ungünstigen Parameterkombinationen wie wenig Auftrieb, viel Widerstand, geringer spezifischer Impuls und hohe Startmasse ist der Lenkalgorithmus nicht mehr in der Lage, diese Modellunsicherheiten zu kompensieren.

An dieser Stelle sei noch einmal betont, dass es sich bei den dargestellten Punkten nicht um das Ende des Fluges oder die Landung handelt, sondern um TAEM-Punkte, d.h. der Hopper hat an diesem Punkt noch eine Flughöhe von ca. 20 km bei einer Geschwindigkeit von ca. 300 m/s. Außerdem befindet sich der vorgegebene TAEM-Zylinder mit 20 km Radius in Flugrichtung ca. 20 km hinter der eigentlichen Landebahn auf Ascension Island. Mit der verbleibenden Bahnenergie dürfte auch von den außerhalb des TAEM-Zylinders

	Untergrenze	Obergrenze
<b>Aerodynamik:</b>		
Auftriebsbeiwert	-1 %	+3 %
Widerstandsbeiwert	-3 %	+1 %
<b>Schub:</b>		
spezifischer Impuls	-1 %	+1 %
Massenstrom	-3 %	+3 %
<b>Systemmassen:</b>		
Startmasse	-0,5 %	+0,5 %
Leermasse	-1 %	+1 %
<b>Navigation:</b>		
Geschwindigkeit (pro Raumrichtung)	-3 m/s	+3 m/s
Position (pro Raumrichtung)	-500 m	+500 m
<b>Steuerung:</b>		
Anstellwinkeldynamik	0,1 s	3 s
Flugwindhängewinkeldynamik	0,1 s	5 s
<b>Atmosphäre:</b>		
Tag im Jahr	1	365
Uhrzeit	0 Uhr	24 Uhr
Solarer Strahlungsfluss		
- des vergangenen Tages	70	260
- dreimonatiger Mittelwert	70	260
Magnetischer Index	4	25

Tabelle 6.1: Modellunsicherheiten und Schwankungen

liegenden Punkten noch die Landebahn erreichbar sein, denn in erster Näherung gilt für den Geradeausflug:

$$\frac{W}{A} = \frac{C_W}{C_A} = \tan(-\gamma) = \frac{\Delta h}{\Delta s} \quad (6.3)$$

Für die Reichweite  $\Delta s$  folgt demnach:

$$\Delta s = \frac{C_A}{C_W} \cdot \Delta h \quad (6.4)$$

In [53] wird Gl. (6.5) für die Reichweite hergeleitet. Durch den ersten Term wird der Reichweitengewinn infolge der Änderung der kinetischen Energie berücksichtigt. Diese Gleichung ist noch etwas optimistischer als Gl. (6.4).

$$\Delta s = \frac{C_A}{C_W} \cdot \left( \frac{v_{\text{TAEM}}^2 - v_{\text{END}}^2}{2 \cdot g} + \Delta h \right) \quad (6.5)$$

Der Hopper hat im Unterschallbereich ein Auftriebs- zu Widerstandsverhältnis größer als fünf. Bei einer Flughöhe von 15 km ergibt sich also eine Reichweite von mindestens 75 km.

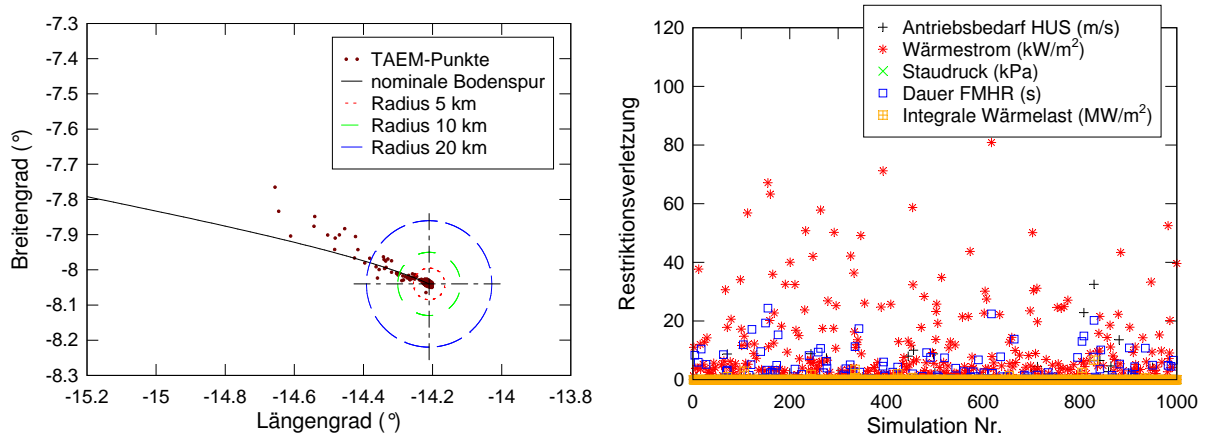


Abbildung 6.13: Zielabweichungen und Restriktionsverletzungen bei 1000 Monte-Carlo-Simulationsläufen

Die nach Tab. 5.1 formulierten Endbedingungen beim Erreichen des TAEM-Interfaces über die Bahnenergie führen zu einer nominalen Flughöhe von ca. 20 km. Damit beträgt die Reichweite sogar noch mehr als 100 km.

Die Wärmestromgrenze wird in 4,8 % der Fälle um mehr als 5 % ( $\hat{=} 22,5 \text{ kW/m}^2$ ), in 12 von 1000 Fällen um mehr als 10 % überschritten, in keinem Fall jedoch um mehr als 20 %. Die Staudruckbegrenzung wird in allen Fällen eingehalten. Die Verletzungen der Dauer der freien molekularen Aufheizrate sind stets kleiner als 25 s. Laut [64] könnten auch 140 s für das Aussetzen der Oberstufe genügen. Damit wären die Verletzungen der FMHR-Beschränkung unkritisch. Die Hauptursache für diese Restriktionsverletzungen liegt in den atmosphärischen Dichteschwankungen, die vom Bordrechner nicht erfasst werden. Ist in der kritischen Flughöhe die Dichte in der Simulation höher als im Atmosphärenmodell der Bahnvorhersage, hält der Bordrechner diese Restriktionen noch für erfüllt, während sie in der Simulation bereits verletzt sind. Auch die häufig auftretenden leichten Wärmestromüberschreitungen lassen sich so begründen.

Die Restriktionsverletzungen können vermutlich noch reduziert werden, indem man den zulässige Wärmestrom im Bordrechner etwas herabsetzt und die erforderliche Dauer zum Aussetzen der Oberstufe im Bordrechner etwas erhöht. Damit würden die Dichteunterschiede zwischen dem Modell im Bordrechner und der Simulation kompensiert, so dass dann die nominalen Grenzen besser eingehalten werden könnten. Eine weitere Alternative wäre das Einführen eines zusätzlichen Dichtemodells für die Atmosphäre, das in Abhängigkeit von der Flughöhe den jeweils laut MSISE-Modell maximal möglichen Dichte-Wert liefert. Während für die Bahnvorhersage weiterhin das US-Standard-Modell verwendet werden sollte, könnte für die Berechnung der dichteabhängigen Restriktionen (Wärmestrom, freie molekulare Aufheizrate und Staudruck) dieses Dichtemodell verwendet werden. Damit wird ausgeschlossen, dass eine dieser Beschränkungen in der Simulation verletzt wird, obwohl sie laut Bahnvorhersage noch eingehalten wurde, zumindest wenn keine nennenswerten Navigationsfehler in der Flughöhe auftreten.

Da die Restriktionsverletzungen in den meisten Fällen aber noch tolerierbar sind, lohnt sich der zusätzliche Aufwand für die Bahnvorhersage vermutlich nicht. Zudem dürfte diese Vorgehensweise einen tendenziell schlechten Einfluss auf das Erreichen des Lan-

deortes haben, da gerade das Einhalten des zulässigen Wärmestroms und das Erreichen des Landeortes gegenläufige Beschränkungen sind. Eine Verschärfung der Wärmestrom-Restriktion führt daher zu größeren Zielabweichungen. Außerdem ist das hier verwendete Modell für den Wärmestrom nicht sonderlich genau, sondern liefert nur einen eher pessimistischen Wert für den tatsächlich auftretenden Wärmestrom, der auf der Annahme vollkatalytischer Zustände während des Wiedereintritts basiert. Die tatsächlich auftretenden Wärmelasten dürften geringer sein. Zudem dauert die heiße Phase beim Wiedereintritt des Hoppers nur ungefähr eine Minute. Die Wärmestromüberschreitungen dauern – falls sie auftreten – sogar nur wenige Sekunden, so dass die auftretenden Verletzungen der Wärmestromgrenze als unkritisch einzustufen sind.

### 6.3.1 Reduktion des Bordrechenaufwandes

Um den Bordrechenaufwand zu reduzieren, ist es möglich, die Anzahl der Parameter, die in jedem Lenkzyklus aktualisiert werden müssen, zu senken. Es müssen dem Lenkalgorithmus jedoch stets mindestens so viele Steuerparameter zur Verfügung stehen, wie es aktive Restriktionen gibt. Sonst ist das Problem der Erfüllung der Restriktionen überbestimmt und es können nicht alle Restriktionen eingehalten werden.

Hier werden nun zunächst die Resultate der Monte-Carlo-Simulationen vorgestellt, bei denen die gesamte Anzahl an Steuerparametern wie in Kap. 5 variiert wurde. Da die maximal mögliche Nutzlast mit den Modellen mit weniger Steuerparametern abnimmt (vgl. Tab. 5.3), werden die möglichen Reserven für die Einhaltung der Beschränkungen bei nominaler Nutzlast geringer. Daher werden in den Monte-Carlo-Simulationen mit weniger Steuerparametern die Restriktionen häufiger überschritten als bei den Modellen mit hoher Steuerparameter-Anzahl. Abb. 6.14 und 6.15 und Tab. 6.2, in der die Mittelwerte und Standardabweichungen der Restriktionsverletzungen für die Steuermodelle 2 bis 4 nach Tab. 5.3 zusammengestellt sind, zeigen jedoch, dass der Einfluss vergleichsweise gering ist. Das bedeutet, dass auch mit einer so geringen Anzahl an Steuerparametern wie in Modell 4 bereits sehr gute Resultate erzielt werden.

Ein weiterer Ansatz, den Bordrechenbedarf zu reduzieren, besteht darin, dem Bordrechner nur eine niedrigere Anzahl freier Steuerparameter zur Verfügung zu stellen und den restlichen Steuerverlauf fest vorzugeben. Da es bis zu sechs aktive Restriktionen gibt, werden mindestens ebenso viele aktive Steuerparameter benötigt. Also werden dem Bordrechner insgesamt sechs aktive Steuerparameter zur Kompensation von Störungen und damit zum Einhalten der Restriktionen zur Verfügung gestellt. Wird ein Steuerparameter inaktiv, weil er keinen Einfluss mehr auf den weiteren Flugverlauf hat, wird der nächste Steuerparameter aktiviert, so dass stets sechs Steuerparameter aktiv durch den Lenkalgorithmus beeinflusst werden können.

Wichtig für die Wahl der vom Lenkverfahren variierbaren Steuerparameter ist ferner, dass diese auch genügend Einfluss auf die Restriktionen haben. Bei den Steuermodellen mit elf Anstellwinkelparametern kommt es beispielsweise häufiger zu Restriktionsverletzungen als bei den Modellen mit weniger Anstellwinkelparametern, wenn nur jeweils die ersten drei Anstell- und Flugwindhängewinkelparameter freigegeben werden. Das liegt daran, dass nur der Steuerverlauf in einem deutlich kleineren Zeitraum jeweils aktiv beeinflusst werden kann. Da der Bordrechner stets versucht, mit den ihm zur Verfügung

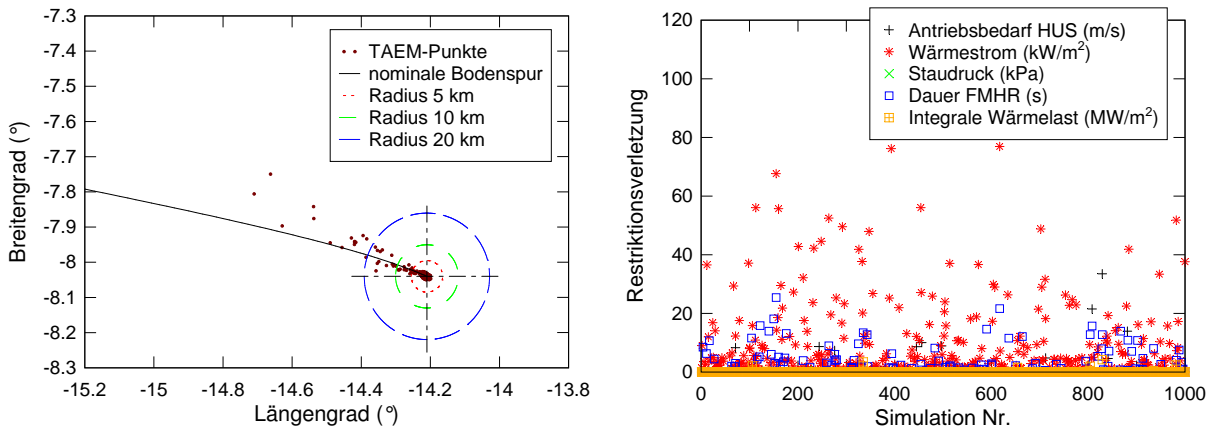


Abbildung 6.14: Zielabweichungen und Restriktionsverletzungen bei 1000 Monte-Carlo-Simulationsläufen für Steuermodell 2 nach Tab. 5.3

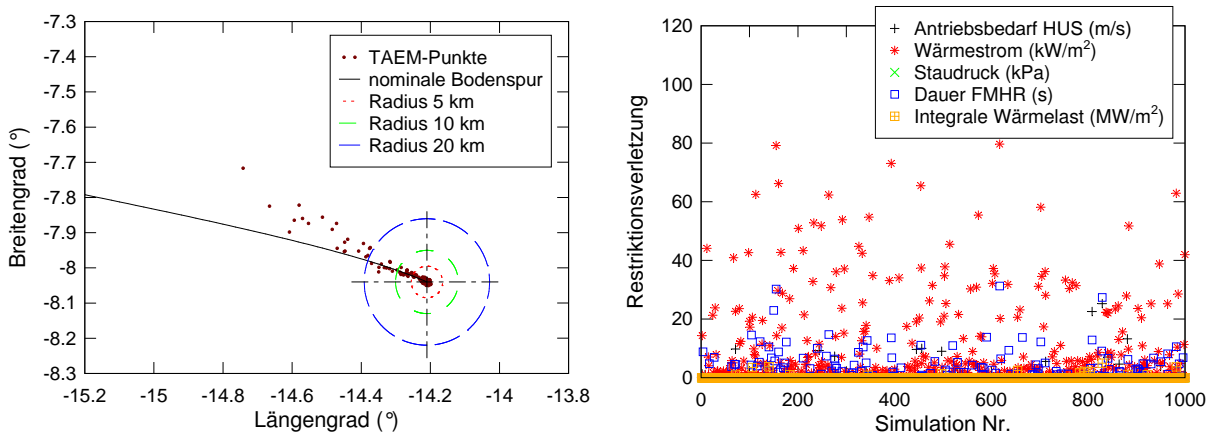


Abbildung 6.15: Zielabweichungen und Restriktionsverletzungen bei 1000 Monte-Carlo-Simulationsläufen für Steuermodell 4

stehenden Steuerparametern die Restriktionen einzuhalten, kann es vorkommen, dass sich so ein insgesamt eher ungünstiger Flugverlauf ergibt, weil jeweils nur ein kleiner Teil des Steuerverlaufes angepasst werden kann. Ist beispielsweise das Erreichen des Landeortes kritisch, ist es günstiger, den S-Kurvenflug beim Rückkehrflug etwas zu strecken. Wenn dem Bordrechner diese Möglichkeit in der ersten Flugphase jedoch verweigert wird, versucht er, den Steuerverlauf bereits während des Aufstiegsfluges so anzupassen, dass alle Restriktionen eingehalten oder nur möglichst wenig verletzt werden. Daraus können sich Restriktionsverletzungen ergeben, die vermeidbar wären, wenn schon während des Aufstiegsfluges auch die Parameter für den Rückkehrflug veränderbar gewesen wären. Daher sind die Flugwindhängewinkelparameter für den S-Kurvenflug für die im Folgenden vorgestellten Ergebnisse von Anfang an aktiv. So ergeben sich mit minimaler Steuerparameteranzahl gute Ergebnisse. Abb. 6.16 zeigt die Ergebnisse einer Monte-Carlo-Simulation, bei der von Beginn an zwei Anstellwinkelparameter und ein Flugwindhängewinkelparameter für den Aufstiegsflug und 3 Flugwindhängewinkelparameter für den Rückkehrflug aktiv sind.



Restriktionsverletzungen		Modell 2		Modell 3		Modell 4	
		$\varnothing$	$\sigma$	$\varnothing$	$\sigma$	$\varnothing$	$\sigma$
Zielabweichung	(km)	1,491	4,675	1,534	4,748	1,711	5,503
Wärmestrom	(kW/m <sup>2</sup> )	3,265	8,816	3,408	9,147	4,245	10,909
Staudruck	(kPa)	0,001	0,012	0,000	0,000	0,000	0,000
Dauer FMHR	(s)	0,519	2,257	0,521	2,299	0,638	2,622
Antriebsbedarf HUS	(m/s)	0,151	1,508	0,166	1,523	0,159	1,399
Integrale Wärmelast	(MJ/m <sup>2</sup> )	0,016	0,215	0,023	0,284	0,030	0,294

Tabelle 6.2: Arithmetische Mittelwerte ( $\varnothing$ ) und Standardabweichungen ( $\sigma$ ) der Restriktionsverletzungen für die verschiedenen Steuermodelle

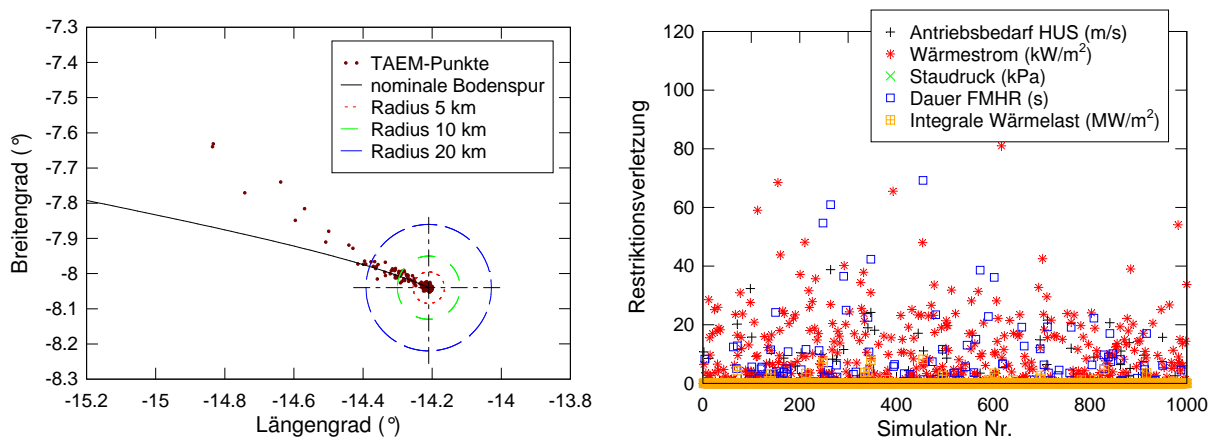


Abbildung 6.16: Zielabweichungen und Restriktionsverletzungen bei 1000 Monte-Carlo-Simulationenläufen für Steuermodell 3 mit 6 aktiven Steuerparametern

Der Bordrechenaufwand lässt sich durch verschiedene Maßnahmen noch weiter reduzieren. Beispielsweise geht die Integrationsschrittweite bei der Bahnvorhersage linear in den Bordrechenaufwand ein. Hier wurde eine Sekunde als Integrationsschrittweite festgelegt. Größere Integrationsschrittweiten bis zu fünf Sekunden zeigen trotz gelegentlicher Schrittkennzahlen größer eins bei der Integration mit dem Runge-Kutta-Verfahren keine nennenswerten, negativen Auswirkungen auf die Genauigkeit der Bahnvorhersage und damit auf die Leistungsfähigkeit des Lenkverfahrens.

Eine variable Steuerung der Integrationsschrittweite hat sich dagegen nicht bewährt. Durch die variablen Zeitschritte bei der Bahnintegration wird der Störung der einzelnen Parameter für die Gradientenberechnung eine zusätzliche numerische Störung überlagert, die die Gradientenbildung ungenau werden lässt.

Eine weitere Möglichkeit zur Senkung des Bordrechenaufwandes besteht in einer Verringerung der Frequenz, mit der die Steuerparameter aktualisiert werden. In den bisher vorgestellten Ergebnissen erfolgte einmal pro Sekunde ein entsprechender Lenkaufruf. Der Zeitraum zwischen zwei Lenkaufrufen wird dann zu groß, wenn die aufsummierten Störungen während dieses Zeitraumes und die damit verbundenen Abweichungen von der vorhergesagten Flugbahn so groß werden, dass die Störungen nicht mehr kompensiert werden können. Abb. 6.17 zeigt die Ergebnisse einer Monte-Carlo-Simulation mit Steuermodell 3,

bei der wie in Abb. 6.16 sechs Steuerparameter aktiv sind, die Integrationsschrittweite aber auf 5s und die Zeit zwischen zwei Lenkaufrufen auf 3s erhöht wurde. Man sieht, dass nun häufiger das Ziel nicht erreicht wird, und dass auch die Restriktionen häufiger und um größere Beträge überschritten werden. Problematisch ist hier insbesondere der Aufstiegsflug. In den Fällen, in denen die Wärmestromgrenze deutlich überschritten wird, liegt die Scheitelpunktshöhe deutlich über ihrem Nominalwert. Das bedeutet also, dass der Aufstiegsflug bereits erheblich vom nominalen Flugverlauf abweicht. Hier könnte eventuell noch eine Verbesserung erzielt werden, wenn die Steuerung des Aufstiegsfluges nicht über die Zeit, sondern über die Höhe, die Geschwindigkeit bzw. Machzahl oder wie beim Rückkehrflug über die Bahnenergie erfolgt.

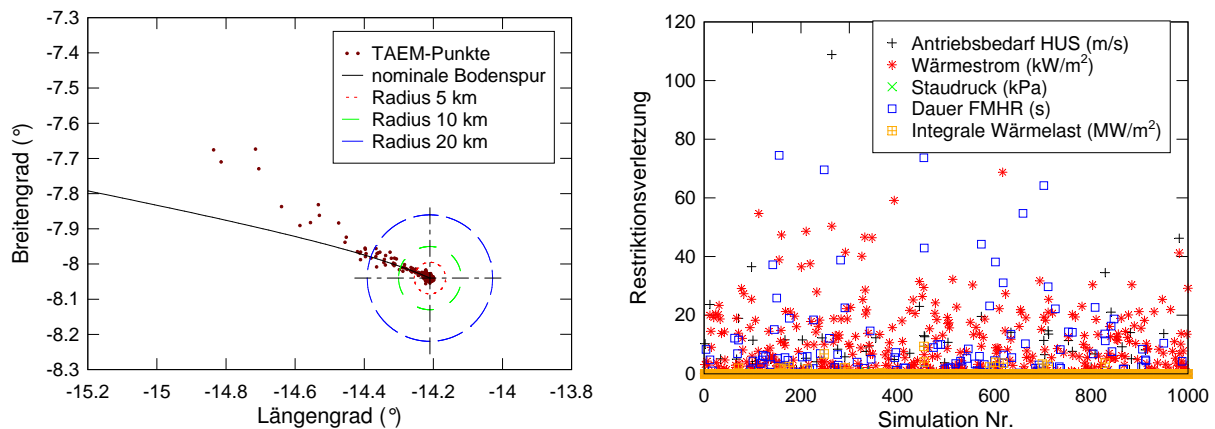


Abbildung 6.17: Zielabweichungen und Restriktionsverletzungen bei 1000 Monte-Carlo-Simulationenläufen für Steuermodell 3 mit 6 aktiven Steuerparametern, einer Integrationsschrittweite von 5s bei der Bahnvorhersage und Lenkaufrufen alle 3s

Um den quantitativen Einfluss der geschilderten Maßnahmen auf den Bordrechenaufwand zu bestimmen, wurde die pro Lenkaufruf benötigte Rechenzeit ermittelt. Abb. 6.18 zeigt den Bordrechenaufwand für die Steuermodelle in Tab. 5.3, wobei zum einen die Anzahl der aktiven Steuerparameter und zum anderen die Integrationsschrittweite variiert wurde. Dargestellt ist jeweils der Zeitbedarf für den ersten Lenkaufruf auf einem Pentium 4 Prozessor mit einer Taktfrequenz von 2,8GHz. Bei dieser Analyse wurde sichergestellt, dass alle Restriktionen aktiv sind. Unter diesen Bedingungen ergibt sich für den jeweils simulierten Flug der maximale Bordrechenaufwand.

Erwartungsgemäß ist der Bordrechenaufwand proportional zum Kehrwert der Integrationsschrittweite. Auch die Anzahl aktiver Steuerparameter geht nahezu linear in den Bordrechenaufwand ein. Das ist damit zu begründen, dass hier die Dauer für die Integration der Flugbahn deutlich dominiert, während die mathematischen Operationen im GPA nur wenig Zeit benötigen. Für die Berechnung der Gradienten im GPA sind bei  $n$  Optimierungsparametern  $n + 1$  Flugbahnsimulationen notwendig.

Die Frequenz, mit der die Lenkaufufe stattfinden, hat zwar keinen Einfluss auf die Dauer eines einzelnen Lenkaufrufs, sie bestimmt aber, wie lange ein einzelner Lenkaufruf maximal dauern darf, ohne dass die Echtzeitfähigkeit verloren geht. Wenn die Steuerparameter beispielsweise mit einer Frequenz von einem Hertz, also einmal pro Sekunde,

aktualisiert werden sollen, muss ein Lenkaufruf innerhalb dieses Zeitraums abgeschlossen sein. Für die Echtzeitfähigkeit ist zudem zu berücksichtigen, dass für andere Aufgaben wie die Lageregelung und die Navigation ebenfalls Rechenzeit benötigt wird.

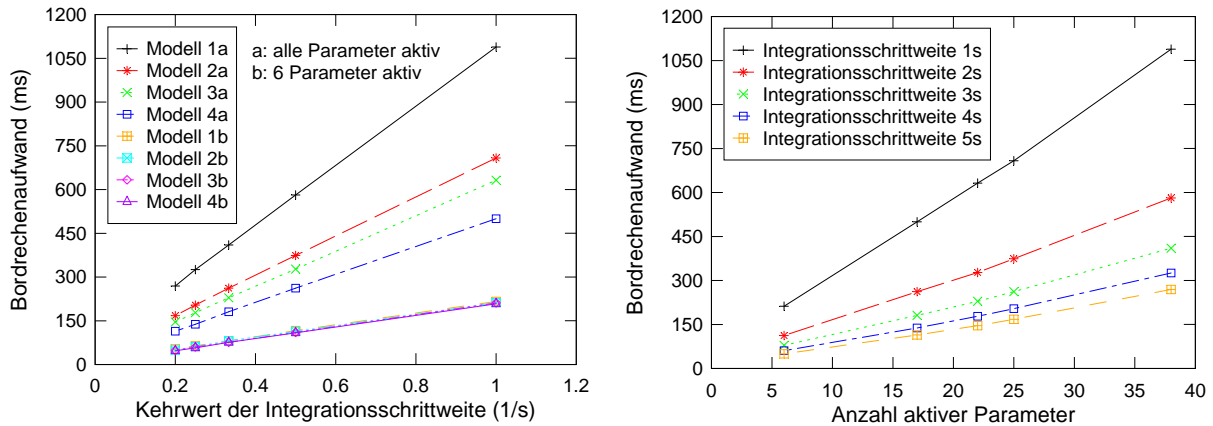


Abbildung 6.18: Bordrechenaufwand über dem Kehrwert der Integrationsrittweite (links) und über der Anzahl aktiver Steuerparameter (rechts)

### 6.3.2 Variation der Nutzlast

Wie bereits erwähnt, sind die Reserven für den Wärmestrom und die Reichweite abhängig von der Nutzlast. Je kleiner die Nutzlast, desto größer sind die Reserven, wobei die Aufteilung zwischen Reichweiten- und Wärmestromreserve über die Vorgabe der Flugwindhängewinkelparameter beim S-Kurvenflug während des Rückkehrfluges gesteuert werden kann, vgl. Abb. 6.5. Tab. 6.3 gibt Aufschluss über die Reserven, die für die folgenden Monte-Carlo-Analysen zur Variation der Nutzlast eingestellt wurden. Für eine unveränderte Steuerung während des S-Kurvenfluges ergibt sich bei einer Verringerung der Nutzlast um 300 kg ungefähr die gleiche Reichweitenreserve, aber eine etwas größere Wärmestromreserve. Bei einer Nutzlast von 7800 kg sind kaum noch Reserven möglich.

Nutzlast	Flugwindhängewinkelsteuerung S-Kurvenflug	Wärmestromreserve	Reichweitenreserve
7200 kg	$\pm 15^\circ$	15,3 kW/m <sup>2</sup>	30,4 km
7500 kg	$\pm 15^\circ$	9,9 kW/m <sup>2</sup>	30,2 km
7800 kg	$\pm 5^\circ$	1,2 kW/m <sup>2</sup>	1,7 km

Tabelle 6.3: Reserven in Abhängigkeit von der Nutzlast und der Steuerung beim S-Kurvenflug

Die geringeren Reserven bei größerer Nutzlast äußern sich in häufigeren Restriktionsverletzungen in der Monte-Carlo-Analyse, wie Abb. 6.19 und Abb. 6.20 zeigen. Bei einer Nutzlast von 7200 kg erreichen 98,8% der Flüge den Zielkreis, bei 7800 kg nur 96,2%. In den restlichen Restriktionen ergeben sich ähnliche Verschlechterungen bei der höheren Nutzlast.

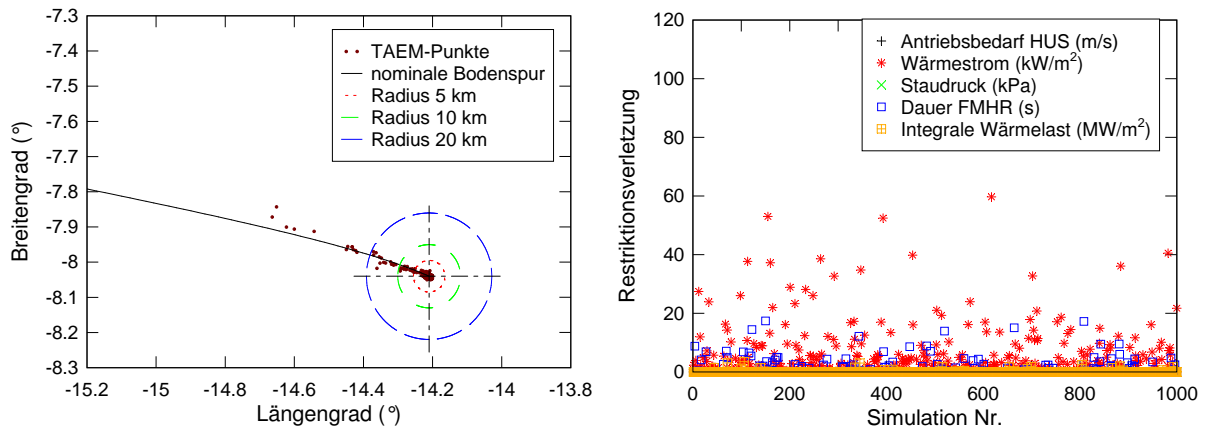


Abbildung 6.19: Zielabweichungen und Restriktionsverletzungen bei 1000 Monte-Carlo-Simulationsläufen (Nutzlast 7200 kg)

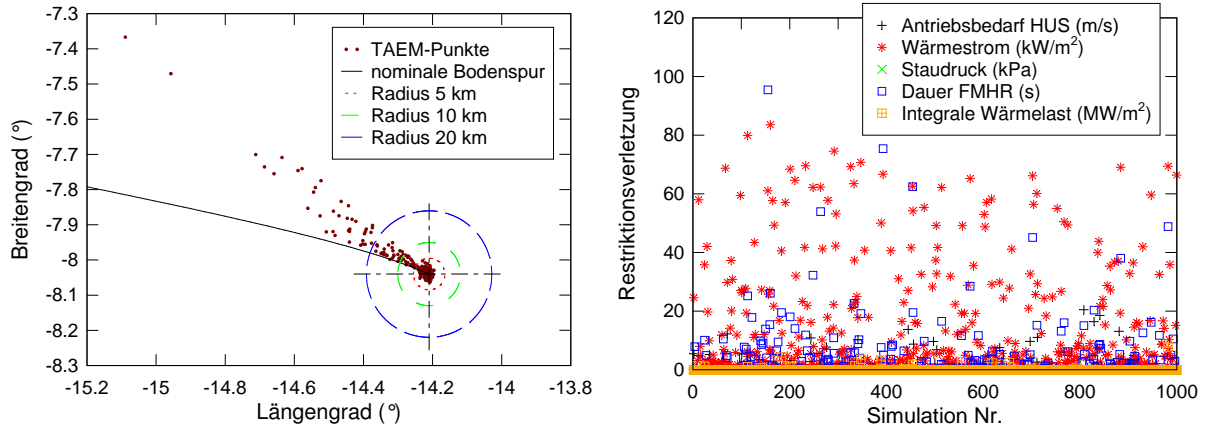


Abbildung 6.20: Zielabweichungen und Restriktionsverletzungen bei 1000 Monte-Carlo-Simulationsläufen (Nutzlast 7800 kg)

Um dennoch eine höhere Nutzlast realisieren zu können, wären kleinere Modellunsicherheiten für die kritischen Größen nötig. Besonders der spezifische Impuls und das Verhältnis des Auftriebs- zum Widerstandsbeiwert dürften nicht so viel nach unten vom Nominalwert abweichen. Die geforderten, geringeren Modellunsicherheiten, die das Fahrzeug betreffen, dürften sich nach den ersten Flügen einhalten lassen, da dann die Fahrzeugeigenschaften besser bekannt sind. Aber auch die Anstellwinkelfehler müssten auf einen kleineren Wert begrenzt werden. Alternativ könnte auch ein höherer Wärmestrom zugelassen werden. Dadurch würde die kritischste Restriktion entschärft, was wiederum größere Reserven für die anderen Restriktionen, vor allem für die Reichweite, erlaubt. Zum Schluss sei noch angemerkt, dass sich durch unterschiedliche Skalierungen der Restriktionen im Lenkalgorithmus die Verletzungen einer Restriktion zu Lasten der anderen Restriktionen verringern lassen. Es ist also möglich, durch eine entsprechende Skalierung dafür zu sorgen, dass noch mehr Flüge den Zielkreis erreichen. Dafür treten dann aber häufiger größere Wärmestromüberschreitungen auf.

## 6.4 Missionsabbruch

Ein geflügeltes Raumtransportsystem bietet prinzipiell die Möglichkeit eines Startabbruchs. Während bei konventionellen, unbemannten Trägern nur eine Sprengung der Rakete zur Vermeidung von Personen- und Sachschäden am Boden vorgesehen ist, wobei sowohl der Träger als auch die Nutzlast verloren gehen, ist beim Hopper unter gewissen Voraussetzungen eine sichere Rückkehr zum Startplatz ohne den Verlust des Trägersystems und der Nutzlast möglich. Beispielhaft werden hier die Ergebnisse der Untersuchungen zum Triebwerksausfall vorgestellt, vgl. auch [59] und [60].

Es wird angenommen, dass eines der äußeren Triebwerke ausfällt und das zweite äußere Triebwerk zur Vermeidung eines großen Giermomentes ebenfalls abgeschaltet wird. Das mittlere Triebwerk liefert weiterhin nominalen Schub. Da das Fahrwerk des Hoppers nicht für die Landung des betankten Raumtransportsystems ausgelegt ist, fliegt der Hopper zunächst weiter, bis der Treibstoff vollständig aufgebraucht ist. Je nach Zeitpunkt des Triebwerksausfalls ergeben sich unterschiedliche Flugbahnen, die zum Startplatz zurückführen. Bei einem frühen Startabbruch fliegt der Hopper zunächst einige Kreise, fällt erst relativ spät ein Triebwerk aus (bis ca. 225 s), fliegt der Hopper in einem Bogen zum Startplatz zurück.

Der Weiterflug zum nominellen Landeort Ascension Island ist erst bei einem sehr spät auftretenden Triebwerksausfall ab ca. 290 s möglich und dann auch nur mit leichten Überschreitungen der Wärmestromgrenze. Dazwischen gibt es ein Zeitfenster, in dem weder eine Rückkehr zum Startplatz noch ein Weiterflug nach Ascension Island möglich ist. Für dieses Zeitfenster käme eventuell ein Rückflug zu einem anderen Landeort in Südamerika in Frage.

Die Steuerung während des Flugabbruchs erfolgt analog zur Steuerung des Gesamtfluges. Während der angetriebenen Phase erfolgt die Steuerung als Funktion der Zeit, danach als Funktion der normierten Bahnenergie  $\varepsilon$ . Da bei einem Triebwerksausfall keine Zeit für Bahnoptimierungen bleibt, müssen bereits vor dem Flug einige wenige Startlösungen für den Lenkalgorithmus generiert werden. Um unnötig große Lenkmanöver zu vermeiden, wurde hier der Steueraufwand nach Gl. (6.6) als Zielfunktion  $F$  gewählt.

$$\begin{aligned}
 F = & \sum_{i=1}^{n_{\alpha,A}-1} \left( \frac{\alpha_{A,i+1} - \alpha_{A,i}}{\tau_{\alpha,i+1} - \tau_{\alpha,i}} \right)^2 + \sum_{i=1}^{n_{\mu,A}-1} \left( \frac{\mu_{A,i+1} - \mu_{A,i}}{\tau_{\mu,i+1} - \tau_{\mu,i}} \right)^2 \\
 & + \left( \frac{\alpha_{A,n_{\alpha,A}} - \alpha_{R,1}}{1 - \varepsilon_{\alpha,1}} \right)^2 + \left( \frac{\mu_{A,n_{\mu,A}} - \mu_{R,1}}{1 - \varepsilon_{\mu,1}} \right)^2 \\
 & + \sum_{i=1}^{n_{\alpha,R}-1} \left( \frac{\alpha_{R,i+1} - \alpha_{R,i}}{\varepsilon_{\alpha,i+1} - \varepsilon_{\alpha,i}} \right)^2 + \sum_{i=1}^{n_{\mu,R}-1} \left( \frac{\mu_{R,i+1} - \mu_{R,i}}{\varepsilon_{\mu,i+1} - \varepsilon_{\mu,i}} \right)^2 \quad (6.6)
 \end{aligned}$$

mit den normierten Stützzeiten  $\tau_i = t_i/t_n$ , wobei  $n$  die Anzahl der jeweiligen Stützstellen angibt. Der Index  $A$  steht hier für die angetriebene Phase, der Index  $R$  für den nicht angetriebenen Rückkehrflug. Diese Normierung auf einen Bereich zwischen 0 und 1 ist notwendig, weil die Stützstellen während der nicht angetriebenen Phase über die normierte Bahnenergie definiert sind, die ebenfalls Werte zwischen 0 und 1 annehmen kann. So ist gewährleistet, dass alle Lenkmanöver ungefähr gleich stark gewichtet werden.

Auch hier wurde im letzten Flugabschnitt durch einen S-Kurvenflug eine gewisse Reichweitenreserve vorgesehen. Abb. 6.21 zeigt exemplarisch die Bodenspuren der Startlösungen bei einem Flugabbruch nach einer Sekunde und nach 200 s. Die Kreuze geben die jeweilige Position beim Startabbruch an, die Kreise die Position bei Brennschluss der Triebwerke. Zusätzlich wurden Anfangslösungen für einen Startabbruch nach 50 s, 100 s und 150 s generiert. Diese fünf Anfangslösungen werden im Bordrechner gespeichert.

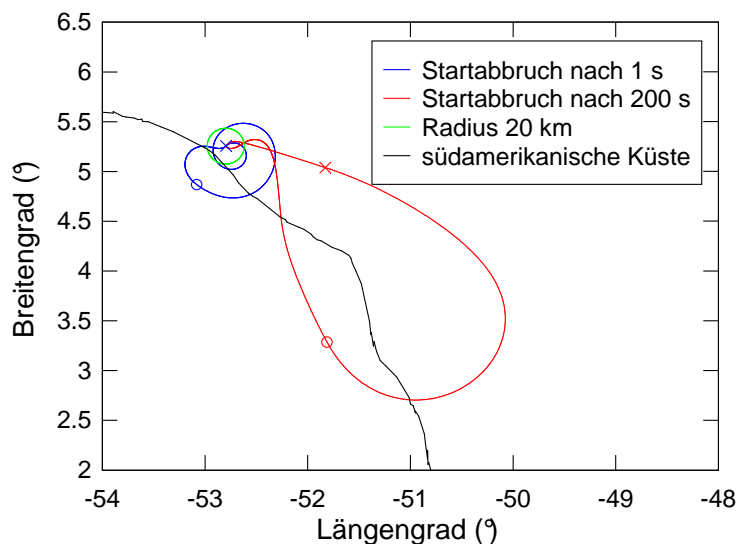


Abbildung 6.21: Bodenspuren der Anfangslösungen für einen Missionsabbruch nach 1 s und nach 200 s

Zur Demonstration, dass der Lenkalgorithmus auch beim Startabbruch gute Resultate bringt, wurde eine Monte-Carlo-Simulation durchgeführt, bei der die Modellunsicherheiten und Schwankungen in den gleichen Bereichen wie bei der Gesamtmission (Tab. 6.1) variiert wurden. Zusätzlich wurde der Zeitpunkt des Startabbruchs als Monte-Carlo-Parameter aufgenommen und zwischen 0 und 225 s zufällig variiert. Bis zum Zeitpunkt des Startabbruchs erfolgt eine regelmäßige Aktualisierung der Steuerparameter mit dem nominalen Ziel Ascension Island. Im ersten Lenkaufruf nach dem Triebwerksausfall wählt der Bordrechner die zeitlich nächstliegende Startlösung für den Flugabbruch und das neue Ziel, also den Startplatz in Kourou. Von diesem Zeitpunkt an erfolgt analog zur Lenkung der Gesamtmission in regelmäßigen Zeitabständen eine Aktualisierung der Steuerparameter, die den Hopper sicher zum Startplatz zurückbringen sollen.

Die Simulation endet in einer Flughöhe von 2 km. Der Hopper hat dann noch eine Geschwindigkeit von ca. 100 m/s. Als Ziel wurde hier ein Kreis um den Startort mit einem Radius von 2,5 km definiert. Ausgehend von diesen Zielbedingungen sollte die Landebahn in jedem Fall erreichbar sein, da das Auftriebs- zu Widerstandsverhältnis im Unterschallbereich größer als fünf ist.

Abb. 6.22 zeigt das Ergebnis der Monte-Carlo-Simulation für 1000 Fälle. In nur 5 Fällen wird das anvisierte Ziel nicht erreicht. Ähnlich wie bei der Lenkung des Gesamtfluges handelt es sich hierbei um Fälle mit sehr geringen Auftriebs- zu Widerstandsverhältnissen. Außerdem tritt der Triebwerksausfall in allen Fällen, die den Startplatz nicht erreichen, erst sehr spät auf. Die Staudruckbegrenzung wird häufig um einige Kilopascal

überschritten. Der Grund dafür liegt wiederum in den unterschiedlichen Atmosphärenmodellen für Bordrechner und Simulation, die bei gleicher Höhe unterschiedliche Dichten liefern. Die Wärmestromgrenze ist beim Flugabbruch dagegen unkritisch. Der bei dieser Monte-Carlo-Simulation maximal auftretende Wärmestrom beträgt lediglich  $212 \text{ kW/m}^2$  und liegt damit deutlich unter dem Grenzwert von  $450 \text{ kW/m}^2$ .

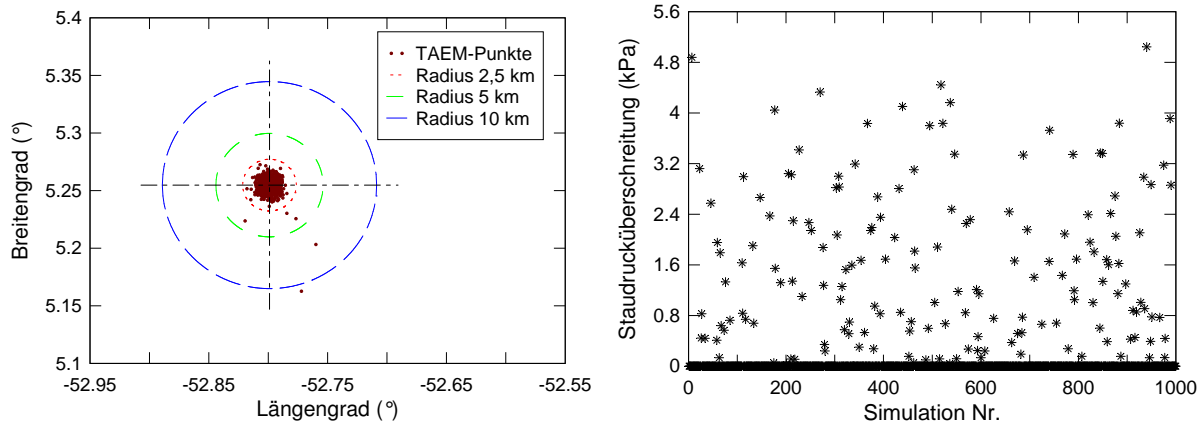


Abbildung 6.22: Zielabweichungen und Staudrucküberschreitungen bei 1000 Monte-Carlo-Simulationsläufen mit Missionsabbruch

Zur Verbesserung der Fähigkeit zum Flugabbruch wäre es möglich, wiederzündbare Triebwerke vorzusehen. Das hätte den Vorteil, dass der Hopper bei einem relativ spät auftretenden Triebwerksausfall zunächst mit abgeschalteten Triebwerken eine Kurve in Richtung Startplatz fliegen könnte und dann erst die Triebwerke wieder einschaltet, um sicher zum Startplatz zurückzukehren. Wenn die Triebwerke auch während des Kurvenfluges arbeiten, hat das auf Grund der ständigen Beschleunigung des Hoppers einen deutlich größeren Kurvenradius zur Folge, so dass der Startort unter Umständen nicht mehr erreichbar ist. Durch die Wiederzündfähigkeit der Triebwerke könnte dieses Problem entschärft werden.

Theoretisch wäre das Ablassen von Treibstoff eine weitere Alternative. Die geringere Masse des Raumtransporters würde das Umkehren zum Startort ebenfalls deutlich erleichtern. Das Ablassen des Treibstoffs ist jedoch ohne großen, technischen Aufwand nicht zu realisieren. Problematisch ist hier, dass der Treibstoff im Normalfall nur durch die Turbopumpen der Triebwerke gefördert wird, die nur dann in Betrieb sind, wenn das Triebwerk auch arbeitet. Hinzu kommen die Gefahren, die mit dem Ablassen der unverbrannten Treibstoffe, also Wasserstoff und Sauerstoff, verbunden sind. Aus heutiger Sicht scheint das Ablassen der Treibstoffe daher keine in Frage kommende Alternative zu sein.

## 6.5 Resümee der Anwendung des Lenkverfahrens auf die Gesamtmission

Das Lenkkonzept wurde erfolgreich auf die Gesamtmission des Raumtransportsystems Hopper erweitert und ist nun in der Lage, alle Missionsphasen eines wiederverwendbaren Raumtransportsystems vom Start bis zum Erreichen des TAEM-Interfaces abzudecken.



Es ist nicht mehr nötig, unterschiedliche Lenkstrategien für den Aufstiegs- und den Rückkehrflug zu wählen wie beispielsweise beim Space Shuttle. Diese konventionelle Vorgehensweise wäre beim suborbitalen Hopper nicht oder nur mit größeren Nutzlasteinbußen und Einschränkungen in der Flexibilität anwendbar.

Fahrzeug- und missionsspezifische Regler zur Einhaltung von Wärmelastgrenzen sind durch die Implementierung von Ungleichungsrestriktionen in den Restaurationsschritt des GPA überflüssig geworden. Dadurch wird die Übertragung des Verfahrens auf andere Missionen und Raumtransportsysteme wesentlich erleichtert.

Die Parametrisierung der Steuerverläufe während des Rückkehrfluges über die normierte spezifische Bahnenergie ermöglicht die Steuerung mit sehr wenigen Steuerparametern, was im Hinblick auf die Echtzeitfähigkeit wichtig ist, und trägt außerdem durch die weitgehende Eliminierung der Zeitabhängigkeit der Steuerung zur Robustheit des Verfahrens bei. Auch Flugabbruchszszenarien lassen sich so sehr gut bewältigen.

Die durchgeführten Monte-Carlo-Analysen demonstrieren die Anwendbarkeit des vorgestellten Lenkkonzepts auf die Hopper-Mission, unterstreichen aber gleichzeitig die Feststellung aus Kap. 5, dass die Wärmestromreserven sehr klein sind. Das führt zum einen zu relativ häufigen, wenn auch nicht sehr großen Wärmestromüberschreitungen und zum anderen zu einzelnen Fällen, bei denen der TAEM-Zylinder nicht erreicht wird und die Wärmestromgrenze gleichzeitig deutlich überschritten wird. In diesen Fällen reichen das Antriebsvermögen und die aerodynamischen Eigenschaften des Hoppers nicht für eine Erfüllung aller Restriktionen aus. Da die Maximierung der Reichweite und die Minimierung der Wärmestromspitze einen gegenläufigen Einfluss auf den Anstellwinkelverlauf während des Wiedereintritts haben, findet der Lenkalgorithmus in diesen Fällen nur einen Kompromiss, bei dem beide Restriktionen verletzt sind. Durch eine Vergrößerung der Wärmestromreserven könnte dieses Problem entschärft werden. Die Wärmestromreserven lassen sich nicht auf Kosten der Nutzlast sondern nur durch eine Verbesserung des Antriebs oder der aerodynamischen Eigenschaften oder durch eine Erhöhung des zulässigen Wärmestroms deutlich steigern. Die letztgenannte Alternative scheint technisch am leichtesten realisierbar zu sein, da die Überschreitung der Wärmestromgrenze nur einige Sekunden dauert.

Das Problem der Reichweite sollte außerdem wie bereits in Kap. 5 erwähnt durch eine Verlagerung des TAEM-Zylinders in Richtung Kourou entschärft werden. Die von Astrium definierte Position in Flugrichtung ca. 20 km hinter Ascension Island erscheint wenig sinnvoll und trotz der gewünschten Landerichtung von Ost nach West nicht notwendig.

Die Ergebnisse zeigen ferner, dass das Lenkverfahren auf Grund der expliziten Bahnvorhersage so genannte Skipping-Trajektorien, also Flugbahnen mit einer Bahnneigung größer als Null während des Wiedereintritts, problemlos bewältigt. Herkömmliche Bahnfolgeregler sind für solche Flugbahnen nur bedingt bis gar nicht einsetzbar.



## 7 Exemplarische Anwendung des Lenkkonzepts auf andere Fahrzeuge und Missionen

Zur Demonstration der Anwendbarkeit und Übertragbarkeit des Lenkkonzepts auf andere Fahrzeuge und Missionen wurde eine AOTV-Mission (Aeroassisted Orbit Transfer Vehicle) ausgewählt. Bei einer solchen Mission geht es darum, wie in Abb. 7.1 skizziert, ausgehend von einem Ausgangsorbit in die Atmosphäre einzutreten, dort ein aerodynamisch gestütztes Manöver durchzuführen, beispielsweise zur Inklinationsänderung oder zur Absenkung des Apogäums, und anschließend die Atmosphäre zum Einschuss in die Zielbahn zu verlassen. Die Ausgangsbahn kann ein Orbit oder auch eine hyperbolische Bahn sein, wie sie beispielsweise bei der Rückkehr von interplanetaren Missionen zu erwarten ist.

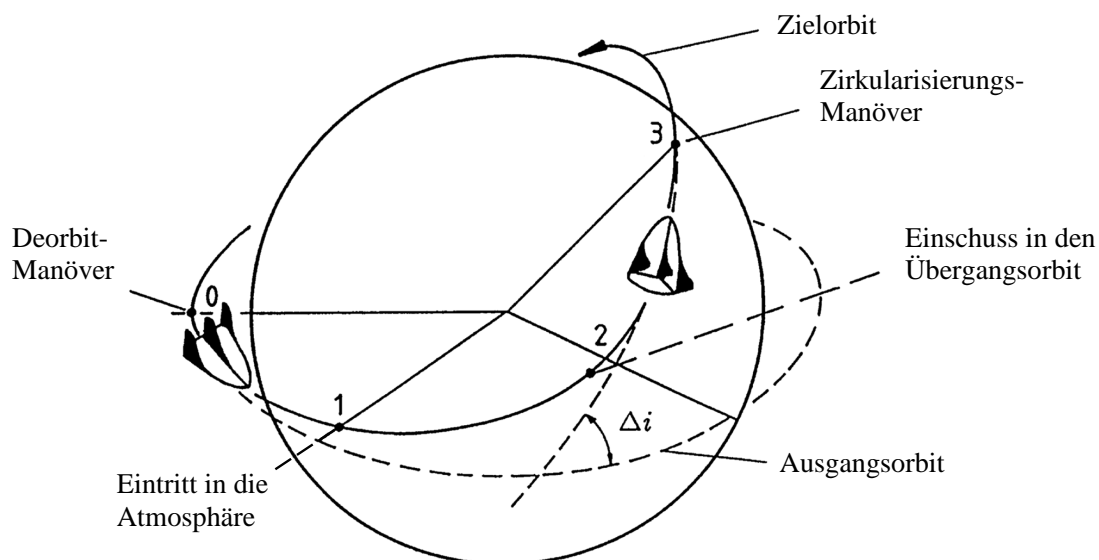


Abbildung 7.1: Aerodynamisch unterstützte Orbit-Transfer-Mission [7]

Der Vorteil dieser Vorgehensweise gegenüber einem konventionellen Bahnübergang ist die Treibstoffersparnis, die mit dem Ausnutzen der aerodynamischen Eigenschaften des Fahrzeugs verbunden ist. Die Nachteile sind zum einen das komplexere Fahrzeug, das mit Hitzeschutz und aerodynamischen Komponenten ausgestattet werden muss und zum anderen die aufwendigere Steuerung, die ein komplettes GNC-System erfordert. In diesem Kapitel geht es jedoch weniger darum, nachzuweisen, dass ein AOTV-Manöver sinnvoller ist als ein impulsiver Bahntransfer, sondern lediglich um den Nachweis der Übertragbarkeit des Lenkverfahrens. Zunächst werden eine Referenzmission und ein Referenzfahrzeug

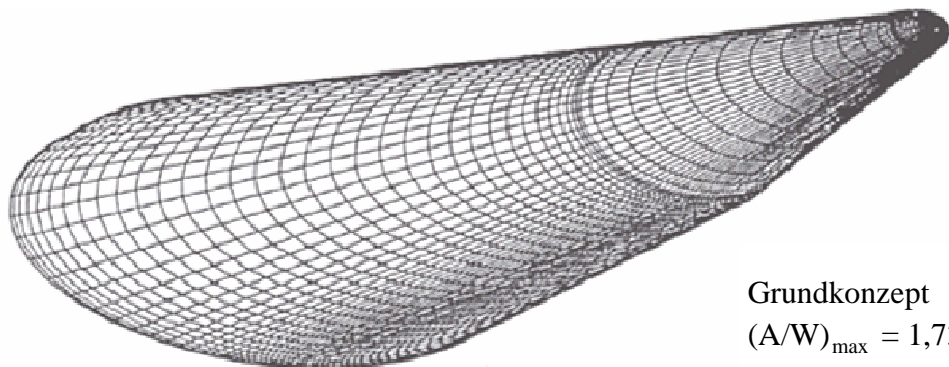
definiert, die an [7] angelehnt sind. Anschließend wird der Lenkalgorithmus auf diese Bedingungen übertragen und angewendet.

## 7.1 Referenzfahrzeug AOTV

Das hier verwendete Fahrzeug entstammt [58]. Als Wärmestrommodell wird wiederum ein Chapman-Modell verwendet, jedoch auf Grund des geänderten Zustands beim Eintritt in die Atmosphäre mit anderen Werten für die Konstanten.

$$\dot{Q} = 5,21058 \cdot 10^{-5} \cdot \sqrt{\frac{\rho}{R_N}} \cdot v^{3,15} \quad (\text{W/m}^2) \quad (7.1)$$

Die Konstanten in Gl. (7.1) stammen aus [19] und entsprechen denen für den Raumgleiter X-38. Der Nasenradius des Fahrzeugs  $R_N$  wird mit 0,3048 m angenommen. Damit wird der tatsächliche Wärmestrom besser wiedergegeben als mit den Konstanten für den sub-orbital fliegenden Hopper. Die maximal auftretenden Wärmeströme stimmen so trotz des vergleichsweise einfachen Wärmestrommodells unter gleichen Anströmbedingungen gut mit denen in [8] überein. Die exakte Modellierung des Wärmestroms ist für die Demonstration der Übertragbarkeit des Lenkverfahrens auf andere Fahrzeuge nur von untergeordneter Bedeutung. Die äußere Form des Fahrzeugs entspricht Abb. 7.2. Das maximale Auftriebs- zu Widerstandsverhältnis beträgt 1,73. Es wird ein vergleichsweise einfaches Aerodynamikmodell verwendet, bei dem die Auftriebs- und Widerstandsbeiwerte, wie in Abb. 7.3 dargestellt, nur vom Anstellwinkel abhängig sind. Die aerodynamische Referenzfläche beträgt  $4,72 \text{ m}^2$ , die Masse zu Beginn 4899 kg.



Grundkonzept  
 $(A/W)_{\max} = 1,73$

Abbildung 7.2: Konfiguration des AOTV-Fahrzeugs [58]

## 7.2 Referenzmission AOTV

Zunächst wurden Vergleichsrechnungen durchgeführt, die dem Nachweis der korrekten Implementierung des AOTV-Modells dienen. In Anlehnung an [7] wurde ein Bahntransfer von einem kreisförmigen Äquatororbit in 2000 km Höhe auf einen niedrigen Erdorbit mit 200 km Bahnhöhe und einer Inklination von  $20^\circ$  gewählt.

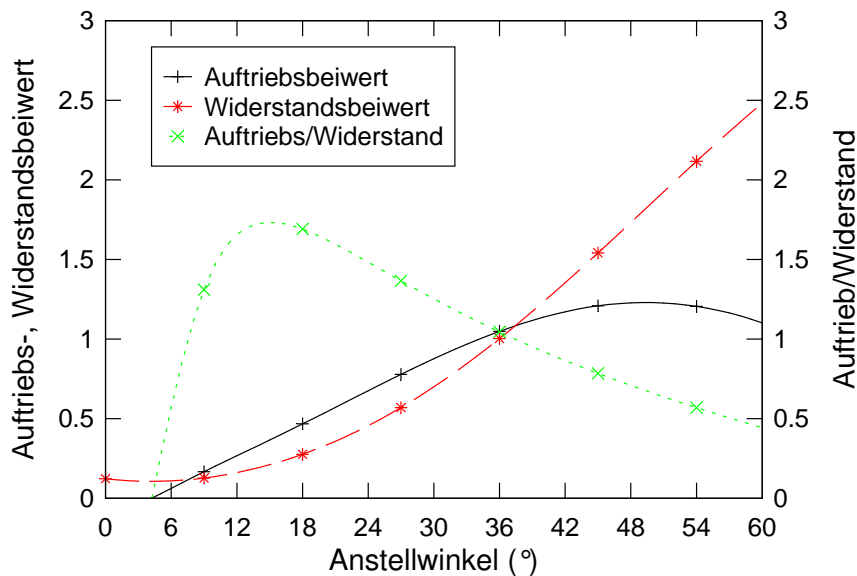


Abbildung 7.3: Aerodynamik des betrachteten AOTV-Fahrzeugs [58]

Für das AOTV-Manöver sind zusätzlich zum aerodynamischen Manöver noch drei impulsive Schubmanöver notwendig. Das erste Manöver dient der Absenkung des Perigäums des Ausgangsorbits, so dass das Fahrzeug in die Atmosphäre eintritt. Das zweite Manöver findet am Ende der atmosphärischen Flugphase statt und schießt das Fahrzeug in einen Übergangorbit ein, der den Zielorbit tangiert. Mit dem dritten Manöver, das im Apogäum des Übergangsbits stattfindet, wird das Fahrzeug schließlich in den Zielorbit eingeschossen, vgl. Abb. 7.1.

Während für den impulsiven Bahnübergang analytische Lösungen zur vollständigen Beschreibung des Problems herangezogen werden können, ist für den aerodynamisch unterstützten Bahnübergang eine numerische Optimierung notwendig. Das erste Manöver findet im Apogäum des Ausgangsorbits statt und ist entgegen der aktuellen Flugrichtung gerichtet. Vom Betrag der Geschwindigkeitsänderung hängen die Bedingungen beim Eintritt in die Atmosphäre ab. Der Betrag der Geschwindigkeitsänderung ist also ein Freiheitsgrad für die Optimierung und wird zusätzlich zu den Anstellwinkel- und Flugwindhängewinkelparametern während der aerodynamischen Flugphase als Optimierungsparameter aufgenommen. Die Zielfunktion der Flugbahnoptimierung ist hier die Minimierung des gesamten Antriebsbedarfs für die impulsiven Manöver, was der Minimierung des Treibstoffbedarfs für die impulsiven Manöver entspricht. Der Steuerverlauf wird wie beim Wiedereintritt des Hoppers über die normierte Bahnenergie diskretisiert. Die Wahl der normierten Bahnenergie als unabhängige Variable hat sich für diese Untersuchungen wiederum gut bewährt. Es werden je acht Anstell- und Flugwindhängewinkelparameter verwendet, zwischen denen linear interpoliert wird. Für diese Untersuchungen wurde wie in [8] das US-Standard-Atmosphärenmodell von 1962 [1] verwendet.

Zur Bewertung des Einsparpotenzials eines solchen Manövers wird zum Vergleich ein Bahnübergang mit rein impulsiven Manövern herangezogen. Da sich Ausgangs- und Zielorbit nicht schneiden sind mindestens zwei Schubphasen für diesen Bahnübergang notwen-

dig. Mit dem ersten Manöver wird das Perigäum auf die Höhe des Zielorbits abgesenkt, mit dem zweiten Manöver erfolgt der Einschuss in die Zielbahn. Die Inklinationsänderung kann wie in [8] gleichzeitig mit dem ersten Manöver durchgeführt werden. Damit ergibt sich ein Antriebsbedarf von 2814 m/s. Besser ist es jedoch, die Inklinationsänderung auf die beiden Manöver aufzuteilen. Bei einer optimalen Aufteilung lassen sich noch einmal fast 200 m/s einsparen. Man erhält einen Antriebsbedarf von 2628 m/s.

Der Antriebsbedarf, der für die AOTV-Mission notwendig ist, hängt, wie in Abb. 7.4 dargestellt, vom zulässigen Wärmestrom ab. Jeder Punkt stellt eine einzelne Flugbahnoptimierung mit dem jeweils zulässigen Wärmestrom dar. Mit einer niedrigeren Wärmestromgrenze nimmt der Antriebsbedarf für das Aufstiegsmanöver deutlich zu. Der Punkt mit dem geringsten Wärmestrom ist das Ergebnis einer Optimierung mit der Minimierung des maximal auftretenden Wärmestroms als Zielfunktion. Niedrigere Wärmestromgrenzen können nicht mehr eingehalten werden.

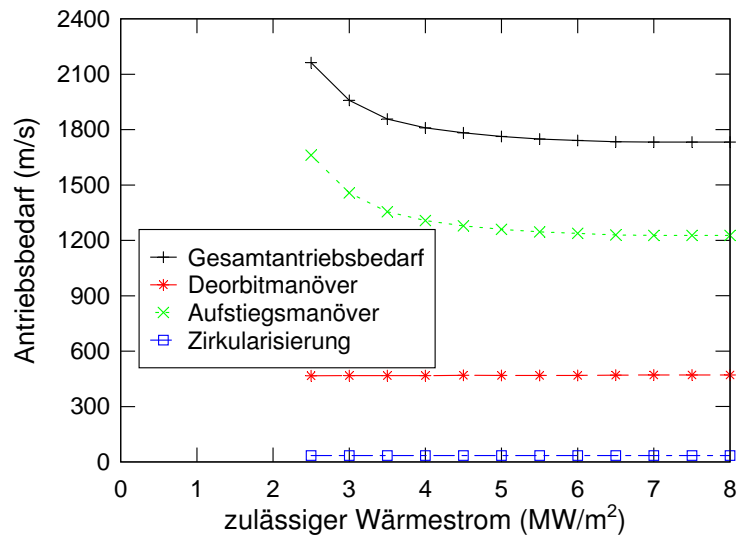


Abbildung 7.4: Antriebsbedarf als Funktion des zulässigen Wärmestroms

In Tab. 7.1 ist die Aufteilung des Antriebsbedarfs auf die einzelnen Manöver bei einem zulässigen Wärmestrom von 4 MW/m² dargestellt. Die Einsparung an Antriebsbedarf beträgt gegenüber dem rein impulsiven Orbittransfer 819 m/s. Das entspricht bei einem spezifischen Impuls von 310,7 s einer Treibstoffersparnis von 638 kg, also ca. 22,5 % im Vergleich zum rein impulsiven Bahnübergang. Berücksichtigt man die Systemmassen wie in [8], ergibt sich für das AOTV eine Nutzlast von 1429 kg und für den impulsiven Bahnübergang eine Nutzlast von 1213 kg. Die Nutzlaststeigerung beträgt also 17,8 %.

$\Delta v_1$	$\Delta v_2$	$\Delta v_3$	$\Delta v_{\text{AOTV}} = \sum_{i=1}^3 \Delta v_i$	$\Delta v_{\text{imp}}$
467 m/s	1308 m/s	34 m/s	1809 m/s	2628 m/s

Tabelle 7.1: Antriebsbedarf für die AOTV-Mission im Vergleich zum impulsiven Bahnübergang

Die Ergebnisse der Flugbahnoptimierungen stimmen sehr gut mit denen in [8] überein. Abb. 7.5, 7.6 und 7.7 zeigen den Flugverlauf, den Steuerverlauf und den Verlauf der Fluglasten des AOTV-Manövers.

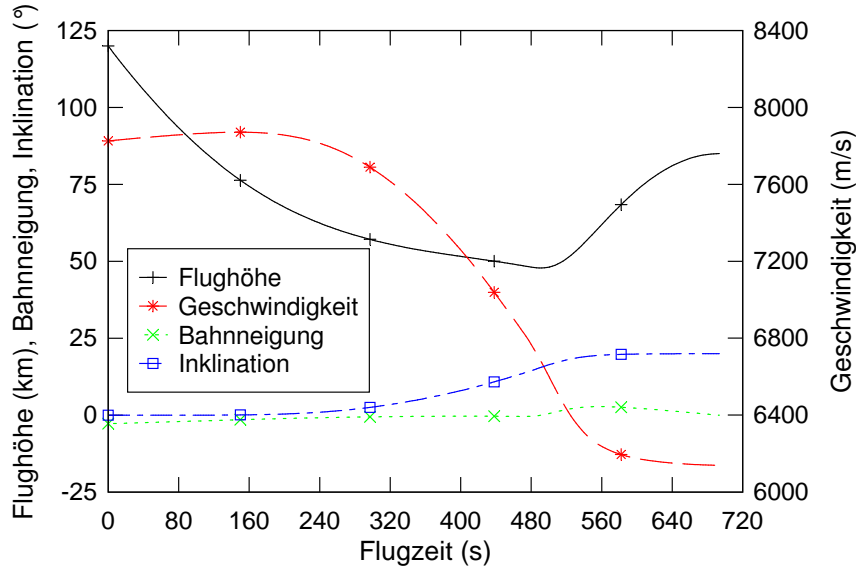


Abbildung 7.5: Flugverlauf der AOTV-Mission

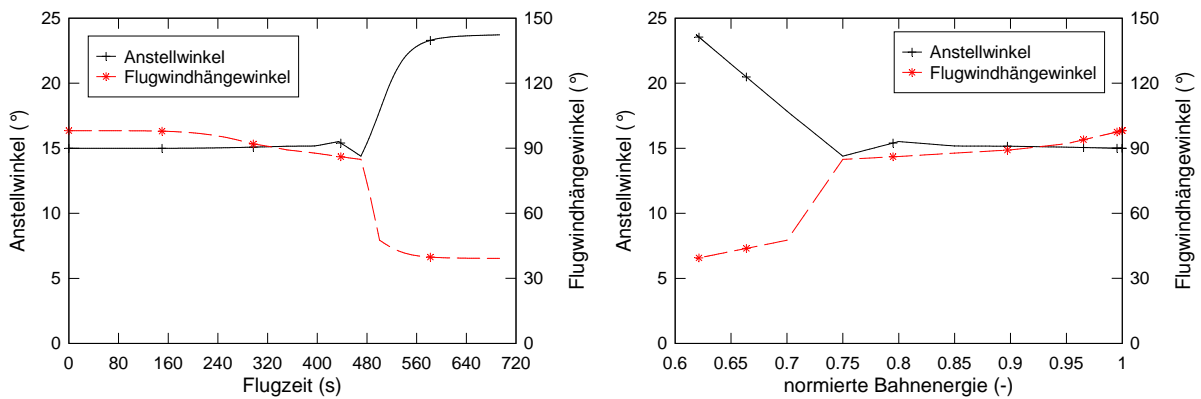


Abbildung 7.6: Steuerverlauf der AOTV-Mission

## 7.3 Lenkung der AOTV-Mission

Die Anwendung des vorgestellten Lenkkonzepts beschränkt sich auf die atmosphärische Flugphase des aerodynamisch unterstützten Bahntransfers. In diesem Kapitel werden exemplarisch die Ergebnisse zur in Kap. 7.2 betrachteten Referenzmission vorgestellt. Zur Übertragung des Lenkverfahrens auf die AOTV-Mission sind folgende fahrzeug- und missi-onsspezifischen Änderungen nötig:

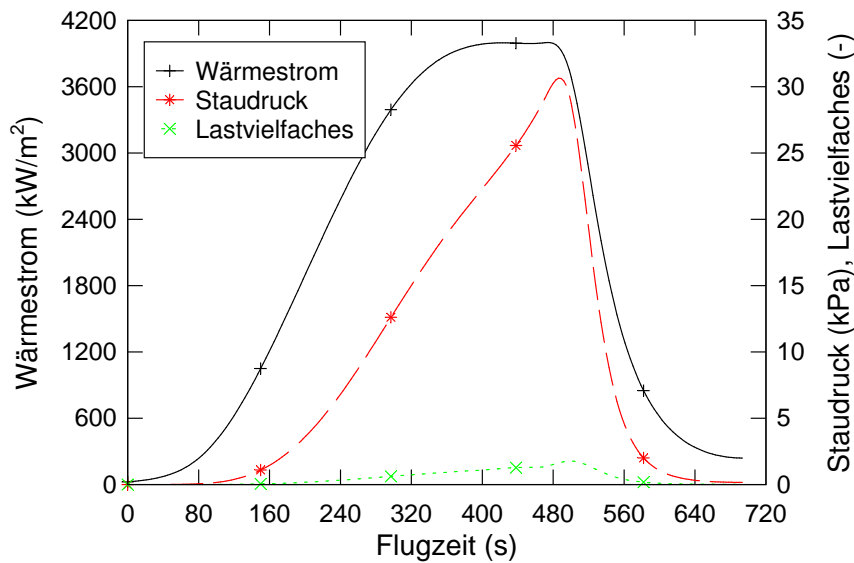


Abbildung 7.7: Fluglasten der AOTV-Mission

1. Anpassung/Austausch des Flugkörpermodells:
  - Aerodynamik
  - Massen und Abmaße
  - Antrieb
  - Wärmestrommodell
2. Anpassung des Steuermodells und der Flugphasen
3. Anpassung der Randbedingungen und Restriktionen

Da durch die Erweiterung des Programmsystems auf die Hopper-Mission bereits alle benötigten Module zur Verfügung stehen, sind nur geringe Anpassungsarbeiten nötig. Die Implementierung des Flugkörpermodells und der Restriktionen geschieht im Wesentlichen durch Anpassen der entsprechenden Zahlenwerte. Das Steuermodell ist ebenfalls leicht anzupassen. Für die AOTV-Mission ist nur eine Flugphase nötig. Die Steuerparameter sind wie bei der Flugbahnoptimierung Flugwindhänge- und Anstellwinkel. Der Steuerverlauf wird wie bei der Flugbahnoptimierung über die normierte Bahnenergie mit je acht Anstell- und Flugwindhänge- und Anstellwinkelparametern diskretisiert, zwischen denen linear interpoliert wird. Die Steuerparameter werden einmal pro Sekunde aktualisiert.

### Monte-Carlo-Analysen

Die Monte-Carlo-Analysen zeigen die Leistungsfähigkeit des Lenkverfahrens bei den angenommenen Modellunsicherheiten. Exemplarisch werden die Ergebnisse von zwei Monte-Carlo-Simulationen (MC-1 und MC-2) mit je 1000 einzelnen Simulationsläufen vorgestellt. In Tab. 7.2 sind die angenommenen Modellunsicherheiten und Schwankungen zusammengefasst. Da sich Fehler beim Deorbitmanöver besonders stark auf den Zustand beim Eintritt in die Atmosphäre und somit auf den verbleibenden Flugverlauf auswirken,

wurden in den vorgestellten Monte-Carlo-Simulationen die maximalen Deorbitfehler in Betrag und Richtung variiert.

Tab. 7.3 enthält die berücksichtigten Restriktionen. Das Lastvielfache lag in allen Simulationen weit unter dem zulässigen Grenzwert und wird daher nicht weiter explizit betrachtet.

	MC-1		MC-2	
	Unter- grenze	Ober- grenze	Unter- grenze	Ober- grenze
<b>Deorbitfehler:</b>				
Betrag	-5 m/s	+5 m/s	-1 m/s	+1 m/s
Richtung in der Bahnebene	-5°	+5°	-0,5°	+0,5°
Richtung senkrecht zur Bahnebene	-5°	+5°	-0,5°	+0,5°
<b>Aerodynamik:</b>				
Auftriebsbeiwert	-1 %	+3 %	-1 %	+3 %
Widerstandsbeiwert	-3 %	+1 %	-3 %	+1 %
<b>Systemmassen:</b>				
Startmasse	-0,5 %	+0,5 %	-0,5 %	+0,5 %
<b>Navigation:</b>				
Geschwindigkeit (pro Raumrichtung)	-10 m/s	+10 m/s	-10 m/s	+10 m/s
Position (pro Raumrichtung)	-1000 m	+1000 m	-1000 m	+1000 m
<b>Steuerung:</b>				
Anstellwinkeldynamik	0,1 s	5 s	0,1 s	5 s
Flugwindhängewinkeldynamik	0,1 s	5 s	0,1 s	5 s
<b>Atmosphäre:</b>				
Tag im Jahr	1	365	1	365
Uhrzeit	0 Uhr	24 Uhr	0 Uhr	24 Uhr
Solarer Strahlungsfluss				
- des vergangenen Tages	70	260	70	260
- dreimonatiger Mittelwert	70	260	70	260
Magnetischer Index	4	25	4	25

Tabelle 7.2: Modellunsicherheiten und Schwankungen in den Monte-Carlo-Simulationen

Da in größerer Flughöhe größere atmosphärische Dichteschwankungen auftreten, sind diese Unsicherheiten bei der AOTV-Mission von größerer Bedeutung als bei der Hopper-Mission. Um zu vermeiden, dass unnötig große Wärmestromüberschreitungen auftreten, wird hier die bereits in Kap. 6.3 angesprochene Vorgehensweise angewendet. Es wird ein zusätzliches Dichtemodell verwendet, das stets die in der jeweiligen Flughöhe maximal auftretende Dichte liefert. Dieses Dichtemodell wurde durch eine systematische Variation

aller Eingabedaten des MSISE-Modells erzeugt, wobei jeweils die maximal auftretende Dichte für die jeweilige Flughöhe abgespeichert wurde.

Restriktion		Soll- bzw. Grenzwert
Inklination	(°)	20
Wärmestrom	(MW/m <sup>2</sup> )	4
Staudruck	(kPa)	40
Lastvielfaches	(-)	6
Antriebsbedarf	(m/s)	1809

Tabelle 7.3: Restriktionen der AOTV-Mission

Dieses Dichtemodell liegt in Tabellenform vor, so dass bei der Bahnvorhersage zusätzlich zur Auswertung des US-Standard-Modells eine lineare Interpolation in diesem neuen Dichtemodell durchgeführt werden muss. Mit diesem Dichtewert werden die Wärmestrom- und Staudruckrestriktionen berechnet. So wird weitgehend vermieden, dass die Wärmestrom- und Staudruckrestriktionen in der Simulation überschritten werden, obwohl sie in der Bahnvorhersage durch den Bordrechner eingehalten werden. Dieses Problem kann bei dieser Vorgehensweise nur noch dann auftreten, wenn dem Bordrechner eine zu große Flughöhe oder eine zu geringe Fluggeschwindigkeit mitgeteilt wird. Der Einfluss dieser Navigationsfehler ist jedoch deutlich geringer als der Einfluss der atmosphärischen Dichteschwankungen und beträgt für den Wärmestrom bei einem Fehler von 1000 m in der Flughöhe maximal ca. 6,3% und bei einem Fehler von 10 m/s in der Fluggeschwindigkeit nur ca. 0,5%. Auf den berechneten Staudruck hat der Fehler in der Flughöhe einen etwas größeren Einfluss. Der Unterschied zwischen Simulation und Bahnvorhersage kann bis zu 13% betragen. Da der Staudruck aber im Gegensatz zum Wärmestrom für die AOTV-Mission keine sehr kritische Restriktion ist, fällt dieser Unterschied weniger ins Gewicht.

Abb. 7.8 zeigt die Restriktionsverletzungen für die erste Monte-Carlo-Simulation. Die Auftragung über die minimale Flughöhe zeigt, dass die größten Inklinationsfehler dann auftreten, wenn das Fahrzeug erst gar nicht in tiefere Atmosphärenschichten eindringt. Das hat zum einen zur Folge, dass die aerodynamischen Kräfte nicht für die geforderte Inklinationsänderung ausreichen und zum anderen, dass der Wärmestrom sehr klein bleibt. Nennenswerte Wärmestrom- und Staudrucküberschreitungen treten nur dann auf, wenn das Fahrzeug sehr tief in die Atmosphäre eindringt. Auffällig ist der leere Bereich zwischen 52 und 75 km Flughöhe. Der Grund dafür besteht darin, dass der Optimierer für die sehr ungünstigen Monte-Carlo-Werte keine Lösung findet und demzufolge die Startlösung, also den ursprünglich geplanten Steuerverlauf beibehält. Wenn das Fahrzeug beispielsweise auf Grund eines zu geringen Deorbitimpulses nicht tief genug in die Atmosphäre eindringt, existiert keine physikalische Lösung, so dass auch der Lenkalgorithmus keine Lösung finden kann.

Abb. 7.9 gibt Aufschluss darüber, wie der Inklinationsfehler in den einzelnen Simulationsläufen von den Deorbitfehlern in Betrag und Richtung abhängt. Man sieht, dass große Inklinationsfehler vorwiegend bei deutlich zu kleinen Deorbitmanövern und bei großen Richtungsfehlern senkrecht zur Bahnebene auftreten. Ein großer Richtungsfehler senk-



recht zur Bahnebene ist gleichbedeutend mit einem zu kleinem Deorbitimpuls, dem eine Inklinationsänderung überlagert ist. Dies erklärt, warum das Fahrzeug nicht tief genug in die Atmosphäre eintritt.

Daher wurde eine zweite Monte-Carlo-Simulation durchgeführt, bei der die Deorbitfehler nach Tab. 7.2 reduziert wurden. Abb. 7.10 zeigt die Restriktionsverletzungen für die zweite Monte-Carlo-Simulation. Jetzt treten erwartungsgemäß deutlich seltener nennenswerte Restriktionsverletzungen auf. Tab. 7.4 zeigt die Mittelwerte, Standardabweichungen und Maximalwerte der beiden Monte-Carlo-Analysen im Vergleich. Berücksichtigt man eine Treibstoffreserve von 4 %, wird der Zielorbit in allen Fällen erreicht.

Das Deorbitmanöver ist also ganz entscheidend für den Erfolg der AOTV-Mission. Es muss eine entsprechende Genauigkeit gefordert werden, damit das Fahrzeug tief genug in die Atmosphäre eindringt, um die geforderte Inklinationsänderung durchführen zu können. Andererseits darf das Fahrzeug auch nicht zu steil oder zu tief in die Atmosphäre eindringen, da ansonsten die Wärmestromgrenze nicht eingehalten werden kann.

Die Ergebnisse zeigen, dass das Lenkverfahren mit vergleichsweise geringem, programmiertechnischen Aufwand auf andere Fahrzeuge und Missionen übertragbar ist.

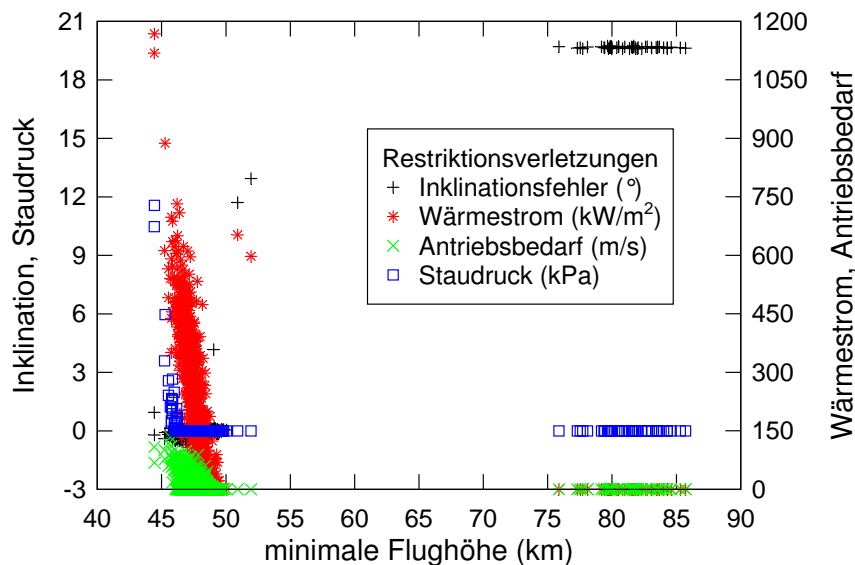


Abbildung 7.8: Restriktionsverletzungen über minimale Flughöhe für MC-1

Restriktionsverletzungen	MC-1			MC-2		
	$\varnothing$	$\sigma$	max	$\varnothing$	$\sigma$	max
Inklinationsfehler (°)	1,07	4,19	19,75	0,06	0,06	0,51
Wärmestrom (kW/m <sup>2</sup> )	122	145	1049	32	65	308
Antriebsbedarf (m/s)	14,2	23,4	121,8	4,9	10,3	74,6
Staudruck (kPa)	0,02	0,37	9,39	0,0	0,0	0,0

Tabelle 7.4: Arithmetische Mittelwerte ( $\varnothing$ ), Standardabweichungen ( $\sigma$ ) und Maximalwerte der Restriktionsverletzungen für MC-1 und MC-2 im Vergleich

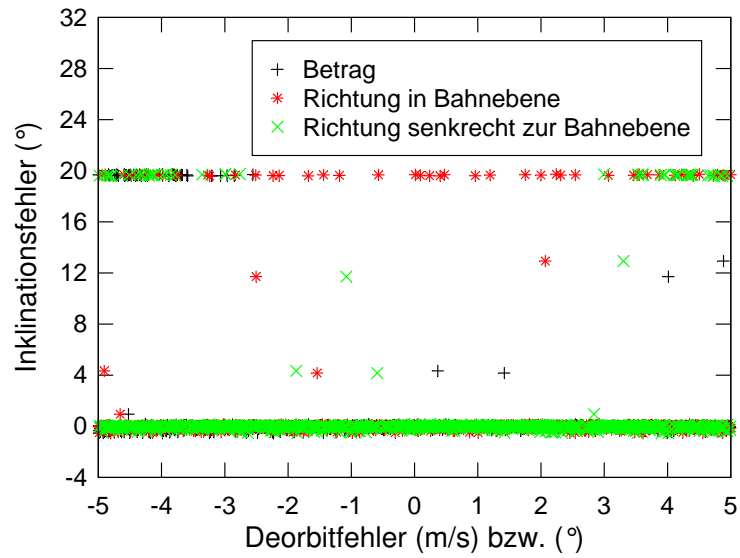


Abbildung 7.9: Inklinationsfehler in Abhängigkeit von Deorbitfehlern für MC-1

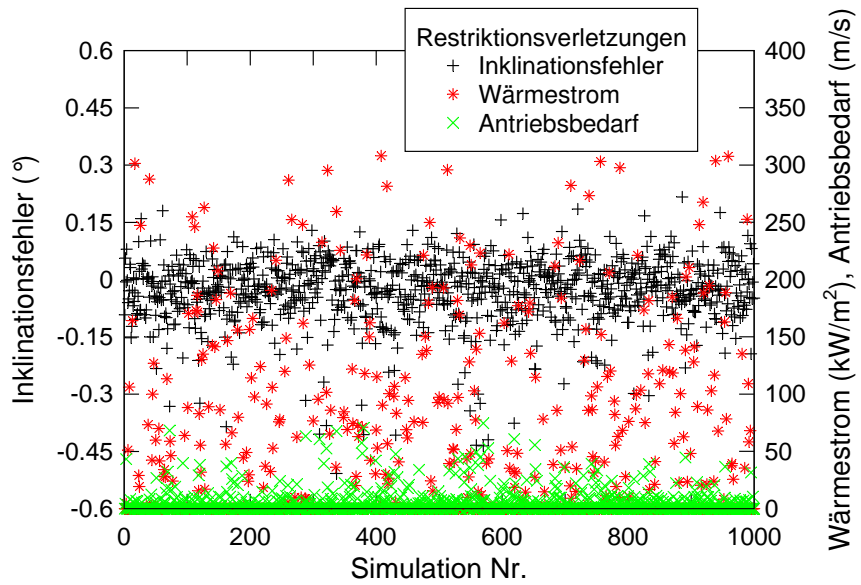


Abbildung 7.10: Restriktionsverletzungen für MC-2

## 8 Zusammenfassung

In der vorliegenden Arbeit wurden umfangreiche Flugleistungsanalysen zu einem wiederverwendbaren Raumtransportsystem durchgeführt. Diese betreffen zum einen den reinen Aufstiegsflug und zum anderen den gesamten Flug vom Start bis zum Erreichen des so genannten TAEM-Interfaces, einem Zylinder in der Nähe des Landeortes, von dem aus das Erreichen der Landebahn unter allen Umständen gewährleistet ist. Aufbauend auf diesen Untersuchungen wurde ein zweistufiges prädiktives Lenkverfahren, das auf Methoden der nichtlinearen Programmierung (NLP) basiert, für den Einsatz in beliebigen Raumfahrzeugen weiterentwickelt und für die Mission eines wiederverwendbaren Raumtransportsystems sowie einer aerodynamisch unterstützten Orbittransfermission numerisch erprobt.

Diese Arbeit stellt eine konsequente Weiterentwicklung vorangegangener Arbeiten am IRS dar und wurde teilweise im Rahmen des nationalen Technologieprogramms ASTRA durchgeführt. Die Untersuchungen sind im Wesentlichen auf das Hopper-Konzept, ein zweistufiges, teilweise wiederverwendbares Raumtransportsystem, ausgerichtet.

Die im Rahmen von ASTRA durchgeführten Betrachtungen des Aufstiegsfluges lassen eine Beurteilung der theoretisch möglichen Nutzlast zu, die erzielt werden kann, wenn der Landeort beliebig ist und keine Beschränkungen für den Rückkehrflug gelten. Dies wäre beispielsweise bei einem nicht wiederverwendbaren Trägersystem der Fall.

Anschließend wurden die Analysen auf die gesamte Mission des Raumtransportsystems Hopper ausgedehnt. Es wurden umfassende Missionsanalysen, Flugbahnoptimierungen und Sensitivitätsstudien zur Hopper-Mission durchgeführt, die aufzeigen, welche System- und Missionsparameter den größten Einfluss auf die Nutzlast im Zielorbit haben und durch welche Maßnahmen sich die Nutzlast steigern lässt. Die limitierenden Faktoren für die Nutzlast sind im Wesentlichen die Reichweite des suborbital fliegenden Raumtransportsystems Hopper und der zulässige Wärmestrom beim Wiedereintritt in die Atmosphäre.

Der Missionsanalyse kommt hier eine erhebliche Bedeutung zu. Allein durch das Zulassen einer Inklinationsänderung durch die Oberstufe zum Erreichen des Zielorbits lässt sich die Nutzlast erheblich steigern und die Wärmestromspitze senken. Die damit verbundene zusätzliche Treibstoff- und Strukturmasse der Oberstufe wird mehr als kompensiert, so dass die Nutzlast um ca. 20 % steigt. Durch das Zulassen einer Inklinationsänderung durch die Oberstufe wird die zur Verfügung stehende Reichweite besser ausgenutzt. Da diese Vorgehensweise lediglich mit geringfügig größerem Steueraufwand für die Oberstufe verbunden ist, ansonsten aber keine Mehrkosten bedeutet, sollte der Hopper nicht wie herkömmliche Trägersysteme vom Start an in der Zielbahnebene aufsteigen, sondern bereits beim Aufstiegsflug stärker auf den Landeort zusteuern. Diese Aussage gilt allgemein für ganz oder teilweise wiederverwendbare, mehrstufige Trägersysteme, deren Erststufe keine orbitale Geschwindigkeit erreicht und einen bestimmten Landeort anfliegen muss.

Systemseitig hat der spezifische Impuls der Hopper-Triebwerke den größten Einfluss auf die Nutzlast. Während bei herkömmlichen Trägersystemen die Oberstufentriebwerke eine dominierende Rolle spielen, ist für das Hopper-System die Erststufe entscheidend. Die erzielten Nutzlastgewinne lassen sich durch eine größere Reichweite im Falle der Verbesserung des spezifischen Impulses der Triebwerke erklären. Durch die Verwendung der russischen RD-0120-Triebwerke, die in der Zentralstufe der Energia zum Einsatz kamen, ließe sich die Nutzlast um fast 50 % steigern.

Ferner wurde das am IRS entwickelte, zweistufige, prädiktive Lenkverfahren wesentlich erweitert und verbessert, um aus früheren Untersuchungen bekannte Schwächen zu überwinden und den Anwendungsbereich auf komplexere Missionen auszudehnen. Zur Steigerung der Flexibilität des Verfahrens wurden Ungleichungsrestriktionen in den Restaurationszyklus des GPA implementiert. Somit werden die missions- und fahrzeugspezifischen Regler, die in vorangegangenen Arbeiten beispielsweise zur Einhaltung des zulässigen Wärmestroms eingesetzt wurden, nicht mehr benötigt. Da ein solcher Regler vom Lenkalgorithmus wie eine externe Störung behandelt wird, können damit erhebliche Konvergenzprobleme verbunden sein, wenn der Regler zu lange aktiv ist. Außerdem kann dies dazu führen, dass dem Lenkalgorithmus am Ende zu wenig Flugzeit zur Verfügung steht, um die durch den Regler aufgebauten Störungen zu kompensieren. Ein weiterer Nachteil dieses Reglers besteht darin, dass er an jedes Fahrzeug und an jede Mission individuell angepasst werden muss. Diese Schwächen wurden mit der Einführung von Ungleichungsrestriktionen überwunden.

Die damit verbundene, größere Anzahl an Restriktionen erfordert jedoch, dass der Steuererlauf mit einer größeren Anzahl an Steuerparametern aufgelöst wird. Daher wurde das Steuermodell dahingehend erweitert, dass die Möglichkeit geschaffen wurde, beliebige Flugphasen zu definieren, in denen die Steuererläufe über der Zeit, der Geschwindigkeit oder jeder anderen, beliebigen Größe parametrisiert werden können. Als besonders vorteilhaft hat sich die neu implementierte Steuerung als Funktion der normierten Bahnenergie erwiesen. Während die Geschwindigkeit auch im antriebslosen Flug zunehmen kann, nimmt die Bahnenergie ausgehend vom Brennschluss der Triebwerke stetig ab bis auf einen bekannten Wert am Ende des Fluges. So konnte die Zeitabhängigkeit der Flugsteuerung weitgehend eliminiert werden. Das Lenkverfahren ist somit robuster gegenüber äußeren Störungen.

Das Lenkkonzept wurde erfolgreich auf die Mission des Raumtransportsystems Hopper angewendet. Die durchgeführten Sensitivitätsstudien und Monte-Carlo-Analysen zeigen, dass der Lenkalgorithmus in der Lage ist, Modellunsicherheiten und äußere Einflüsse auf die Flugbahn in den vorgegebenen Grenzen weitgehend zu kompensieren. Nur in einigen wenigen Fällen unter extrem ungünstigen Bedingungen, wie einem zu geringen spezifischen Impuls der Triebwerke bei gleichzeitig sehr kleinem Auftriebs- zu Widerstandsverhältnis, wird das Ziel nicht erreicht oder werden Restriktionen deutlich verletzt. Unter diesen ungünstigen Bedingungen ist das Erreichen des TAEM-Interfaces ohne Überschreitungen des zulässigen Wärmestroms physikalisch unmöglich. Hieraus ergeben sich Mindestanforderungen an die Leistungsfähigkeit des Raumtransportsystems Hopper. Insbesondere die Wärmestromreserve muss erhöht werden, um den Erfolg der Mission gewährleisten zu können. Das kann durch eine Verbesserung des Antriebs oder der aerodynamischen Eigen-

---

schaften geschehen; eine Erhöhung des zulässigen Wärmestroms scheint technisch jedoch am einfachsten zu realisieren, da die Wärmelastspitze nur wenige Sekunden dauert.

Die Flexibilität des Verfahrens wurde durch die Betrachtung von Missionsabbruchsszenarien nachgewiesen, bei der der Raumtransporter mit nur einem laufenden Triebwerk zum Startplatz zurückfliegt. Dazu wurden Monte-Carlo-Simulationen durchgeführt, bei denen auch der Zeitpunkt des Missionsabbruchs zufällig gewählt wurde, so dass der Lenkalgorithmus zunächst der nominalen Mission folgt und ab dem Zeitpunkt des Flugabbruchs das Fahrzeug zum Startplatz zurück führen muss.

Die Übertragbarkeit des Verfahrens auf andere Fahrzeuge und Missionen wurde beispielhaft durch die Simulation eines aerodynamisch unterstützten Orbittransfers gezeigt. Mit vergleichsweise geringem Aufwand lässt sich das Lenkverfahren in seiner jetzigen Form auf andere Fahrzeuge und Missionen übertragen. Dazu müssen lediglich die Fahrzeugmodelle, die fahrzeug- und missionsspezifischen Flugbeschränkungen und die Steuermodelle bzw. Flugphasen angepasst werden.

Damit steht nun ein Lenkkonzept zur Verfügung, das die gesamte Mission eines wiederverwendbaren Raumtransportsystems abdeckt und leicht auf beliebige andere Raumfahrzeuge übertragen werden kann. Gerade die suborbitale Mission des Raumtransportsystems Hopper stellte eine besondere Herausforderung dar, weil hier bereits während des Aufstiegsfluges auch die Flugbeschränkungen des Rückkehrfluges und die Erreichbarkeit des Landeortes berücksichtigt werden müssen. Das erfordert eine Lenkstrategie, die den gesamten Flug umfasst. Aufstiegs- und Rückkehrflug können nicht mehr getrennt voneinander behandelt werden, wie es bei nicht wiederverwendbaren Trägerraketen oder Raumfahrzeugen, die orbitale Geschwindigkeiten erreichen, gängige Praxis ist.

## **Ausblick**

Die Leistungsfähigkeit des Lenkkonzepts könnte durch die Implementierung moderner Optimierungsverfahren wie beispielsweise eines Mehrfachschießverfahren oder eines Kollationsverfahren noch weiter gesteigert werden. Durch den größeren Konvergenzbereich dieser Verfahren könnte die Optimierung vor dem Flug zur Generierung einer Startlösung erleichtert werden. Auch die Robustheit gegenüber großen, äußeren Störungen während des Fluges würde so verbessert. Ferner könnte das Lenkkonzept durch die Erkennung von nicht nominalen Verhältnissen während des Fluges weiter verbessert werden, da auftretende Störungen auf diese Weise direkt bei der Bahnvorhersage berücksichtigt und, wenn physikalisch möglich, kompensiert werden können.

Speziell auf die Hopper-Mission bezogen macht eine Erweiterung des Lenkverfahrens auf den Endanflug Sinn. Erste Untersuchungen haben gezeigt, dass der Hopper ausgehend vom TAEM-Interface deutlich mehr Reichweite hat, als er zum Erreichen der Landebahn bräuchte, während das Erreichen des TAEM-Interfaces in dieser Arbeit stets eine kritische Restriktion war. Zudem liegt das TAEM-Interface in Flugrichtung hinter der Landebahn. Daher wäre es denkbar, entweder das TAEM-Interface so zu verlagern, dass es von Kourou aus leichter zu erreichen ist, oder diese Phase gar nicht separat zu betrachten, sondern den Lenkalgorithmus direkt bis zum Landeanflug einzusetzen.

Ferner ist eine Ausweitung der Untersuchungen auf die Bahnen mit höherer Inklination sinnvoll, wenngleich diesem Thema von Astrium keine hohe Priorität beigemessen wurde.

Wünschenswert wäre ein Einsatz in einem Flugversuch, um die bisher nur numerisch gewonnenen, guten Ergebnisse auch unter realen Bedingungen unter Beweis zu stellen. Dazu wäre zunächst eine Implementierung des Verfahrens in einen echtzeitfähigen Flugsimulator wie CREDITS anzustreben. Durch den weitgehend fahrzeug- und missionsunabhängigen Aufbau des Verfahrens kämen für den Flugversuch nicht nur semiballistische Kapseln oder Fahrzeuge wie der Hopper oder ein Demonstrator wie der Phoenix in Frage, sondern auch jeder andere aerodynamisch gesteuerte Flugkörper.

# Literaturverzeichnis

- [1] ANSI/AIAA: *Guide to Reference and Standard Atmosphere Models*, 1996. G-003A-1996.
- [2] ASSOCIATE ADMINISTRATOR FOR COMMERCIAL SPACE TRANSPORTATION: *U.S. Commercial Space Transportation Developments and Concepts: Vehicles, Technologies, and Spaceports*. Technischer Bericht, Federal Aviation Administration, 2004. <http://ast.faa.gov/>.
- [3] BÄR, G. et al.: *Ergänzende Kapitel zu Bronstein · Semendjajew Taschenbuch der Mathematik*. Harri Deutsch Verlag, 5. bearbeitete und erweiterte Auflage, 1988.
- [4] BERGE, K.-D.: *German RLV Activities*. In: *1<sup>st</sup> AIAA/IAF Symposium on Future Reusable Launch Vehicles*. Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, 2002.
- [5] BETTS, J. und HUFFMAN, W.: *Sparse Optimal Control Software SOCS*. Mathematics and Engineering Analysis Library Report MEA-LR-085-R1, The Boeing Company, Boeing Mathematics & Computing Technology, Juni 2000.
- [6] BITTNER, H.: *Flat-Earth Guidance Law Using Inflight Vehicle Parameter Identification*. Automatica, Band 12, Seiten 427–443, 1976. Pergamon Press.
- [7] BREGMAN, E.: *Flugoptimierung von aerodynamisch gestützten Orbittransferfahrzeugen unter besonderer Berücksichtigung der aerothermodynamischen Fluglasten*. Dissertation, Institut für Raumfahrtsysteme, Universität Stuttgart, 1994.
- [8] BREGMAN, E., JAHN, G. und SCHÖTTLE, U.: *Impact of Mission Constraints on the Performance of an AOTV*. In: *46<sup>th</sup> Congress of the International Astronautical Federation*, IAF-95-V.2.02, Oslo, Norwegen, 02.–06. Oktober 1995.
- [9] BRONSTEIN, I.N., SEMENDJAJEW, K.A. et al.: *Taschenbuch der Mathematik*. Harri Deutsch Verlag, 24. Auflage, 1989.
- [10] BURKHARDT, J.: *Konzeptioneller Systementwurf und Missionsanalyse für einen auftriebsgestützten Rückkehrkörper*. Dissertation, Institut für Raumfahrtsysteme, Universität Stuttgart, 2001.
- [11] BURKHARDT, J., GRÄSSLIN, M. und SCHÖTTLE, U.: *Lenkkonzept für die Rückkehrmission des Raumgleiters X-38*. Abschlussbericht TET-IRS-18-TN-5402, Institut für Raumfahrtsysteme, Universität Stuttgart, Juni 2002.

- [12] CHABRILLAT, S.: *Optimisation and use of Hedin's atmospheric empirical model MSIS*. Aeronomica Acta B-N° 55 ISSN 0065-3713, Institut D'Aeronomie Spatiale de Belgique, Brüssel, 1995.
- [13] CHINA NATIONAL SPACE ADMINISTRATION: *China's Space Activities (White Paper)*. <http://www.cnsa.gov.cn/english>, 2003.
- [14] DITTMANN, R., BRÜCKER, H. und NOACK, E.: *ASTRA – das deutsche Technologieprojekt für zukünftige Raumtransportsysteme*. In: *DGLR-Jahrbuch 2000*, Band I, DGLR-JT2000-117, Seiten 1035–1038, 18.–21. September 2000.
- [15] DUJARRIC, C.: *Possible Future European Launchers – A Process of Convergence*. In: *Third European Symposium on Aerothermodynamics for Space Vehicles*. ESTEC, 1998.
- [16] EHLERS, H.L. und KRAEMER, J.W.: *Shuttle Orbiter Guidance System for the Terminal Flight Phase*. Automatica, Band 13, Seiten 11–21, 1977. Pergamon Press.
- [17] GRIMM, W. und WELL, K.H.: *Nichtlineare Optimierung*. Skriptum, Institut für Flugmechanik und Flugregelung, Universität Stuttgart, 2001.
- [18] GÖRLACH, T. und PRIGGE, R.: *A Tool for the Verification and Validation of the GNC Software for Atmospheric Reentry Vehicles*. In: *Proceedings of the 2<sup>nd</sup> International Symposium on Atmospheric Reentry Vehicles and Systems*, Arcachon, Frankreich, 26.–29. März 2001.
- [19] GRÄSSLIN, M.: *Entwurf und Analyse eines prädiktiven Lenkkonzepts für Rückkehrmissionen auftriebsgestützter Raumfahrzeuge*. Dissertation, Institut für Raumfahrtsysteme, Universität Stuttgart, 2004.
- [20] GRÄSSLIN, M. und SCHÖTTLE, U.: *Lenkalgorithmen für den Rückkehrflug des Raumgleiters X-38*. Abschlussbericht ASTRA-IRS-TR-310-1, Institut für Raumfahrtsysteme, Universität Stuttgart, September 2003.
- [21] GRÄSSLIN, M., TELAAR, J. und SCHÖTTLE, U.: *Ascent and Reentry Guidance Concepts Based on NLP-Methods*. In: *54<sup>th</sup> International Astronautical Congress 2003*, IAC-03-A.2.07, Bremen, 29. September – 3. Oktober 2003.
- [22] GRÄSSLIN, M., TELAAR, J. und SCHÖTTLE, U.: *Ascent and Reentry Guidance Concepts Based on NLP-Methods*. Acta Astronautica, Band 55, Seiten 461–471, 2004.
- [23] GRÄSSLIN, M., WALLNER, E., BURKHARDT, J., WELL, K.H. und SCHÖTTLE, U.: *Adaptive Guidance and Control Algorithms applied to the X-38 Reentry Mission*. In: *53<sup>rd</sup> International Astronautical Congress, The World Space Congress – 2002*, IAC-02-A.1.08, Houston, Texas, 10.–19. Oktober 2002.
- [24] GRÄSSLIN, M., WALLNER, E., BURKHARDT, J., WELL, K.H. und SCHÖTTLE, U.: *Adaptive Guidance and Control Algorithms applied to the X-38 Reentry Mission*. In: *53<sup>rd</sup> International Astronautical Congress, The World Space Congress – 2002*, IAC-02-A.1.08, 10.–19. Oktober 2002.



- 
- [25] HANSON, J.M.: *New guidance for new launchers*. AIAA, Aerospace America, Seiten 36–41, März 2003.
- [26] HANSON, J.M., WADE SHRADER, M. und CRUZEN, C.A.: *Ascent Guidance Comparisons*. The Journal of the Astronautical Sciences, Band 43, Nr. 3, Seiten 307–326, Juli–September 1995.
- [27] HARPOLD, J.C. und GRAVES, C.A.: *Shuttle Entry Guidance*. The Journal of the Astronautical Sciences, Band XXVII, Nr. 3, Seiten 239–268, Juli–September 1979.
- [28] HEDIN, A.E., FLEMING, E.L., MANSON, A.H., SCHMIDLIN, F.J., AVERY, S.K., CLARK, R.R., FRANKE, S.J., FRASER, G.J., TSUDA, T., VIAL, F. und VINCENT, R.A.: *Empirical wind model for the upper, middle and lower atmosphere*. Journal of Atmospheric and Terrestrial Physics, Nr. 58, Seiten 1421–1447, 1996.
- [29] HILLESHEIMER, M.: *Entwicklung eines Quasi-Expertensystems zur Flugbahn- und Systemoptimierung zukünftiger Raumtransporter*. Dissertation, Institut für Raumfahrtsysteme, Universität Stuttgart, 1994.
- [30] INDIAN SPACE RESEARCH ORGANISATION: *Annual Report 2003–2004: Space Transportation*. <http://www.isro.org>, 2004.
- [31] INSTITUT FÜR FLUGMECHANIK UND FLUGREGELUNG, UNIVERSITÄT STUTTGART: *Gesop Software User Manual*, Februar 2002. Version 4.5.0.
- [32] KALDEN, O.: *Einsatz moderner Software-Techniken bei der multidisziplinären Optimierung wiederverwendbarer Raumtransporter*. Promotionsvorhaben, Institut für Raumfahrtsysteme, Universität Stuttgart, 2005.
- [33] KALDEN, O. und SCHÖTTLE, U.: *A Software Tool for Analysis of Future Launch Vehicle Concepts*. In: *54<sup>th</sup> International Astronautical Congress 2003*, IAC-03-V.5.08, Bremen, 29. September – 3. Oktober 2003.
- [34] KEMPER, J.P.: *TETRA – Technologieprogramm für zukünftige Raumtransportsysteme*. In: *DGLR-Jahrbuch 1998*, DGLR-JT98-063, Seiten 1797–1809, Bremen, 5.–8. Oktober 1998.
- [35] LU, P., SUN, H. und TSAI, B.: *Closed-Loop Endoatmospheric Ascent Guidance*. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Band 26, Nr. 2, Seiten 283–294, März–April 2003.
- [36] MARTIN, J.C. und LAW, G.W.: *Suborbital Reusable Launch Vehicles and Applicable Markets*. Technischer Bericht SB1359-01-Z-0020, The Aerospace Corporation, Space Launch Operations, 2002.
- [37] MCHENRY, R.L., BRAND, T.J., LONG, A.D., COCKRELL, B.F. und THIBODEAU, J.R.: *Space Shuttle Ascent Guidance, Navigation, and Control*. Journal of the Astronautical Sciences, Band 27, Nr. 1, Seiten 1–38, 1979.

- [38] MESSERSCHMID, E. und FASOULAS, S.: *Raumfahrtsysteme*. Springer-Verlag, 2000. ISBN 3-540-66803-9.
- [39] MESSERSCHMID, E., FASOULAS, S. et al.: *Grundlagen der Raumfahrtsysteme*. Vorlesungsmanuskript, Institut für Raumfahrtsysteme, Universität Stuttgart, 2002.
- [40] MIYAZAWA, Y.: *Current Status of Japanese Aerospace Programs – Focusing on the High Speed Flight Demonstration*. In: *16th IFAC Symposium on Automatic Control in Aerospace*, St. Petersburg, Russland, 14.–18. Juni 2004.
- [41] N.N.: *Ausgewählte Technologien für zukünftige Raumtransportanwendungen (ASTRA), Flugführung und Flugregelung*. Zuwendungsbescheid FKZ 50 JR 0019, 06.11.2000, Änderungsbescheide vom 08.02.2002 und 29.05.2002, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR).
- [42] N.N.: *IMSL-International Mathematical Standard Library*. Houston, Texas, Januar 1989.
- [43] NORM LN 9300: *Flugmechanik (Begriffe, Benennungen, Zeichen, Grundlagen)*. Blatt 1, Köln, Dezember 1970.
- [44] OBERSTEINER, M. und FOSSATI, F.: *Future Launch Vehicle Structures – Expendable and Reusable Elements*. In: *53<sup>rd</sup> International Astronautical Congress, The World Space Congress 2002*, IAC-02-I.7./V.6.01, Houston, Texas, 10.–19. Oktober 2002.
- [45] PIGNIÉ, G. und MEUNIER, P.: *ARIANE 5 & ARIANE 5 Evolution GN&C Overview*. In: *53<sup>rd</sup> International Astronautical Congress, The World Space Congress – 2002*, IAC-02-A.1.06, Houston, Texas, 10.–19. Oktober 2002.
- [46] RAHN, M.: *Eine numerische Methodik zur simultanen Flug- und Systemoptimierung von Raumtransportern*. Dissertation, Institut für Raumfahrtsysteme, Universität Stuttgart, 1998.
- [47] ROENNEKE, A.J.: *Ein bordautonomes Verfahren zur Flugführung und Regelung von Rückkehrfahrzeugen*. Dissertation, Institut für Flugmechanik und Flugregelung, Universität Stuttgart, 2001.
- [48] ROSAVIAKOSMOS: *Main directions of Russian space activities*. <http://www.rosaviakosmos.ru/english/>, 2004.
- [49] SCHITTKOWSKI, K.: *Mathematische Grundlagen von Optimierungsverfahren*. Mathematisches Institut, Universität Bayreuth, 1999.
- [50] SCHITTKOWSKI, K.: *NLPQL: A New Fortran Implementation of a Sequential Quadratic Programming Algorithm – User’s Guide*. Fakultät für Mathematik, Universität Bayreuth, 2001.
- [51] SCHÖTTLE, U.: *Mathematische Beschreibung der räumlichen Flugkörperbewegung*. Interner Bericht, überarbeitete Version IRA-79-IB-1, Institut für Raumfahrtsysteme, Universität Stuttgart, 1984.

- [52] SCHÖTTLE, U.: *Numerische Verfahren der Flugoptimierung am IRA*. interner Bericht IRA-84-IB-11, Institut für Raumfahrtsysteme, Universität Stuttgart, August 1984.
- [53] SCHÖTTLE, U.: *Flug- und Antrieboptimierung luftatmender aerodynamischer Raumfahrtträger*. Dissertation, Institut für Raumfahrtsysteme, Universität Stuttgart, 1988.
- [54] SCHÖTTLE, U.: *Numerische Flugoptimierung luftatmender Raumfahrtträger mit Zustandsbeschränkungen*. Jahrbuch 1989, Band I der DGLR, Bonn, Seiten 471–480, Oktober 1989.
- [55] SCHÖTTLE, U. et al.: *Ausgewählte Technologien für zukünftige Raumtransportsystem-Anwendungen: Flugführung und Flugregelung der Rückkehrmission*. Zuwendungsantrag IRS-00-AG 10, Institut für Raumfahrtsysteme, Universität Stuttgart, August 2000.
- [56] SCHÖTTLE, U. et al.: *Technologien für zukünftige Raumtransportsysteme (TETRA): Flugführung und -regelung, Aerothermodynamik, Missions- und Systemanalyse*. Endbericht TET-IRS-22PR-5310, Technische Universität München (LFM, FLM) und Universität Stuttgart (IFR, IRS), Dezember 2002.
- [57] SCHÖTTLE, U. et al.: *Ausgewählte Technologien für zukünftige Raumtransport-Anwendungen (ASTRA), Flugführung und Flugregelung*. Endbericht ASTRA-IRS-TR-300-1, Technische Universität München (LFM, FLM) und Universität Stuttgart (IFR, IRS), September 2003.
- [58] SCHÖTTLE, U., JAHN, G. und BREGMAN, E.: *Design Studies of a Class of Aeroassisted Orbit Transfer Vehicles*. In: *20<sup>th</sup> International Symposium on Space Technology and Science*, ISTS96-f-06, Seiten 876–883, Japan, 19.–25. Mai 1996.
- [59] SCHWIENTEK, A.: *Numerische Erprobung eines prädiktiven Lenkkonzepts für den Startabbruch eines wiederverwendbaren Raumtransporters*. Diplomarbeit, Institut für Raumfahrtsysteme, Universität Stuttgart, 2004.
- [60] SCHWIENTEK, A. und TELAAR, J.: *Optimization of Abort Manoeuvres for the Reusable Launch Vehicle Hopper*. In: *55<sup>th</sup> International Astronautical Congress 2004*, IAC-04-IAF-V.P.09, Vancouver, Kanada, 04.–08. Oktober 2004.
- [61] SIPPEL, M., MANFLETTI, C. und BURKHARDT, H.: *Long-Term / Strategic Scenario for Reusable Booster Stages*. In: *54<sup>th</sup> International Astronautical Congress 2003*, IAC-03-V.4.02, Bremen, 29. September – 3. Oktober 2003.
- [62] SKALECKI, L. und MARTIN, M.: *General Adaptive Guidance Using Nonlinear Programming Constraint-Solving Methods*. *Journal of Guidance, Navigation, and Control*, Band 16, Nr. 3, Mai–Juni 1993.

- [63] SPEYER, J.L., KELLEY, H.J., LEVINE, N. und DENHAM, W.F.: *Accelerated Gradient Projection Technique with Application to Rocket Trajectory Optimization*. Automatica, Band 7, Seiten 37–43, 1971.
- [64] SPIES, J.: *ASTRA Systemkonzept 1: Hopper Bahnoptimierung mit ASTOS*. Persönliche Mitteilung von Astrium, 1. März 2002.
- [65] SPIES, J.: *RLV HOPPER: Consolidated System Concept*. In: *53<sup>rd</sup> International Astronautical Congress, The World Space Congress – 2002*, IAC-02-V.4.02, Houston, Texas, 10.–19. Oktober 2002.
- [66] SPIES, J.: *ASTRA Systemkonzept 1: Hopper Bahnoptimierung mit ASTOS, Korrekturen*. Telefonat, 5. Mai 2003.
- [67] SPIES, J. und GRALLERT, H.: *Configurations Finding and Characterisation of ASTRA Reference Concepts*. In: *Association Aeronautique and Astronautique de France*, 2001.
- [68] TELAAR, J. und SCHÖTTLE, U.: *Leistungsvergleich NLP-basierter Lenkkonzepte für Trägeraufstiegsmissionen mit Optimalsteuerungen*. In: *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2003*, DGLR-JT2003-190, München, 17.–20. November 2003.
- [69] TELAAR, J. und SCHÖTTLE, U.: *Lenkalgorithmen für den Trägeraufstiegsflug*. Abschlussbericht ASTRA-IRS-TB-310-2, Institut für Raumfahrtssysteme, Universität Stuttgart, September 2003.
- [70] TELAAR, J., SCHÖTTLE, U. und RÖSER, H.-P.: *Anwendung eines prädiktiven Lenkverfahrens auf das Raumtransportsystem Hopper*. In: *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2004*, DGLR-JT2004-197, Dresden, 20.–23. September 2004.
- [71] TETLOW, M.: *Commercial Space Launch Vehicle Design and Predictive Guidance Development*. PhD. Thesis, University of Adelaide, School of Mechanical Engineering, 2003.
- [72] TETLOW, M., SCHÖTTLE, U. und SCHNEIDER, G.: *Comparison of Glideback and Flyback Booster*. Journal of Spacecraft and Rockets, Band 38, Nr. 5, Seiten 752–758, September–Oktober 2001.
- [73] TETLOW, M., SCHÖTTLE, U., SCHNEIDER, G. und EVANS, M.E.: *Predictive Guidance for Upper Stage Ascent*. In: *53<sup>rd</sup> International Astronautical Congress, The World Space Congress 2002*, IAC-02-A.1.10, Houston, Texas, 10.–19. Oktober 2002.
- [74] WERTZ, J.R. und LARSON, W.J.: *Space Mission Analysis and Design*, Band 8 der Reihe *Space Technology*. Microcosm Press, Kluwer Academic Publishers, 3. Auflage, 1999. ISBN 1-881883-10-8.
- [75] ZIMMERMANN, F.: *Analyse von Lenkkonzepten zur aerodynamischen Flugsteuerung der semiballistischen Rückkehrkapsel Colibri*. Diplomarbeit, Institut für Raumfahrtssysteme, Universität Stuttgart, 1995.

- 
- [76] ZIMMERMANN, F.: *Optimierung der seilgestützten Rückkehrmission einer gelenkten Wiedereintrittskapsel*. Dissertation, Institut für Raumfahrtssysteme, Universität Stuttgart, 2001.



# Lebenslauf

Name:	Jürgen Telaar
Geburtsdatum:	24. Februar 1972
Geburtsort:	Rhede
Staatsangehörigkeit:	deutsch
Familienstand:	ledig
1978 – 1982	Overberg-Grundschule Rhede
1982 – 1991	St.-Josef-Gymnasium Bocholt Abschluss: Allgemeine Hochschulreife
7/1991 – 6/1992	Grundwehrdienst: 3./Raketenartilleriebataillon 112, Delmenhorst
10/1992 – 11/1998	Maschinenbaustudium an der RWTH Aachen Abschluss: Diplom-Ingenieur
7/1995 – 6/1998	studentische Hilfskraft am Institut für Strahlantriebe und Turboarbeitsmaschinen der RWTH Aachen
12/1998 – 10/2001	wissenschaftlicher Angestellter am Institut für Raumfahrtantriebe des DLR in Lampoldshausen
seit 11/2001	wissenschaftlicher Mitarbeiter (Doktorand) am Institut für Raumfahrtsysteme der Universität Stuttgart, Abteilung Missions- und Systemanalyse