

Konzeptioneller Systementwurf und Missionsanalyse für einen auftriebsgestützten Rückkehrkörper

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

vorgelegt von
Johannes Burkhardt
aus Schwäbisch Hall

Berichter: Prof. Dr. rer. nat. Ernst W. Messerschmid
Mitberichter: Prof. Klaus H. Well, Ph. D.
Tag der mündlichen Prüfung: 21. Mai 2001

Institut für Raumfahrtsysteme
Universität Stuttgart
2001

Kurzfassung

Die Arbeit diskutiert die Vorgehensweise des konzeptionellen Entwurfs von Rückkehrsystemen am Beispiel einer auf wissenschaftlich-technologische Fragestellungen ausgerichteten Mission eines auftriebsgestützten Flugkörpers. Für diese Aufgabenstellung werden Entwurfs- und Analyseverfahren der Fachdisziplinen Aerodynamik, Aerothermodynamik, CAD-Entwurf und Missionanalyse entwickelt bzw. bereitgestellt und angewandt. Die Festlegung des Fahrzeugkonzepts und der Mission verwendet die multidisziplinäre, iterativ-sequentielle Methodik, in deren Verlauf ein Anfangsentwurf bis zur endgültigen Systemauslegung stetig verbessert wird. Als Ergebnis des ersten Entwurfsschritts, für den zur Beschränkung des Aufwands vereinfachte Modelle und Entwurfsverfahren zur Anwendung kommen, wird eine Fahrzeugform mit abgeflachter Körperunterseite und am Heck angeordneten Trimmklappen als besonders geeignet für die Erfüllung der vorgegebenen Missionsziele identifiziert. Um der Forderung nach einem Kleinprojekt mit begrenzten finanziellen Ressourcen Rechnung zu tragen, ist als Referenzmission für dieses Flugkörperkonzept COLIBRI (engl.: „**C**oncept of a **L**ifting **B**ody for **R**entry **I**nvestigations“) ein Mitflug als externe Nutzlast auf der russischen FOTON-Kapsel vorgesehen. Das Fahrzeugkonzept wird im nächsten Entwurfsschritt als CAD-Entwurf bis hinab auf Subsystemebene detailliert und auf der Basis von numerischen Detailverfahren und Windkanalmessungen abgesichert.

Im Rahmen dieser Missions- und Systemanalysen können die wichtigsten Parameter des konzeptionellen Entwurfs von Rückkehrfahrzeugen identifiziert, ihre gegenseitigen Wechselwirkungen aufgezeigt und damit auch die für ein ausgewogenes Flugkörper-Gesamtkonzept erforderliche bzw. zweckmäßige Modell-Detaillierungstiefe bestimmt werden. Damit trägt die Arbeit zum tieferen Verständnis der komplexen Wechselwirkungen zwischen den einzelnen Fachdisziplinen bei, die bereits im frühen Stadium der Entwicklung von Rückkehrsystemen, bzw. von Raumtransportsystemen generell, beachtet werden müssen, um aufwendige Modifikationen im Verlauf eines Projekts gering zu halten.

Abstract

The thesis addresses the conceptual design and the mission analysis of reentry vehicles. Subject of the investigations is a medium lift-to-drag vehicle to be conceived as a testbed to perform scientific and technology experiments. For this purpose aerodynamic, aerothermodynamic, CAD, and mission analysis tools have been developed and applied, respectively. The multi-disciplinary vehicle and mission design problem is solved by means of iterative, sequential design steps to improve the first concept towards a converged system.

Within the first design step simplified assumptions and models have been applied to define a reference mission and a vehicle which meet best the given mission requirements and limitations. For a low-cost approach a piggy-back flight opportunity on the Russian FOTON capsule has been chosen. The vehicle shape selected is a sphere-cone with an oblate bottom surface and a two-segment body flap, which is termed COLIBRI (“**C**oncept of a **L**ifting **B**ody for **R**eentry **I**nvestigations”). This first concept is substantiated within the subsequent design steps, including CAD design, more detailed numerical prediction tools, and wind tunnel data.

The results of these analyses allow to identify the most important design parameters for the conceptual design of reentry vehicles, to point out the interactions between the different disciplines involved, and therefore to determine the respective model accuracy suitable to obtain a balanced overall vehicle design. In this context the thesis is a contribution to the efficient design of reentry vehicles and of space transportation systems in general, avoiding expensive misleading concepts in the development of space vehicles already in the early phases of a project.

For a more detailed discussion of the main issues of the present thesis see “Englische Kurzfassung” on page 119.

Vorwort

Die vorliegende Arbeit entstand in der Zeit von Oktober 1993 bis November 2000 im Rahmen meiner Tätigkeit am Institut für Raumfahrtsysteme der Universität Stuttgart.

Bei Herrn Prof. Dr. rer. nat. Ernst W. Messerschmid, dem ehemaligen Direktor des Instituts und jetzigen Leiter des „European Astronaut Centre“ der ESA in Köln, bedanke ich mich für die große Unterstützung dieser Arbeit, insbesondere für sein Engagement auf politischer Ebene zur Umsetzung der Ergebnisse der Arbeit in eine Fahrzeugentwicklung, und für die Übernahme des Hauptberichts. Herrn Prof. Klaus H. Well, Ph. D., Direktor des Instituts für Flugmechanik und Flugregelung der Universität Stuttgart, danke ich für sein Interesse an der Thematik der Arbeit und für die Bereitschaft, als Mitberichter tätig zu werden.

Besonderen Dank schulde ich Herrn Dr.-Ing. Ulrich M. Schöttle, dem Leiter der Abteilung Missions- und Systemanalyse des Instituts für Raumfahrtsysteme, für die Betreuung der Arbeit, die ohne seine langjährigen Vorarbeiten auf dem Gebiet des Rückkehrproblems und ohne seine Diskussionsbeiträge und Anregungen so nicht möglich gewesen wäre.

Allen momentanen und ehemaligen Kollegen am Institut für Raumfahrtsysteme und insbesondere den Kollegen der Abteilung Missions- und Systemanalyse danke ich für die fruchtbare und angenehme Zusammenarbeit, aus der auch manche persönliche Freundschaft entstanden ist. Auch danke ich allen Studenten, die im Rahmen von Studien- und Diplomarbeiten und als wissenschaftliche Hilfskräfte die Arbeit unterstützt haben.

Meinen Freunden Christian Wieser und Frank Zimmermann danke ich für die kritische Durchsicht des Manuskripts.

Für die Förderung der Arbeit im Rahmen der Konzeptionsstudie auftriebserzeugender Rückkehrkörper COLIBRI, Förderkennzeichen 50 TT 9403/8, danke ich dem Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR-BO), namentlich dem dort für die Studie verantwortlichen Herrn Dr. Gerd Kraft. Ebenso sei die dankenswerte Unterstützung der numerischen Arbeiten durch die Windkanalversuche des DLR in Köln-Porz erwähnt.

Inhaltsverzeichnis

Bezeichnungen	9
1 Einleitung	11
1.1 Umfeld der Arbeit	11
1.2 Zielsetzung der Arbeit und Vorgehensweise	13
2 Modellbildung und numerische Methoden	17
2.1 Flugmechanische Modellierung	17
2.2 Systementwurfsumgebung	19
2.3 Aerodynamische Verfahren	20
2.4 Aerothermodynamische Verfahren	24
2.5 Flugbahnoptimierung	27
3 Missions- und Konfigurationswahl	31
3.1 Anforderungen und Randbedingungen	31
3.2 Referenzmission	38
3.3 Fahrzeugkonfiguration	43
4 Systemdefinition und Fahrzeugentwurf	49
4.1 Geometrie und Gesamtsystemauslegung	49
4.2 Subsysteme	51
4.3 Massen- und Energiebilanz	62
5 Flug- und Systemanalyse	65
5.1 Aerothermodynamische Belastungen	65
5.1.1 Äußere Belastungen	66
5.1.2 Thermalschutz-Auslegung	71
5.2 Flugführung und -regelung	76
5.2.1 Optimale Rückkehrbahnen	77

5.2.2	Fluglenkung	83
5.2.3	Lageregelungs-Anforderungen	87
5.3	Aerodynamik	89
5.3.1	Vergleich mit experimentellen Daten	90
5.3.2	Leistungsparameter und Stabilität	92
5.4	Aspekte der Missionssicherheit	97
5.5	Konzeptbewertung	102
6	Zusammenfassung	105
	Literaturverzeichnis	107
	Anhang	113
A.1	Koordinatensysteme	113
A.2	Bewegungsgleichungen	115
	Englische Kurzfassung	119
B.1	Introduction	119
B.2	Reference Mission and Vehicle Design	120
B.3	Aerothermal load and TPS analysis	125
B.4	Guidance and control requirements	128
B.5	Aerodynamics analysis	129
B.6	Mission safety analysis	131
B.7	Summary	132

Bezeichnungen

Formelzeichen:

a	Beschleunigung	[m/s ²]
A	aerodynamische Auftriebskraft	[N]
c_p	Druckbeiwert; spezifische Wärmekapazität	[-]; [J/(kg K)]
c_A, c_Q, c_W	Auftriebs-, Querkraft-, Widerstandsbeiwert	[-]
c_l, c_m, c_n	Roll-, Nick-, Giermomentenbeiwert	[-]
d	(Wand-) Dicke	[m]
F	Zielfunktion (Optimierung); Kraft	- ; [N]
g	Restriktionsgröße (Optimierung)	-
h	Flughöhe; spezifische Enthalpie	[m]; [J/kg]
i	Bahninklination	[°]
l	Fahrzeuglänge	[m]
m	Masse	[kg]
M	aerodynamisches Moment	[Nm]
Ma	Machzahl	[-]
n	Lastvielfaches	[-]
p	Druck	[N/m ²]
q	dynamischer Druck	[N/m ²]
Q	integrale Wärmelast	[J]
\dot{Q}	Wärmestrom	[W/m ²]
r	Radius (Flugbahn; Fahrzeuggeometrie)	[m]
r_N	Flugkörper-Nasenradius	[m]
S	aerodynamische Bezugsfläche; Stromlinienkoordinate	[m ²]; [m]
T	Temperatur	[K]
t	Zeit	[s]
v	Geschwindigkeit	[m/s]

V_{eff}	Volumetrische Effizienz	[-]
W	aerodynamische Widerstandskraft	[N]
x	Koordinate in Fahrzeuglängsrichtung; Tiefe im Hitzeschild	[m]
\vec{p}	Parametervektor	
\vec{u}	Steuervektor	
\vec{X}	Zustandsvektor	
α	Anstellwinkel	[°]
β	Schiebewinkel	[°]
β_k	Ballistischer Koeffizient	[kg/m ²]
γ	Flugbahnneigungswinkel	[°]
δ	geozentrische Breite	[°]
η	Klappenausschlag	[°]
λ	geographische Länge; Wärmeleitfähigkeit	[°]; [W/(m K)]
μ_a	Flugwindhängewinkel	[°]
ξ	Querruderausschlag	[°]
ρ	Luftdichte	[kg/m ³]
Φ	Umfangswinkel	[°]
ω	Winkelgeschwindigkeit	[°/s]

Indizes:

0	Anfangswert
E	Eintritt (Atmosphärenrand); Endwert
G	Grenzschichtrand
max, min	Maximal-, Minimalwert
ref	Referenzwert
soll	Sollwert
St	Staupunkt
W	Wand
∞	Anströmung

Abkürzungen:

DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
GNC	Guidance, Navigation, and Control
TPS	Thermal Protection System

1 Einleitung

1.1 Umfeld der Arbeit

Die Beherrschung der Rückkehrtechnologien ist eine wesentliche Voraussetzung für die Entwicklung zukünftiger, teilweise oder komplett wiederverwendbarer Raumtransportsysteme, die einen kostengünstigen Zugang zum Weltraum erst ermöglichen. Dabei werden auch Rückkehrkapseln ein wichtiges Element der zukünftigen Raumfahrt-Infrastruktur für den Transport und die Bergung von Nutzlastmassen und Personen darstellen, da sie die Vorteile geringerer Komplexität und niedrigerer operationeller Kosten mit dem Vorzug einer höheren Missionshäufigkeit im Vergleich zu geflügelten Rückkehrfahrzeugen verbinden. Die aktuellen Überlegungen sind weitgehend auf die Erfordernisse der Internationalen Raumstation ISS ausgerichtet und betreffen zum einen vergleichsweise große Fluggeräte für den Transport und die Rettung von Personen wie z.B. das „Crew Return Vehicle“ (CRV) und zum anderen kleine Rückkehrkapseln für die häufige Rückführung und Bergung kleiner Nutzlastmassen. Dabei werden ungesteuerte, ballistische Geräte, deren Technik inzwischen weltweit beherrscht wird, gegenüber solchen mit Auftriebseigenschaften wegen der hohen mechanischen Fluglasten nur noch für die Rückführung wenig empfindlicher Nutzlasten eingesetzt [12, 70]. Eine aktuelle Technologieentwicklung betrifft die Qualifikation eines aufblasbaren Hitzeschutzsystems für die ballistische Rückführung von Oberstufen im Rahmens des IRDT-Projekts (engl.: „Inflatable Reentry and Descent Technology“). Ein erstes, nur teilweise erfolgreiches Flugexperiment hat im Februar 2000 stattgefunden [75].

In den USA und in Japan werden mit den Projekten X-38 bzw. HOPE-X (Flüge geplant 2002 bzw. 2004) Raumgleiter mit vergleichsweise hohen Auftriebseigenschaften und entsprechenden Manövrierfähigkeiten verfolgt. Demgegenüber wurde im Rahmen europäischer Projekte der ESA nach dem Abbruch des ehrgeizigen HERMES-Programms die ARD-Kapsel (engl.: „Atmospheric Reentry Demonstrator“), eine Apollo-ähnliche Kapselkonfiguration mit geringer aerodynamischer Güte (Verhältnis von Auftrieb zu Widerstand $(A/W) \leq 0,3$) und damit sehr begrenzter Lenkfähigkeit entwickelt [13]. Die Kapsel absolvierte ihre Mission erfolgreich im Oktober 1998 und bewies damit die Fähigkeit der Europäer zur Entwicklung eines eigenständigen

digen Rückkehrsystems [49]. Die 1998 beendete FESTIP-Studie der ESA dagegen betraf nur Systemstudien für Raketenfahrzeuge [84] und hat die für wiederverwendbare Trägersysteme kritischen Rückkehrtechnologien vernachlässigt. Das FESTIP-Nachfolgeprogramm FLTP der ESA (engl.: „Future Launcher Technology Programme“) konzentriert sich weiterhin hauptsächlich auf das Aufstiegssegment zukünftiger Raumtransportsysteme.

Die europäische Beteiligung am NASA-Programm X-38, die teils von der ESA und – im Rahmen des nationalen Programms TETRA („Technologien für zukünftige Raumtransportsysteme“) – vom DLR und dem Freistaat Bayern finanziert wird, beschränkt sich auf die Fertigung einzelner Subsysteme und begleitende numerische Untersuchungen und Windkanalexperimente. Trotz des insgesamt beachtlichen europäischen Anteils insbesondere beim Thermalschutzsystem und bei der Erstellung einer aero- und aerothermodynamischen Datenbasis kann damit keine europäische Gesamtsystem-Kompetenz für Rückkehrsysteme erworben werden. Die Fortführung der transatlantischen Zusammenarbeit ist auch bei der Entwicklung des operationellen Nachfolgefahrzeugs der X-38, dem CRV, vorgesehen [31, 32].

Im nationalen Bereich wurde in den neunziger Jahren eine eigenständige Strategie verfolgt, die mit Flugversuchen zunächst mit ungesteuerten ballistischen Experimentalkapseln und anschließend mit aerodynamisch gesteuerten Rückkehrkörpern schrittweise die Erprobung und längerfristige Bereitstellung von Berechnungs- bzw. Entwurfsmethoden und von Technologien für geflügelte Wiedereintrittsfahrzeuge (Raumgleiter, Oberstufen) anstrebte. Hierbei wurden die Bereiche Aerothermodynamik, Hochtemperaturwerkstoffe/Hitzeschutzbauweisen und Gesteuerter Wiedereintritts- bzw. Rückkehrflug als besonders wichtige Querschnittstechnologien zur Erhaltung der deutschen Wettbewerbs- und Kooperationsfähigkeit identifiziert [20]. Darüber hinaus sollten die Forschungsarbeiten der zur Hyperschallthematik 1989/1990 an der RWTH Aachen¹, an der Technischen Universität München² und an der Universität Stuttgart³ von der Deutschen Forschungsgemeinschaft eingerichteten Sonderforschungsbereiche (SFB) durch ein komplementäres Experimentalprogramm abgesichert werden.

Diese evolutionäre Vorgehensweise wurde im Rahmen der beiden ballistischen Kapselprojekte EXPRESS [2] und MIRKA [46, 64, 65] umgesetzt, deren Missionen im Januar 1995 bzw. Oktober 1997 stattfanden. Beide Experimentalkörper dienten vorrangig der Erprobung von Werkstoffen und Thermalschutzkonzepten sowie „heißen“ Meßtechniken. Allerdings können mit ballistischen Kapseln grundsätzlich die für wiederverwendbare Fahrzeuge wesentlichen Lenk- und Regelungskonzepte und Technologien des gesteuerten Wiedereintritts nicht erprobt werden. Der

¹ SFB 253: Grundlagen des Entwurfs von Raumflugzeugen, RWTH Aachen

² SFB 255: Transatmosphärische Flugsysteme – Grundlagen der Antriebe, Aerothermodynamik und Flugmechanik, Technische Universität München

³ SFB 259: Hochtemperaturprobleme rückkehrfähiger Raumtransportsysteme, Universität Stuttgart

nächste Schritt von unregelmäßig ballistischen zu gesteuerten Rückkehrsystemen sollte im Rahmen der COLIBRI-Studie (engl.: „**C**oncept of a **L**ifting **B**ody for **R**eentry **I**nvestigations“) vorbereitet werden, die im Auftrag der ehemaligen DARA (heute DLR) im Zeitraum 1994-1997 am Institut für Raumfahrtssysteme (IRS) durchgeführt wurde [6]⁴. Zugleich wurde in Kooperation zwischen dem DLR und der Industrie auf dem Gebiet „Heiße Strukturen“ das gleichnamige Technologieprogramm des DLR [88] auf die Anforderungen auftriebsgestützter, ungeflügelter Rückkehrkörper ausgerichtet. Auch die oben genannten SFBs, denen 1995 durch die Beendigung des deutschen Hyperschall-Technologieprogramms mit dem zweistufigen Raumtransporter SÄNGER ein wichtiges Leitkonzept genommen worden war [86], hatten sich in Teilbereichen an diesem Fahrzeugtyp orientiert. Insbesondere sollten durch ein Flugexperiment die dort entwickelten Verfahren verifiziert und validiert werden. Das DLR bzw. das zuständige Bundesministerium haben jedoch 1997 auf eine nationale Fahrzeugentwicklung und damit auf ein eigenständiges Rückkehrsystem verzichtet. Stattdessen wurde das nationale Technologieprogramm TETRA initiiert, das – wie oben erwähnt – hauptsächlich am amerikanischen X-38-Projekt ausgerichtet ist. Inzwischen wird vom DLR die Gesamtsystem-Entwicklung wieder mehr in den Vordergrund gestellt. So soll im Rahmen des neu aufgelegten Programms ASTRA („Ausgewählte Technologien für zukünftige Raumtransportsystem-Anwendungen“) [55] mit der Durchführung eines Experiments „Automatische Landung“ und der hierfür erforderlichen Fahrzeugentwicklung deutsche Systemkompetenz zumindest für einen Teilabschnitt des Rückkehrfluges nachgewiesen werden.

1.2 Zielsetzung der Arbeit und Vorgehensweise

Die vorliegende Arbeit diskutiert die Vorgehensweise der Missionsanalyse und des konzeptionellen Systementwurfs für auftriebsgestützte Rückkehrkörper und versucht, anhand der Synthese der einzelnen Fachdisziplinen bzw. Subsysteme zu einem Gesamtkonzept eine verallgemeinerte Klassifizierung der Missions- und Systemparameter hinsichtlich ihrer Bedeutung für das Gesamtsystem durchzuführen. Das betrachtete Anwendungsbeispiel ist das Kapselkonzept COLIBRI, welches als Ausgangsbasis für die Entwicklung und den Bau eines kleinen, auftriebsgestützten Flugkörpers vorgesehen war, der als Plattform für wissenschaftliche und technologische Wiedereintritts- und Rückkehrexperimente dienen sollte. Die Definition dieses Flugkörpers erfolgte im Rahmen der gleichnamigen, bereits oben erwähnten Studie [8].

Die Vorgehensweise zur Festlegung eines Missions- und Flugkörperkonzepts besteht aus zahlreichen Einzelschritten, die für einen „optimalen“ Gesamtentwurf typischerweise in einem

⁴ Ähnliche wissenschaftlich-technologische Zielsetzungen verfolgen auch Studien in den Niederlanden mit dem ungeflügelten Auftriebskörper HYPERION als Referenzkonzept, z. B. [53, 54]

iterativ-sequentiellen Prozeß mehrfach durchlaufen werden müssen. Dies begründet sich für alle wesentlichen Raumfahrtsysteme – und darüber hinaus wohl für jedes komplexe technische System – aus den überaus starken Wechselwirkungen zwischen den beteiligten Fachdisziplinen [48]. Der Grad dieser gegenseitigen Abhängigkeiten kann je nach betrachtetem Missionsszenarium (z. B. Aufstiegs-, Transfer-, Rückkehr- oder interplanetare Mission) mehr oder weniger stark ausgeprägt sein. Eine wichtige Teilaufgabe der vorliegenden Arbeit ist daher auch das Aufzeigen dieser Abhängigkeiten für den Anwendungsfall des Wiedereintritts- und Rückkehrflugs von Auftriebskörpern mittlerer aerodynamischer Güte.

Im allgemeinen stehen am Anfang eines Analyse- und Entwurfsprozesses mehr oder weniger genau festgelegte Missionsziele, die unter bestimmten Randbedingungen erreicht werden sollen. Einschränkende Randbedingungen sind in der Raumfahrtbranche - seien es kommerzielle oder rein wissenschaftliche Missionen – häufig weniger technischer Natur, sondern vielmehr der finanzielle Rahmen, der nur in Ausnahmefällen wie z. B. den überwiegend politisch bestimmten Apollo-Missionen eine nachrangige Rolle spielt.

Daher müssen im Rahmen der Missionsfestlegung zunächst die Missionsziele im Hinblick auf ihre Realisierbarkeit bezüglich den gegebenen finanziellen Beschränkungen näher definiert werden. Hierbei werden für verschiedene Missionskonzepte die funktionalen und operationellen Anforderungen wie z. B. Leistungsfähigkeit, Verfügbarkeit, Redundanztiefe, Kommunikationsarchitektur und technische und sonstige Beschränkungen wie Entwicklungsaufwand oder verfügbarer Zeitrahmen analysiert. Auf dieser Basis kann das Missionskonzept ausgewählt, charakterisiert und bewertet werden. Zum letzteren Punkt gehört auch die Ableitung von für das Erreichen der Missionsziele kritischen Missionsparametern. Die Definition der mit der Wahl der Mission verbundenen speziellen Anforderungen an den zu konzipierenden Flugkörper bildet die Brücke zu den sich anschließenden Entwurfsschritten der Konfigurationswahl und des Systementwurfs.

Hierbei fließen in das vorläufige Gesamtkonzept des Flugkörpers zusätzlich noch die Nutzlastanforderungen wie z. B. die voraussichtlichen Abmessungen sowie Träger-, Umgebungs-, Orbit-, und sonstige Randbedingungen ein. Je nach der speziell zu betrachtenden Raumfahrtmission sind letztere unterschiedlich stark mit der Wahl des Missionskonzepts verknüpft. Daran schließt sich ein erster Entwurf bis hinab auf die Subsystemebene an, der eine Abschätzung der wichtigsten Budgets, d. h. dem Gesamtgewicht sowie den Leistungs- und Treibstoffanforderungen, erlaubt. In nachfolgenden Iterationszyklen wird diese Erstkonzeption näher bewertet, konkretisiert und – falls erforderlich – modifiziert, wobei die angewandten Entwurfs- und Analyseverfahren so weit als möglich verfeinert werden, um ein in sich schlüssiges Gesamtkonzept zu erreichen.

Für die hier betrachtete Aufgabenstellung wird eine zweigeteilte Vorgehensweise gewählt, wobei in einem ersten Schritt zunächst die Mission und die Fahrzeugkonfiguration, d. h. die äußere

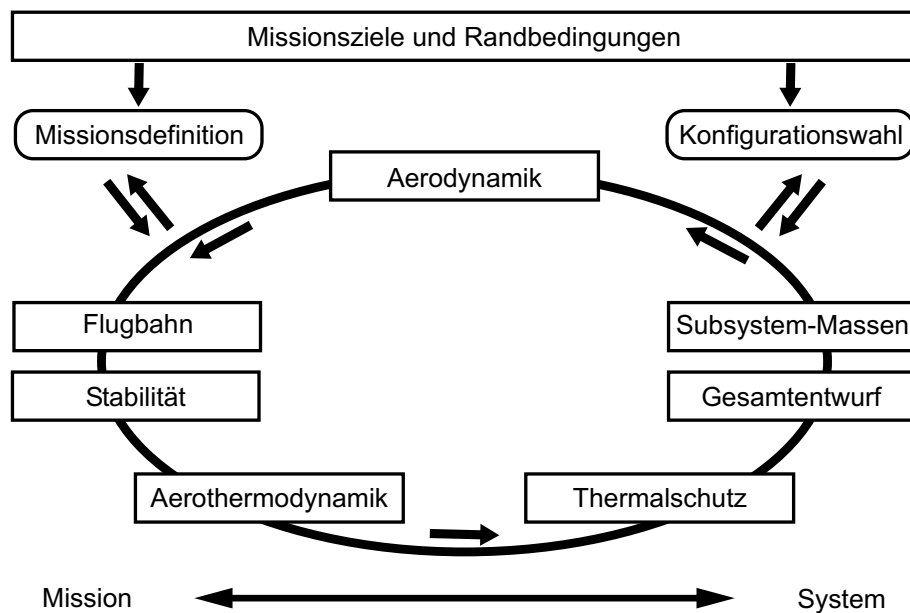


Abb. 1.1: Gewählte Vorgehensweise (schematisch)

Form definiert werden. In dieser Entwurfsphase muß bzw. sollte zur Beschränkung des Gesamtaufwands auf vereinfachte Modellbeschreibungen und semiempirische Analyseverfahren zurückgegriffen werden, wie sie für vergleichende, verschiedene Missions- und Konfigurationsalternativen betrachtende Studien zweckmäßig sind.

Im zweiten Schritt erfolgt der eigentliche Fahrzeugentwurf sowie dessen Überprüfung, Bewertung und eventuelle Modifikation in numerischen Detailanalysen, die im vorliegenden Fall die aerodynamischen Eigenschaften des Flugkörpers, die aerothermodynamische Thermalanalyse, die Thermalschutzauslegung sowie Bahnanalysen zur Bestimmung von optimalen Trajektorien, zur Flugstabilität und zur Missionssicherheit beinhalten. Die Bahnanalysen dienen insbesondere der Ableitung von Anforderungen an das Lenk- und Regelkonzept. Zugleich können die im Rahmen der vorliegenden Arbeit gewonnenen Ergebnisse teilweise mit experimentellen Daten verglichen werden. Neben dem konkreten Missions- und Systementwurf für die spezielle Zielsetzung, wie hier am Beispiel COLIBRI vorgestellt, können zugleich kritische Entwurfsparameter identifiziert sowie deren Wechselwirkungen analysiert werden. Das Aufzeigen solcher Zusammenhänge und ihre Berücksichtigung in den jeweiligen Fachdisziplinen ist für eine kostengünstige, effiziente Entwicklung von zukünftigen Raumtransportsystemen unabdingbar.

Die oben erläuterte und in der [Abb. 1.1](#) skizzierte Vorgehensweise spiegelt sich in der Gliederung des vorliegenden Berichts wieder. Um den Gesamtzusammenhang und damit die Übersichtlichkeit zu wahren, erfolgt hierbei unter Hinweis auf andere Berichte des Autors [4, 6–12, 67] eine Beschränkung auf die Beschreibung der Grundzüge der in den einzelnen Fachdisziplinen eingesetzten Verfahren und auf eine exemplarische Diskussion der dort erzielten Ergebnisse. Zunächst werden im Kap. 2 die im Rahmen der Arbeit eingesetzten numerischen Metho-

den bereitgestellt. Daran schließt sich im Kap. 3 der erste Entwurfsschritt, die Definition der Mission und des Fahrzeugkonzepts, an. Nach deren Festlegung wird im Kap. 4 der Fahrzeugentwurf diskutiert. Den Schwerpunkt der Arbeit bilden die Detailanalysen zu den obengenannten Themengebieten und deren Bewertung hinsichtlich ihrer Bedeutung für den Systementwurf im Kap. 5. Mit einer Zusammenfassung schließt die Arbeit.

2 Modellbildung und numerische Methoden

Das Kapitel stellt die im Rahmen der vorliegenden Arbeit entwickelten bzw. eingesetzten numerischen Verfahren und Methoden zusammen. Neben der flugmechanischen Modellbildung als Voraussetzung für Analysen des Rückkehrfluges wird auf Annahmen zum Systementwurf, des aerodynamischen Berechnungsverfahrens, der Aerothermodynamik-Analyse und der Thermal-schutzauslegung sowie auf Grundlagen des verwendeten Bahnoptimierungsverfahrens eingegangen. Entsprechend Kap. 1 sollte die Genauigkeit der Modellierung mit zunehmender Konkretisierung des Entwurfs steigen, so daß für den Entwurfsprozeß i. a. Verfahren unterschiedlicher Güte bereitgestellt werden müssen.

2.1 Flugmechanische Modellierung

Die für die numerische Berechnung von Rückkehrflügen im Rahmen dieser Arbeit bereitgestellte Simulationsumgebung wird im weiteren unter Verweis auf [4] nur zusammenfassend dargestellt.

Fahrzeugdynamik Die Beschreibung der Fahrzeugdynamik kann in die zwei Problemstellungen der Bestimmung der auf den Flugkörper einwirkenden Kräfte \vec{F} und Momente \vec{M} sowie der daraus resultierenden Antwort des Systems unterteilt werden. Alle Simulationsrechnungen dieser Arbeit vernachlässigen die elastischen Eigenschaften des Flugkörpers, betrachten diesen also als starren Körper, was jedoch für die vorliegende Aufgabenstellung hinreichend genau ist [60]. Damit kann die Bewegung des Flugkörpers durch die beiden Vektordifferentialgleichungen des Impuls- und des Drallsatzes beschrieben werden:

$$\frac{d\vec{I}}{dt} = \vec{F} \quad (2.1)$$

$$\frac{d\vec{D}}{dt} = \vec{M} \quad (2.2)$$

Für Flugleistungs- und Flugbelastungsanalysen wird die Drehdynamik des Fahrzeugs vernachlässigt, da diese die Flugbahn im allgemeinen nur in sehr geringem Maß beeinflusst, z. B. [44]. In diesem Fall werden die kinematischen Drehbewegungsgrößen als Flugsteuergrößen aufgefaßt (Simulation in drei Freiheitsgraden, 3D). Untersuchungen etwa zur dynamischen Stabilität müssen dagegen die Kopplung zwischen der Translations- und der Rotationsbewegung berücksichtigen (6D-Bewegungssimulation).

Die Auswertung der beiden Fundamentalgleichungen Impuls- und Drallsatz muß in räumlichen Bezugssystemen erfolgen, wobei die spezielle Wahl eines Koordinatensystems je nach Aufgabenstellung verschieden sein kann¹. Im vorliegenden Fall wird die Position des Flugkörpers sowie die Drehbewegung der Erde im geozentrischen erdfesten Koordinatensystem – mit (j) gekennzeichnet – durch die Kugelkoordinaten Radius r , geographische Länge λ und geozentrische Breite δ bzw. durch die Winkelgeschwindigkeit der Erde $\vec{\omega}_E$ gegenüber dem als Inertialsystem verwendeten Äquatorsystem der Astronomie (i) beschrieben. Die Geschwindigkeit des Flugkörpers wird über den Betrag des Geschwindigkeitsvektors \vec{v}_G (über Grund) sowie seine Orientierung bezüglich einem mit dem Flugkörper mitbewegten Horizontalsystem (h) angegeben. Die entsprechenden Winkel sind der Bahnneigungswinkel γ (positiv für Steigen) und der Azimutwinkel χ . Die Lage des Flugkörpers im Raum wird bezüglich eines mitbewegten, bahntangentianalen Geschwindigkeitssystems (v) angegeben, das an den Geschwindigkeitsvektor \vec{v}_G gebunden ist. Hierfür werden die Größen Anstell-, Schiebe- und Hängewinkel, bezogen auf v_G , verwendet (α_G, β_G, μ_G). Diese drei Winkel stellen einen direkten Bezug zwischen dem durch die Hauptträgheitsachsen festgelegten körperfesten System (o) und dem (v)-System her. Sie unterscheiden sich von den typischerweise verwendeten Größen α, β und μ_a , wenn Windeinflüsse berücksichtigt werden [4]. In diesem Fall sind die im (v)-System definierte Geschwindigkeit \vec{v}_G und die Fluggeschwindigkeit gegenüber der Atmosphäre \vec{v}_a nicht identisch. Da im Rahmen der Arbeit Windeinflüsse meist vernachlässigt werden, wird im weiteren auf die Indizierung „G“ verzichtet. Die Drehgeschwindigkeit des Flugkörpers wird im System (o) als vektorielle Winkelgeschwindigkeit $\vec{\omega}$ gegenüber dem Inertialsystem (i) beschrieben. Damit ist der Zustandsvektor $\vec{X}(t)$ als

$$\vec{X}(t) = (r, \lambda, \delta, v, \gamma, \chi, \alpha, \beta, \mu, \omega_x, \omega_y, \omega_z)^T \quad (2.3)$$

definiert. Die zugehörige Vektor-Zustandsgleichung

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

kann unter Berücksichtigung mathematischer Beschreibungsmodelle für die Umgebungsbedingungen und die Systemeigenschaften bei gegebenen Startwerten $\vec{X}(t_0)$ numerisch integriert

¹ Die im weiteren beschriebenen Koordinatensysteme sind im Anhang graphisch veranschaulicht.

werden, womit der Bewegungszustand des Flugkörpers in zeitlicher Abhängigkeit eindeutig bestimmt ist. Die Vektor-Zustandsgleichung zur numerischen Integration der Flugbahn wird im Anhang angegeben.

Umgebungsmodelle Die vorliegende Simulationsumgebung erlaubt bezüglich der geophysikalischen Umgebungsbedingungen je nach Anwendungszweck den Einsatz unterschiedlicher Modellierungstiefen [4]. Die Erdform kann als kugelförmig oder elliptisch vereinbart werden; das Gravitationsmodell berücksichtigt Abweichungen vom Newtonschen Potentialansatz bis zum Störterm 4. Ordnung. Neben einem an die Normdaten der US-Standardatmosphäre angepassten Atmosphärenmodell, welches keine Windeinflüsse berücksichtigt, wird für genauere Bahnrechnungen das „Extended Mass Spectrometer and Incoherent Scatter Model“ (MSISE) von HEDIN [36] in der Formulierung von CHABRILLAT [14] in Kombination mit einem Windmodell von HEDIN [37] bereitgestellt. Die für letztere Modelle bei der hochgenauen Berechnung von Flugbahnen zweckmäßige Angabe der Flugkörper-Position in einem geodätischen Erdmodell wurde ebenfalls implementiert, wird aber im Rahmen der Arbeit nicht angewandt.

Flugkörpermodell Die aerodynamischen Eigenschaften des Flugkörpers werden gemäß LN 9300 bestimmt. Für die im aerodynamischen Koordinatensystem (a) definierten Luftkräfte Widerstand W , Auftrieb A und Querkraft Q gilt:

$$W = c_W q S, \quad A = c_A q S, \quad Q = c_Q q S, \quad (2.5)$$

wobei $q = (\rho v^2)/2$ den aus der Luftdichte ρ und der Fluggeschwindigkeit v ermittelten dynamischen Bezugsdruck darstellt. Die auf den Flugkörper einwirkenden Momente werden im Hauptachsen-System (o) berechnet:

$$M_x = c_l q S r_{\max}, \quad M_y = c_m q S l, \quad M_z = c_n q S r_{\max} \quad (2.6)$$

Dabei wird als Bezugsfläche S die Stirnfläche (= Projektion des Körpers auf eine Ebene senkrecht zu seiner Längsachse) gewählt. Die Bezugslängen sind durch die maximale Erstreckung des Fahrzeugs l in Körperlängsachse und durch den maximalen senkrechten Abstand der Oberfläche zu dieser Achse r_{\max} festgelegt. Somit kann die Berechnung der Luftkräfte und -momente auf die Bestimmung der aerodynamischen Beiwerte zurückgeführt werden. Die hierfür eingesetzten Verfahren werden im Abschnitt 2.3 erläutert.

2.2 Systementwurfsumgebung

Ein wichtiger Teilaspekt der vorliegenden Arbeit ist die Festlegung bzw. die Ausarbeitung der Geometrie des zu konzipierenden Flugkörpers bis hinab auf Subsystemebene auf der Basis von

Missions- und Systemvorgaben. Ziel ist hierbei insbesondere die Bestimmung der Masseneigenschaften (Schwerpunktlage, Trägheitsmomente). Die Abschätzung dieser Größen ist für die Lösung anderer Teilprobleme der Missions- und Systemanalyse unabdingbar.

Für die genannte Aufgabenstellung wurde im Rahmen dieser Arbeit das CAD-Programmsystem AutoCAD[®] in der Version 12 [83] eingesetzt. Mit Hilfe des AME-Moduls („Advanced Modeling Extension[™]“) [82] werden ähnlich wie bei professionellen CAD-Entwurfsumgebungen, z. B. CATIA oder Pro/ENGINEER[®], Volumenmodelle erstellt, die über die Zuweisung von Materialeigenschaften Festkörper repräsentieren. Damit können die physikalischen Eigenschaften (Massen, Volumina, Oberflächen, Schwerpunkte, Trägheitsmomente) sowohl einzelner Subsysteme als auch des Gesamtsystems bestimmt werden. Es besteht auch die Möglichkeit, die in der CAD-Umgebung generierten Oberflächennetze für andere Analyse-Programme bereitzustellen. Oberflächennetze werden z. B. für die Bestimmung der aerodynamischen Eigenschaften oder der aerothermodynamischen Belastungen benötigt.

2.3 Aerodynamische Verfahren

Rückkehrflüge sind im Gegensatz zu anderen Raumfahrtmissionen im wesentlichen durch das Hyperschall-Flugsegment geprägt. Daher steht die Bestimmung der während dieses Flugabschnitts vorliegenden aerodynamischen Eigenschaften im Mittelpunkt des Interesses.

Für vergleichende Konfigurationsanalysen wird die bekannte Newtonsche Strömungsannahme eingesetzt, ein sogenanntes „Impact-Angle“-Verfahren. Diese Ansätze verwenden zur Berechnung lokaler Druckbeiwerte an Körperoberflächen im Hyperschall den Winkel zwischen ungestörter Anströmung und lokaler Konturneigung ψ sowie den Umgebungszustand und den Staudruck p_{St} . Dabei wird grundsätzlich zwischen der windzugewandten (Druckbeiwert $c_p \geq 0$) und der windabgewandten Seite ($c_p < 0$) unterschieden. Das besonders für stumpfe Körper geeignete Newton-Modell geht davon aus, daß beim Aufprall von Fluidpartikeln auf die Oberfläche des Flugkörpers der Geschwindigkeitsanteil senkrecht zur Oberfläche vollständig in eine Druckkomponente umgesetzt wird und der tangentielle Anteil unverändert bleibt:

$$p = p_\infty + (p_{St} - p_\infty) \cos \psi \quad (2.7)$$

Die Oberflächeninklination ψ nimmt den Wert 0 an, falls der Geschwindigkeitsvektor \vec{v}_∞ der ungestörten Strömung und die lokale Oberflächennormale \vec{e}_n (Einheitsvektor) gleich orientiert sind:

$$\cos \psi = \frac{\vec{e}_n \cdot \vec{v}_\infty}{|\vec{v}_\infty|} \quad (2.8)$$

Für ebene Flächen wie z.B. Abplattungen kann zusätzlich ein empirischer Ansatz nach HANKEY [34] verwendet werden, da das Newton-Verfahren für nicht gekrümmte Oberflächen bei

steigender Inklination $(\pi - \psi)$ zu kleine lokale Drücke berechnet:

$$p = p_\infty + [(1,95 - 0,21 \tan \psi) q] \cos^2 \psi \quad (2.9)$$

Der Staudruck p_{St} wird unter der Annahme eines isenthalpen Aufbaus nach einem Verfahren von ANDERSON [1] berechnet. Für die windabgewandte Seite des Fahrzeuges wird in unserem Fall Umgebungsdruck p_∞ angenommen, d.h. entsprechend der obigen Definition des Oberflächenwinkels ψ wird das Newton-Verfahren und der Ansatz von Hankey nur angewandt für Werte von ψ zwischen $\pi/2$ und π . Über die Auswertung obiger lokaler Beziehungen auf der gesamten Oberfläche des Flugkörpers können die aerodynamischen Beiwerte ermittelt werden. Da der Newton-Ansatz strenggenommen nur im Hyperschall-Kontinuum Gültigkeit hat, sind im unteren Überschall- und Transschall-Flugbereich zunehmend Fehler zu erwarten. Weiterhin kann das Modell je nach Fahrzeug-Konfigurationen für die Vorhersage der Stabilitätseigenschaften ungeeignet sein.

Für die Bestimmung der aerodynamischen Eigenschaften einer schon näher eingegrenzten Konfiguration wird als Kompromiß zwischen dem vergleichsweise ungenauen Newton-Ansatz und den für Entwurfsaufgaben zu aufwendigen Navier-Stokes-Verfahren ein von WIRTZ [78] entwickeltes und von WIESER [74] an die vorliegende Problemstellung angepaßtes kombiniertes Euler-„Impact Angle“-Verfahren eingesetzt [72].

Grundlage des Berechnungsansatzes ist im **ersten Arbeitsschritt** eine bezüglich der Rechengeschwindigkeit „optimierte“ Lösung der Euler-Gleichungen. Die Optimierung besteht hierbei in der Anwendung eines kombinierten Zeit-Raumschritt-Algorithmus, der Unterschallgebiete im Strömungsfeld iterativ bestimmt und in Überschallgebieten automatisch auf einen Raumschritt-Algorithmus, die sog. „Space-Marching“-Technik, umschaltet, was gegenüber herkömmlichen Verfahren eine deutliche Rechenzeiteinsparung bewirkt. Zusätzlich können Gleichgewichts-Realgas-Effekte über einen variablen Adiabatenexponenten erfaßt werden [78].

Die Umströmung des Flugkörpers kann aus dem Gleichungssystem für die Massen-, Impuls- und Energieerhaltung berechnet werden. Unter Vernachlässigung von Reibung und Wärmeleitung erhält man die dreidimensionalen, instationären und konservativen Eulergleichungen in differentieller Form als

$$\frac{\partial}{\partial t} \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho e \end{bmatrix} + \frac{\partial}{\partial x} \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ \rho uw \\ \rho uH \end{bmatrix} + \frac{\partial}{\partial y} \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho vu \\ \rho v^2 + p \\ \rho vw \\ \rho vH \end{bmatrix} + \frac{\partial}{\partial z} \begin{bmatrix} \rho w \\ \rho wu \\ \rho wv \\ \rho w^2 + p \\ \rho wH \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}. \quad (2.10)$$

In dieser dimensionsfreien Notation beschreiben u , v und w die Komponenten des Geschwindigkeitsvektors, e die volumenspezifische Gesamtenergie und H die Gesamtenthalpie.

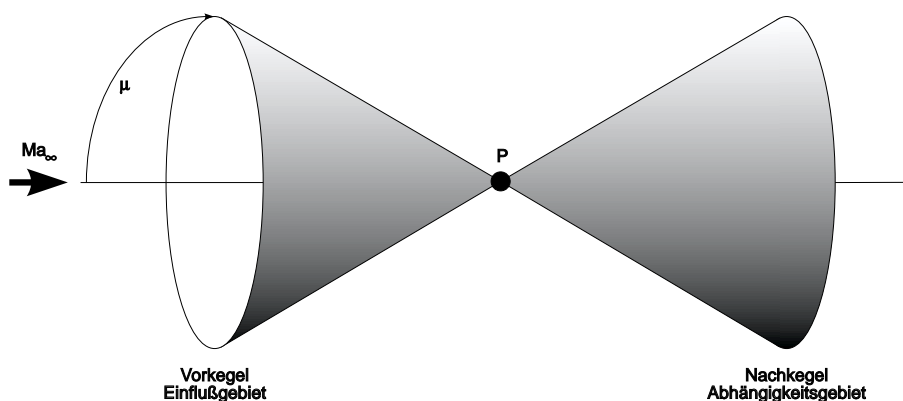


Abb. 2.1: Einfluß- und Abhängigkeitsgebiete im Überschall

Eine wichtige Eigenschaft hyperbolischer Differentialgleichungen ist das Auftreten endlicher, räumlich und zeitlich eingegrenzter Einfluß- und Abhängigkeitsgebiete für den Strömungszustand in einem Punkt P, die im dreidimensionalen Fall durch den symmetrisch zur Strömungsrichtung laufenden Macherkegel beschrieben werden. Dessen halber Öffnungswinkel μ ist eine Funktion der Machzahl:

$$\mu = \arcsin \frac{1}{Ma} \quad (2.11)$$

Die [Abb. 2.1](#) veranschaulicht diesen Sachverhalt. Er ermöglicht die Lösung des Differentialgleichungssystems Gl. (2.10) mit einem sogenannten „Upwind“-Verfahren und führt durch Beschränkung der Berechnung auf das stromauf liegende Strömungsfeld zum rechenzeitsparenden Raumschrittalgorithmus. Voraussetzung für die Durchführbarkeit dieses Verfahrens ist eine Diskretisierung des Strömungsfeldes in Hauptströmungsrichtung als sogenanntes H-Gitter. Dieser Gittertypus entsteht anschaulich durch Aussparung eines rechteckigen Gebiets im Rechenetz mit anschließender Verzerrung zur Körpergeometrie über eine Transformation auf krummlinige Koordinatensysteme. Die [Abb. 2.2](#) zeigt eine typische H-Gitterstruktur. In diesem Beispiel einer Apollo-ähnlichen Kapsel wird ein quasizylindrisches HO-Gitter verwendet. Mit Hilfe der [Abb. 2.3](#) soll der Grundgedanke des Verfahrens erläutert werden. Im Rechenraum sind drei Zonen dargestellt, wobei die mittlere ein Unterschallgebiet beinhaltet. Durch die Verwendung des „Upwind“-Schemas läßt sich in den reinen Überschallgebieten, wo eine Beeinflussung stromauf nicht stattfindet, eine erhebliche Rechenzeitsparung erzielen, indem jeweils eine Zellreihe weitergerechnet wird. Dazu muß allerdings mit Hilfe von Voriterationen Lage und Ausdehnung des Überschallgebiets festgestellt werden. Nach der Berechnung des vorderen Überschallgebiets kann dann die Berechnung des Unterschallgebiets erfolgen, an die sich nach Einstellen der stationären Lösung, die durch das Verschwinden des zeitabhängigen Termes in der instationären Eulergleichung gekennzeichnet ist, die Berechnung des hinteren Überschallgebietes anschließt. Um Realgaseffekte, wie die Anregung innerer Freiheitsgrade oder Dissoziations- und Rekombinationsreaktionen, die bei den hohen Hyperschallgeschwindigkeiten von Wiedereintrittsraum-

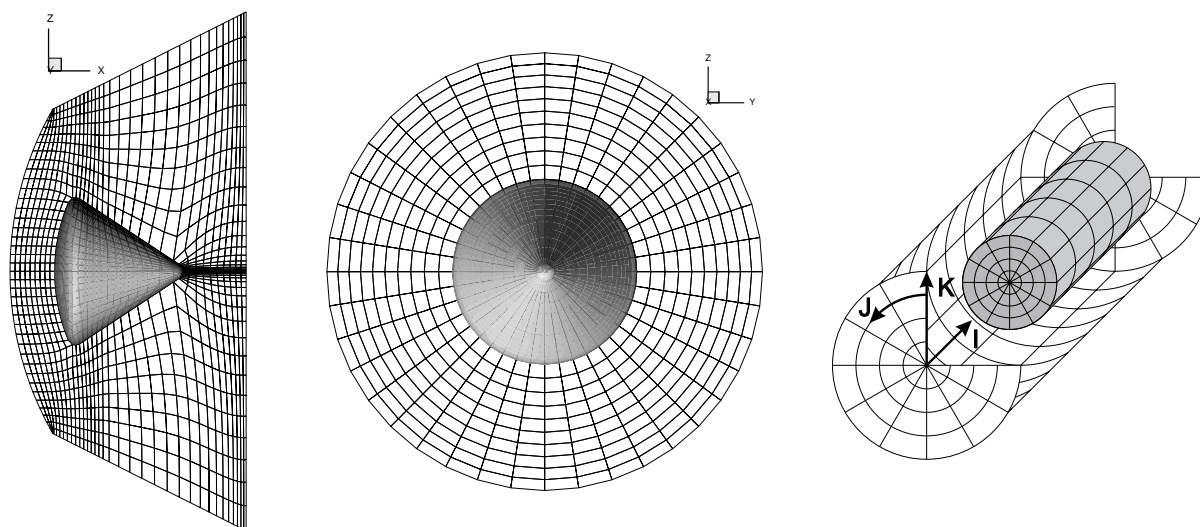


Abb. 2.2: Das HO-Gitter im physikalischen und im Rechenraum

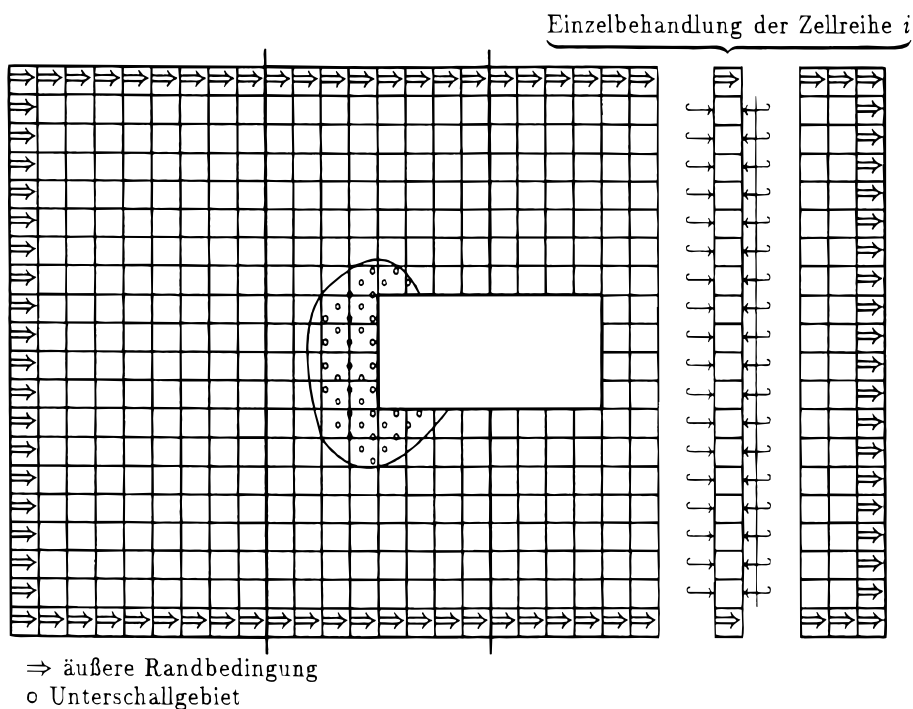


Abb. 2.3: Das Raumschritt-Verfahren im Rechenraum

flugkörpern unweigerlich und mit signifikanten Auswirkungen auf die aerodynamischen Beiwerte auftreten müssen, zu berücksichtigen, zugleich aber dem Anspruch eines rechenzeiteffizienten Vorentwurfsverfahrens gerecht zu werden, erfolgt eine Beschränkung auf Gleichgewichts-Realgaseffekte. Diese können mit geringem Rechenaufwand durch eine druck- und dichteabhängige Variation des Adiabatenexponenten über eine aus Tabellenwerten erstellte Polynomfunktion erfasst werden [78].

Für den **zweiten Arbeitsschritt**, das „mikro-kalibrierte“ Impact-Angle-Verfahren, werden ei-

ne oder mehrere mit obigem Euler-Ansatz erhaltene Lösungen als Referenz verwendet. Neben dem schon oben erläuterten Newton-Modell sind für die windzugewandte Seite das „Tangent-Wedge“- sowie das „Tangent-Cone“-Verfahren und für den Expansionsbereich der Ansatz von Prandtl-Meyer implementiert. Auf deren jeweilige theoretische Begründung wird hier unter Hinweis auf [1] nicht näher eingegangen. Nach der Wahl der für die betrachtete Konfiguration am geeignetsten erscheinenden „Impact-Angle“-Methode auf jedem einzelnen Element (Panel) des Oberflächengitters wird durch Vergleich des Referenzdruckbeiwertes der Eulerlösung mit dem durch das „Impact-Angle“-Verfahren ermittelten Druckbeiwert eine Kalibrierfunktion erstellt. Mit der resultierenden Vielzahl solcher Kalibrierfunktionen erfolgt nun die „Impact-Angle“-Berechnung für vom Referenzzustand abweichende Anströmbedingungen auf der gesamten paneelierten Kontur. Somit können für eine Vielzahl von Anströmbedingungen mit einem Bruchteil des Aufwandes numerischer Strömungslöser bei gleichzeitig akzeptabler Genauigkeit die aerodynamischen Beiwerte berechnet werden. Eine Mehrfachkalibrierung, d. h. die Verwendung mehrerer Referenzdatensätze, läßt eine erhebliche Genauigkeitssteigerung bei allerdings erhöhtem Rechenaufwand erwarten.

2.4 Aerothermodynamische Verfahren

Äußere Belastungen Für die Vorhersage der flugzustandsabhängigen Wärmelast- und Temperaturverteilung auf der Fahrzeugoberfläche werden halbempirische Methoden unterschiedlichen Detaillierungsgrades verwendet. Der durch Strahlung verursachte Wärmestromanteil kann für die betrachtete Wiedereintrittsmission vernachlässigt werden. Für die mit der Flugsimulation gekoppelte Berechnung werden einfache Staupunktmodelle nach CHAPMAN, z. B. in [34], der Form

$$\dot{Q}_{\text{konv,St}} = \frac{C}{\sqrt{(r_N/r_{\text{ref}})}} \sqrt{\frac{\rho(t)}{\rho_{\text{ref}}}} \left(\frac{v(t)}{v_{\text{ref}}} \right)^x \quad [\text{W/m}^2] \quad (2.12)$$

mit dem auf $r_{\text{ref}} = 1 \text{ m}$ bezogenen Nasenradius r_N , den Referenzwerten $\rho_{\text{ref}} = 1,225 \text{ kg/m}^3$ und $v_{\text{ref}} = 7924,8 \text{ m/s}$ sowie den dimensionslosen Modellparametern C und x verwendet, die mehr eine qualitative Abschätzung des Wärmelastprofils für den Vergleich verschiedener Trajektorien als quantitative Aussagen erlauben und daher nur für vergleichende Systemstudien geeignet sind.

Eine getrennt, d. h. an ausgewählten Trajektorienpunkten durchgeführte, aerothermodynamische Belastungsrechnung greift dagegen auf komplexere Algorithmen zur Vorhersage der lokalen Wärmelasten zurück, die gegenüber noch aufwendigeren Methoden, z. B. Navier-Stokes-Verfahren, wie sie im SFB 259, Teilprojekt Wiedereintritts-Aerothermodynamik [29] eingesetzt werden, auch für Missions- und Systemanalysen geeignet sind. Deren Ergebnisse können dann

zur Skalierung einfacher Ansätze nach Gl. (2.12) herangezogen werden. Im Rahmen dieser Arbeit wird ein Verfahren nach BREGMAN [3] eingesetzt, dessen Gültigkeit auf die angeströmte, höher belastete Fahrzeug-Unterseite beschränkt ist. Unter Verweis auf [3] können hier nur die Grundannahmen der Rechenmethode erläutert werden.

Allen Wärmelastrechnungen ist Strahlungsgleichgewicht in laminarer, sich im chemischen Gleichgewicht befindender Strömung zugrunde gelegt. Zur Berechnung der konvektiven Wärmelast im **Staupunkt** $\dot{Q}_{\text{konv,St}}$ dient eine von DEJARNETTE modifizierte Gleichung aus [17], welche die Oberflächenkrümmung B sowie den Druckgradientenparameter $\bar{\beta}_{\text{St}}$ als Einflußgrößen verwendet:

$$\dot{Q}_{\text{konv,St}} = 0,768 \sqrt{\frac{B+1}{2}} \cdot 1,033 \left[\frac{1 + 0,527 \bar{\beta}_{\text{St}}^{0,686}}{1,116 + 0,411 \bar{\beta}_{\text{St}}^{0,686}} \right] \cdot Pr^{-0,6} (\rho_W \mu_W)^a (\rho_G \mu_G)^b (h_{\text{St}} - h_W) \sqrt{\left(\frac{\partial v}{\partial S} \right)_{\text{St}}} \quad (2.13)$$

Die dynamische Viskosität an der Wand μ_W wird nach dem Gesetz von Sutherland [60] berechnet. Weitere benötigte Stoffgrößen am Grenzschichttrand (Index „G“) sowie an der Wand (Index „W“) sind Realgastabellen [40] entnommen bzw. mit semi-empirischen Korrelationsformeln [16] bestimmt worden. Die Exponenten a und b sind Funktionen des Druckgradientenparameters $\bar{\beta}_{\text{St}}$. Die Enthalpie an der Wand h_W kann über die Wandtemperatur T_W iterativ mit Hilfe der Stefan-Boltzmann-Beziehung bestimmt werden:

$$\dot{Q}_{\text{konv}} = \epsilon \sigma T_W^4 \quad (2.14)$$

Dabei beträgt die Konstante $\sigma = 5,68786 \cdot 10^{-8} \text{ W}/(\text{m}^2 \text{K}^4)$; der Emissionsgrad ϵ ist abhängig von den Materialeigenschaften. Der Geschwindigkeitsgradient in Stromlinienrichtung $(\partial v / \partial S)_{\text{St}}$ wird mit Hilfe des Newton-Ansatzes Gl. (2.7) berechnet:

$$\left(\frac{\partial v}{\partial S} \right)_{\text{St}} = \frac{1}{r_{\text{N,min}}} \sqrt{\frac{2(p_{\text{St}} - p_{\infty})}{\rho_{\text{St}}}} \quad (2.15)$$

$r_{\text{N,min}}$ bezeichnet den minimalen Nasenradius.

Die Wärmelastrechnung entlang von **Stromlinien** beruht auf dem achsensymmetrischen Analogon [18]. Dieses Verfahren bestimmt entlang von im Staupunkt ausgehenden Stromlinien den sog. metrischen Faktor h

$$\frac{d^2 h}{dS^2} = -\frac{1}{h} \left[(3 - Ma^2) \left(\frac{1}{\rho v^2} \frac{\partial p}{\partial \beta} \right)^2 + \frac{1}{\rho v^2} \frac{\partial^2 p}{\partial \beta^2} \right] + \frac{\cos^2 \Gamma \cos \delta_\phi}{r} h \left(\frac{\partial \Gamma}{\partial x} \frac{\partial \sigma}{\partial \phi} - \frac{\partial \Gamma}{\partial \phi} \frac{\partial \sigma}{\partial x} \right), \quad (2.16)$$

mit dessen Hilfe ein beliebiger 3D-Körper in ein rotationssymmetrisches Fahrzeug unter einem Anströmwinkel von 0° transformiert wird. Dabei sind β , Γ , δ_ϕ und σ von der Oberflächenkontur abhängige, differentialgeometrische Größen [3]. Nach Lösung der 2D-Grenzschichtgleichungen kann dann eine Aussage für den allgemeinen Fall gewonnen werden. Für den Fall einer laminaren Strömung ergibt sich für die Wärmelast entlang von Stromlinien:

$$\dot{Q}_{\text{konv}} = \dot{Q}_{\text{konv,St}} \cdot \frac{p_G v_G h (\zeta_W / \zeta_{W,\text{St}})}{\sqrt{2(B+1) p_{\text{St}} \left(\frac{\partial v}{\partial S}\right)_{\text{St}} \cdot \int_0^S p_G v_G h^2 dS}} \quad (2.17)$$

Die Faktoren ζ_W und $\zeta_{W,\text{St}}$ berücksichtigen den Enthalpiegradienten zwischen dem Grenzschichtrand und der Körperoberfläche [17]. Basierend auf den stationären, kompressiblen und reibungsfreien 3D-Euler-Gleichungen erfolgt die Integration der Differentialgleichung zur Beschreibung der Stromlinien

$$v \left(\frac{\partial v}{\partial S}\right) = -\frac{1}{\rho} \left(\frac{\partial p}{\partial S}\right) \quad (2.18)$$

über die analytisch als Funktion $r(x, \phi)$ vorgegebene Fahrzeugoberfläche.

Instationäre Fahrzeugaufheizung Die im Rahmen dieser Arbeit eingesetzten Verfahren zur Analyse des Thermalschutzsystems berücksichtigen nur Temperaturgradienten in radialer Richtung (1D), liefern jedoch mit vergleichsweise geringem Rechenaufwand i. a. ausreichend genaue Ergebnisse für die Grobauslegung von Hitzeschutzsystemen. Solche Modelle beruhen auf der Annahme, daß die Gradienten parallel zur Oberfläche gegenüber denjenigen senkrecht zur Oberfläche vernachlässigt werden können. Unter Hinweis auf JAHN [43] wird hier nur die prinzipielle Vorgehensweise erläutert.

Die instationäre Wärmeleitungsgleichung nach Fourier, die die Berechnung von Aufheiz- und Abkühlvorgängen sowie eine Aussage über Ort und Zeitpunkt von Temperaturextrema im Thermalschutzsystem erlaubt, kann im eindimensionalen Fall in der Form

$$\rho c_p \left(\frac{\partial T}{\partial t}\right) = \frac{\partial}{\partial x} \left(\lambda \frac{\partial T}{\partial x}\right) \quad (2.19)$$

geschrieben werden. Dabei bezeichnet $\lambda(p, T)$ die Wärmeleitfähigkeit und $c_p(T)$ die spezifische Wärmekapazität bei konstantem Druck. Diese Beziehung muß je nach Thermalschutzkonzept in verschiedenen Tiefen bzw. Schichten gelöst werden, wobei zwei Arten von Einflüssen zu berücksichtigen sind. Das sind zum einen die äußeren Randbedingungen (Strahlung, Konvektion) und zum anderen die Schnittstellenbedingungen an den Übergängen zwischen zwei Schichten. Die entsprechenden, von Gl. (2.19) abgeleiteten Beziehungen können für verschiedene Wärmeschutzkonzepte [41] und [43] entnommen werden. Diese werden mit

Hilfe eines räumlich und zeitlich in erster Ordnung genauen, impliziten Finite-Differenzen-Verfahrens approximiert. Dazu wird die allgemeine Form der parabolischen Differentialgleichung Gl. (2.19) durch Verwendung des vorderen Differenzenquotienten für die zeitliche Änderung der Temperatur und der Näherung der zweiten Ableitung für die örtliche Änderung angenähert²:

$$\frac{T_i^{j+1} - T_i^j}{\Delta t} = \frac{T_{i+1}^j - 2T_i^j + T_{i-1}^j}{\Delta x^2} \quad (2.20)$$

Der obere Index „ j “ bezeichnet hierbei den Zeitschritt und der untere Index „ i “ den Ort bzw. Gitterpunkt. Mit dem Ansatz von CRANK und NICOLSON, z.B. in [69], ergibt sich die diskretisierte Form der Wärmeleitungsgleichung in der Form:

$$-T_{i+1}^{j+1} + \left(2 \frac{\Delta x^2}{\Delta t} + 2\right) T_i^{j+1} - T_{i-1}^{j+1} = T_{i+1}^j + \left(2 \frac{\Delta x^2}{\Delta t} - 2\right) T_i^j + T_{i-1}^j, \quad (2.21)$$

wobei auf der linken Seite drei unbekannte Gitterpunktweite von T zur Zeit $(j+1)$ und auf der rechten Seite drei bekannte Gitterpunktweite von T zur Zeit j stehen.

Die Lösung des sich so ergebenden Gleichungssystems diagonalen Struktur erfolgt nach dem Eliminationsverfahren von Gauss mit skaliertem Spaltenpivotsuche. Das vorliegende Programmpaket kann bei vorgegebenen Temperaturgrenzen und äußeren Wärmelasten sowie bekannten Werkstoffdaten die notwendige Dicke der Isolationsschicht und den Massenaufwand bestimmen. Dabei ist es möglich, sowohl die maximalen Einsatztemperaturen der Werkstoffe als auch eine höchstzulässige Temperatur in einem geometrisch und zeitlich frei definierbaren Auslegungspunkt zu berücksichtigen.

2.5 Flugbahnoptimierung

Die Aufgabe der Flugkörperlenkung ist es, einen Flugkörper durch geeignete Steuerkommandos von einem bestimmten Ausgangspunkt zum gewünschten Zielpunkt zu überführen, wobei gleichzeitig vom System und von der Mission vorgegebene Pfadbeschränkungen einzuhalten sind. In der Realität muß dieses Problem von einem Lenkalgorithmus unter Abstützung auf bordautonome Bahn- und Lageinformationen gelöst werden, die inhärent die Antwort des Systems auf Modellunsicherheiten etwa der Aerodynamik oder der Atmosphäre beinhalten (rückgekoppeltes System). In diesem Zusammenhang fällt der Flugbahnoptimierung die Aufgabe zu, die Flugleistungseigenschaften eines Flugkörpers näher einzugrenzen, um Anforderungen an solche bordautonomen Lenkkonzepte definieren zu können.

² Ein Proportionalitätskoeffizient wird bei den folgenden Gleichungen aus Vereinfachungsgründen nicht berücksichtigt.

Im Rahmen dieser Arbeit wird die für die Flugbahnoptimierung zu lösende Variationsaufgabe in ein Parameteroptimierungsproblem transformiert und mit Methoden der „Nichtlinearen Programmierung“ (NLP) gelöst. Die Optimierungsaufgabe kann mathematisch in der folgenden Form ausgedrückt werden:

Minimiere

$$F(\vec{p}) \tag{2.22}$$

unter Berücksichtigung von

$$\begin{aligned} g_j(\vec{p}) &= 0 ; j = 1, \dots, m_{\text{gl}} \\ g_j(\vec{p}) &\geq 0 ; j = m_{\text{gl}}+1, \dots, m \end{aligned} \tag{2.23}$$

sowie der differentiellen Nebenbedingung

$$\begin{aligned} \dot{\vec{X}}(t) &= f(\vec{X}(t), \vec{u}(t)); \vec{X}(t_0) = \vec{X}_0, t \in [t_0, t_E] \\ \text{mit } \vec{u}(t) &= \overline{\overline{T}}(\vec{p}, t) \end{aligned} \tag{2.24}$$

Die vorstehenden Gleichungen betrachten ein dynamisches System $\dot{\vec{X}}(t)$, dessen zeitabhängiger Zustand $\vec{X}(t)$ – in unserem Fall in der Form der Gl. (2.3) – durch einen Steuervektor $\vec{u}(t)$ beeinflusst und aus einem gegebenen Anfangszustand \vec{X}_0 in einen Endzustand $\vec{X}(t_E)$ überführt wird. Das Optimierungsziel ist hierbei die Minimierung der Funktion $F(\vec{p})$ bezüglich den Optimierungsparametern \vec{p} unter Einhaltung von Beschränkungen $\vec{g}(\vec{p})$ (Pfadbeschränkungen und Randbedingungen).

Diese Formulierung macht eine Parametrisierung der Komponenten der kontinuierlichen Steuerfunktion $\vec{u}_i(t)$ über eine Approximationsvorschrift $\overline{\overline{T}}(\vec{p}, t)$ erforderlich. Zu diesem Zweck werden im Zeitintervall $[t_0, t_E]$ Gitter mit den Knoten t_0, t_1, \dots, t_E eingeführt, über welche die jeweilige Parameteruntermenge $\vec{p}_i = [u_i(t_0), u_i(t_1), \dots, u_i(t_E)]^T$ zur Darstellung einer Komponente i gelegt wird. Als Struktur $\overline{\overline{T}}$ der Approximation dienen meist abschnittsweise lineare Verläufe der Steuerfunktionen zur Berechnung von Zwischenwerten. Die gewählte Formulierung verwendet einen von SCHITTKOWSKI [63] entwickelten, sequentiellen quadratischen Algorithmus [85] und erfüllt die Bedingungen der Gl. (2.24) durch numerische Integration direkt und die Restriktionsvorschriften nach Gl. (2.23) iterativ. Die hierbei berechnete (sub)optimale Lösung \vec{p}^* verwendet Gradienteninformationen iterativ über eine Sequenz von Parametern \vec{p}^{l+1} aus der vektoriellen Suchrichtung \vec{s}^l und der skalaren Schrittweite α_l :

$$\vec{p}^{k+1} = \vec{p}^k + \alpha_l \cdot \vec{s}^k \tag{2.25}$$

Die Bestimmung der Schrittweite α_l im Rahmen einer eindimensionalen Minimumsuche erfordert die wiederholte Lösung der um die Strafkostenterme g_j erweiterten Zielfunktion

$\tilde{F}(\vec{p}^{k+1}(\alpha^k))$. Danach wird im nächsten Iterationsschritt die neue, auf der aktuellen Gradienteninformation basierende Suchrichtung \vec{s}^k bestimmt. Diese Strategie wird bis zur Erfüllung eines Abbruchkriteriums fortgesetzt.

Damit ergibt sich die folgende Vorgehensweise: Ausgehend vom gegebenen Anfangszustand \vec{X}_0 und den Flugsteuerparametern \vec{p}_i werden die Zielfunktion sowie mögliche Beschränkungsverletzungen \vec{g}_j über die numerische Integration der Bewegungsgleichungen bestimmt. Die Gradienten $\nabla_{\vec{p}}(F, \vec{g}_j)$ werden anschließend über Differenzenquotienten approximiert. Diese Angaben dienen als Eingabegrößen für den Optimierungszweig. Zur Verbesserung des Konvergenzverhaltens werden alle großenbehafteten Parameterwerte \vec{p}_i über die Vorgabe von Grenzwerten

$$p_k^u \leq p_k \leq p_k^o \quad (2.26)$$

in ein dimensionsloses Intervall $[-1, +1]$ transformiert.

3 Missions- und Konfigurationswahl

Die Festlegung eines ersten Fahrzeugkonzepts verlangt entsprechend Kap. 1 zunächst die Festlegung der Missionsbedingungen und der wichtigsten Anforderungen an den Flugkörper. Beide leiten sich im betrachteten Fall eines auftriebsgestützten, experimentellen Rückkehrkörpers in erster Linie von den wissenschaftlichen und technologischen Missionszielen, jedoch auch von den vorgegebenen finanziellen Rahmenbedingungen ab.

3.1 Anforderungen und Randbedingungen

Die Missionsziele ergaben sich im vorliegenden Anwendungsbeispiel aus der Zielsetzung, einen Flugkörper zu konzipieren, der in einem evolutionären Schritt eine Weiterentwicklung der für ungesteuerte, d. h. ballistische Flugkörper in Deutschland vorhandenen Rückkehr-Technologien und -Kenntnisse in Richtung auf komplexe, auftriebsgestützte Konfigurationen zuläßt. Als Schlüsseltechnologien können hierbei die drei Bereiche „Aero- und Aerothermodynamik“, „Hitzeschild und Heiße Strukturen“ und „Gesteuerter Wiedereintritt“ identifiziert werden. Insbesondere soll die Technologieerprobung zum letzten Bereich im Mittelpunkt stehen, da diese naturgemäß mit ballistischen, ungesteuerten Körpern nicht möglich ist. Neben der reinen Technologieentwicklung auf Subsystemebene ergibt sich die grundsätzliche Bedeutung der Entwicklung und Erprobung eines auftriebsgestützten Rückkehrsystems aus der Tatsache, daß zu dieser Technologie in Europa im Gegensatz zu den USA, Rußland und Japan keine praktischen Erfahrungen vorliegen und hier mit einem solchen Nachfolgeprojekt zu den ballistischen deutschen Kapseln EXPRESS und MIRKA und der apollo-ähnlichen, mit begrenzten Auftriebs-eigenschaften ausgestatteten ARD technologisches Neuland betreten wird. Die wissenschaftliche Zielsetzung betrifft also die Konzeption eines solchen Systems ausschließlich für Versuche in der Wiedereintritts-Flugphase sowie zur Technologieerprobung. Gleichzeitig besteht die Forderung, die Mission und das System unter den Randbedingungen eines Kleinprojekts zu definieren. Zusätzlich soll die Möglichkeit einer Flugversuchswiederholung bestehen.

Zur genaueren Ableitung der aus den Missionszielen resultierenden Anforderungen wurden im Rahmen der vorliegenden Arbeit umfangreiche Missions- und (aerodynamische) Konfigurati-

onsuntersuchungen durchgeführt, die im weiteren unter Verweis auf [67] nur summarisch diskutiert werden können. Die Missionsuntersuchungen zielen insbesondere auf die Festlegung der für das Erreichen der Missionsziele zu fordernden aerodynamischen Eigenschaften des Flugkörpers, während in Konfigurationsbetrachtungen eine hierfür geeignete Fahrzeugform gefunden werden muß.

Die für die Bestimmung von Flugleistungen und von mechanischen und thermischen Flugbelastungen wichtigsten Parameter dieses Entwurfsschritts sind die Fahrzeugeigenschaften in Form der hypersonischen Gleitzahl (A/W), dem Ballistischen Koeffizienten $\beta_k = m/(c_W S)$ sowie dem Nasenradius r_N . Daneben sind konfigurations-unabhängige Einflußgrößen wie die Eintrittsbedingungen (Geschwindigkeit v_E , Bahnneigung γ_E) und die Inklination der Ausgangsbahn i_0 sowie – bei manövrierfähigen Flugkörpern – die Flugsteuergröße μ_a , der Flugwindhängewinkel, von Bedeutung. Die thermischen Belastungen des Fahrzeugs werden mit Hilfe des Wärmestroms \dot{Q} im am höchsten belasteten Staupunktsbereich und der integralen Wärmebelastung Q abgeschätzt, das Lastvielfache n und der dynamische Druckanteil im Staupunkt q geben Auskunft über die mechanischen Lasten. Die Flugleistungen werden über die maximal erreichbaren Längs- und Querreichweiten x_l und x_q bewertet.

Die [Abb. 3.1](#) und [3.2](#) stellen die prinzipielle Abhängigkeit der Flugleistungen und -lasten von den beiden Fahrzeug-Kenngrößen (A/W) und β_k am Beispiel eines nicht inklinierten 400×200 km-Ausgangsorbital mit Deorbitmanöver im Apogäum zusammen. Der dargestellte Bereich deckt das in Frage kommende Spektrum an Rückkehrkörpern ab [52], vgl. [Abb. 3.11](#). Nach [Abb. 3.1](#) ist die aerodynamische Güte (A/W) zusammen mit der Flugsteuergröße μ_a der entscheidende Parameter für die maximal erfliegbaren Reichweiten. Der Ballistische Koeffizient β_k beeinflusst die maximal erfliegbare Längsreichweite nur wenig¹; die maximalen Seitenreichweiten sind nahezu unabhängig vom β_k -Wert. Ein Anstieg des Ballistischen Koeffizienten bewirkt jedoch eine signifikante Erhöhung sowohl des maximal auftretenden Staupunkt-Wärmestroms als auch der über den gesamten Flug aufgenommenen thermischen Last², [Abb. 3.2](#). Mit ansteigenden (A/W)-Werten nimmt die Staupunkt-Wärmelast ab, während die integrale Belastung um etwa den gleichen Anteil zunimmt. Die hier dargestellten Trends gelten allgemein auch für andere Verhältnisse. Dies zeigt der Vergleich mit den Ergebnissen für einen Eintritt mit $\gamma_E = -2,0^\circ$.

Die mit wachsenden Auftriebseigenschaften verbesserte Fähigkeit zum Querstreckenflug führt direkt auf erweiterte Rückkehrfenster, d. h. auf häufigere Möglichkeiten zur Rückführung in ein

¹ Bei größeren β_k -Werten ergeben sich infolge der größeren Trägheit des Flugkörpers geringfügige Reichweitenverbesserungen.

² Die Wärmelasten wurden mit dem einfachen Staupunktansatz nach Gl.(2.12) für die Modellparameter $C = 5,21 \cdot 10^{-5}$ und $x = 3,15$ bestimmt. Für x werden in der Literatur Werte zwischen 3,0 und 3,15 angegeben, während für C die Streubreite eine Größenordnung beträgt [8].

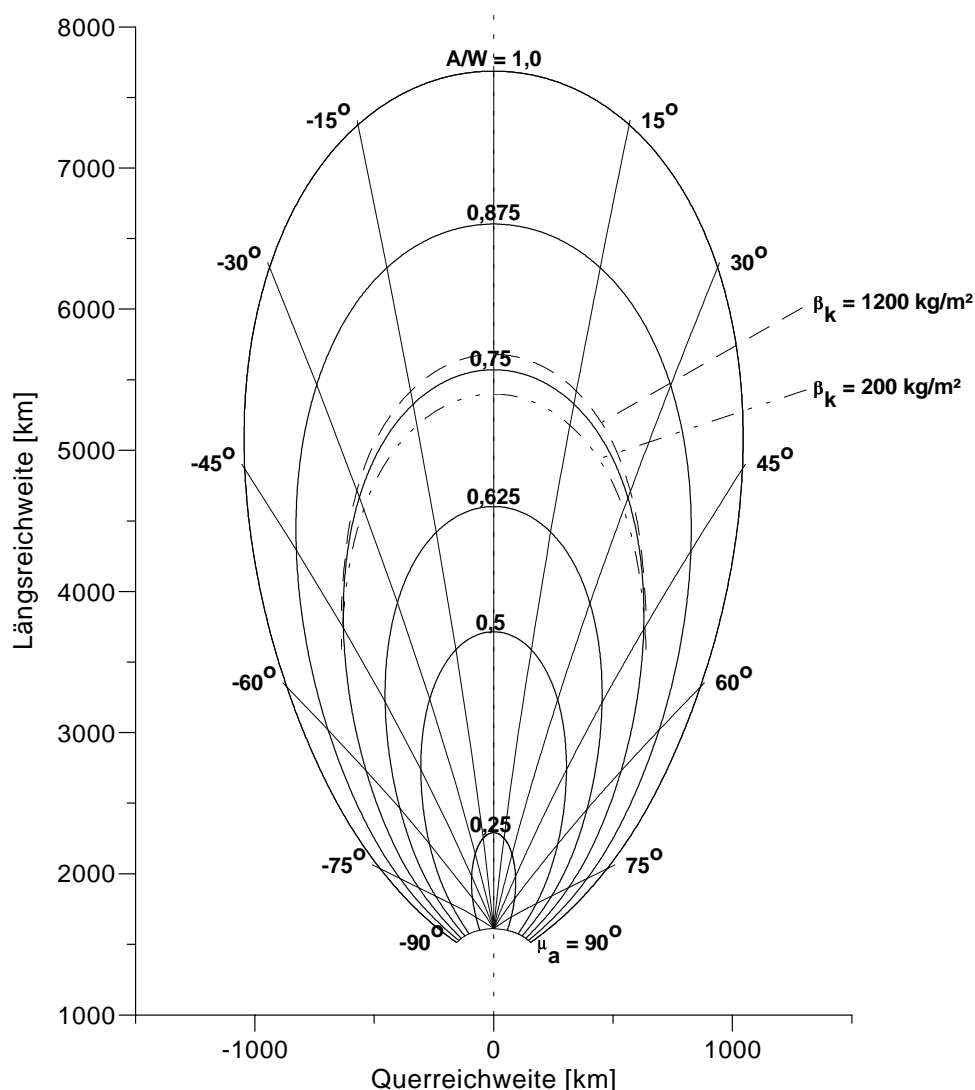


Abb. 3.1: Flugreichweiten in Abhängigkeit von der Gleitzahl, Eintrittsbedingung ($v_E = 7800 \text{ m/s}$, $\gamma_E = -2,8^\circ$), $\beta_k = 600 \text{ kg/m}^2$

vorgeschriebenes Landegebiet. Neben der aerodynamischen Güte (A/W) des Rückkehrkörpers ist diese Häufigkeit der Erreichbarkeit eines Zielplatzes abhängig von der Inklination der Ausgangsbahn und den geographischen Koordinaten des Bergeorts. Die [Abb. 3.3](#) stellt dies am Beispiel einer Landung auf dem Kennedy Space Center dar. Es sind die Wartezeiten zwischen zwei Rückkehrmöglichkeiten über der Bahninklination für verschiedene Querreichweiten 185 km, 555 km und 925 km aufgetragen, die in etwa einer aerodynamischen Güte (A/W) von 0,4, 0,7 und 0,95 entsprechen. Dem Diagramm ist zu entnehmen, daß bei geringer Seitenreichweitenfähigkeit mit steigender Inklination die Zeitspanne bis zum Erreichen der nächsten Möglichkeit eines Zielfluges in ein vorgesehene Landegebiet deutlich ansteigt. Der Vergleich zwischen den drei Kurven zeigt, daß mit zunehmender erfliegbarer Querreichweite der Wartezeitgewinn kleiner wird (für hohe Inklinationen), es also unter diesem Aspekt nicht unbedingt erforderlich

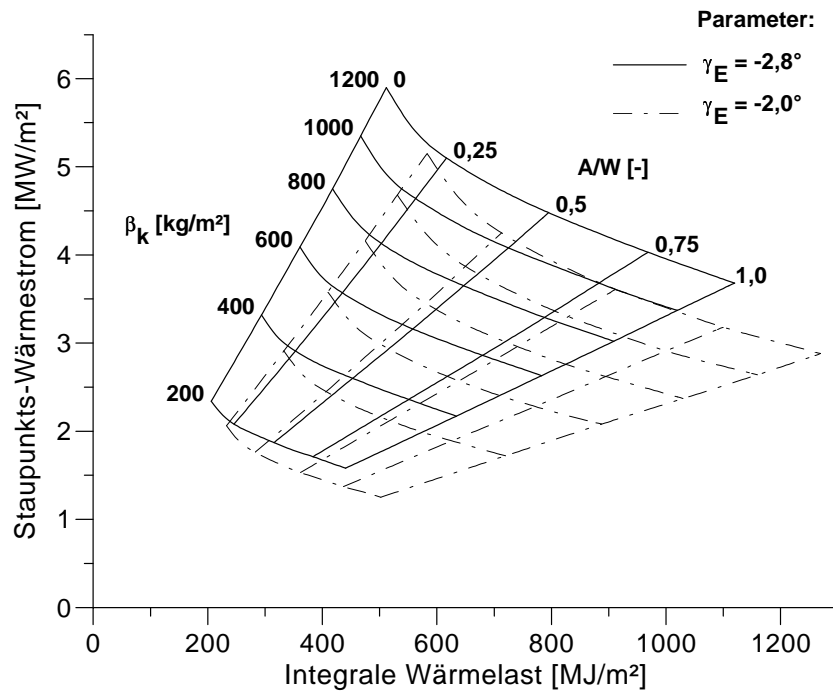


Abb. 3.2: Wärmelasten in Abhängigkeit von den aerodynamischen Fahrzeug-Kenngrößen für zwei Eintrittswinkel, ($v_E = 7800$ m/s, $\mu_a = 45^\circ$, $r_N = 0,2$ m)

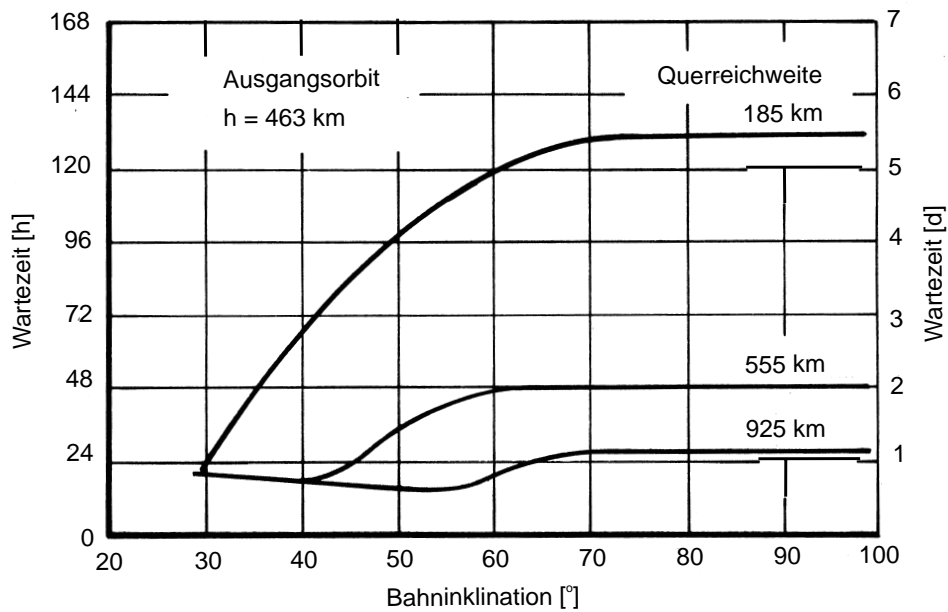
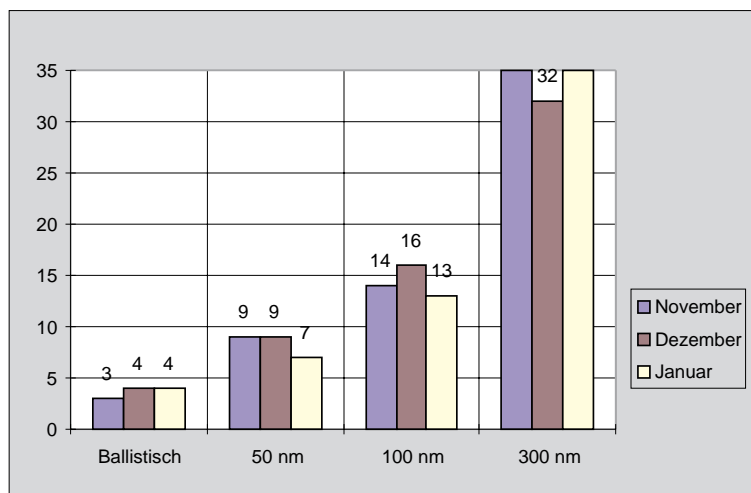
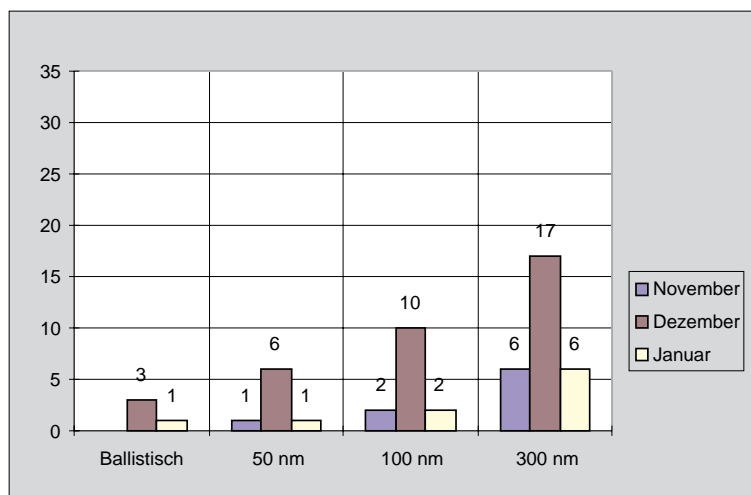


Abb. 3.3: Wartezeiten zwischen zwei Rückkehrmöglichkeiten in Abhängigkeit von der Inklination der Ausgangsbahn [58]

ist, eine sehr hohe Seitenreichweiten-Anforderung an ein Fahrzeugkonzept zu stellen. Weitere Einschränkungen können sich bei einer Missionsforderung der Kapselbergung bei Ta-



a) Tag- und Nachtmissionen zugelassen



b) Bergung bei Tageslicht

Abb. 3.4: Mittlere Rückkehrhäufigkeit nach Castilla V. (Spanien) bei unterschiedlichen Querflugstrecken [71]

geslicht ergeben. Dies zeigt das folgende Beispiel [71], das für den Zeitraum 1. November 1996 bis 1. Februar 1997 und einen kreisförmigen Ausgangsorbit in $h = 400$ km und $i = 51,6^\circ$ Inklination berechnet wurde. Als Zielplatz wurde Castilla V. in Spanien angenommen. In der Abb. 3.4 a ist die mittlere Anzahl von Rückkehrmöglichkeiten während der Monate November 1996, Dezember 1996 und Januar 1997 sowohl für ballistische als auch für auftriebsgestützte Rückkehrflüge aufgetragen. Die erfliegbaren Querflugstrecken von 50, 100 und 300 nm ($1 \text{ nm} \approx 1,85 \text{ km}$) entsprechen dabei einer aerodynamischen Güte (A/W) von ca. 0,2, 0,4 und 0,7. In diesem Beispiel ist eine Kapselbergung auch nachts zulässig. Die Zahl der Rückkehrmöglichkeiten erhöht sich danach von drei bzw. vier bei ballistischen Rückkehrmissionen auf über 30 je Monat bei

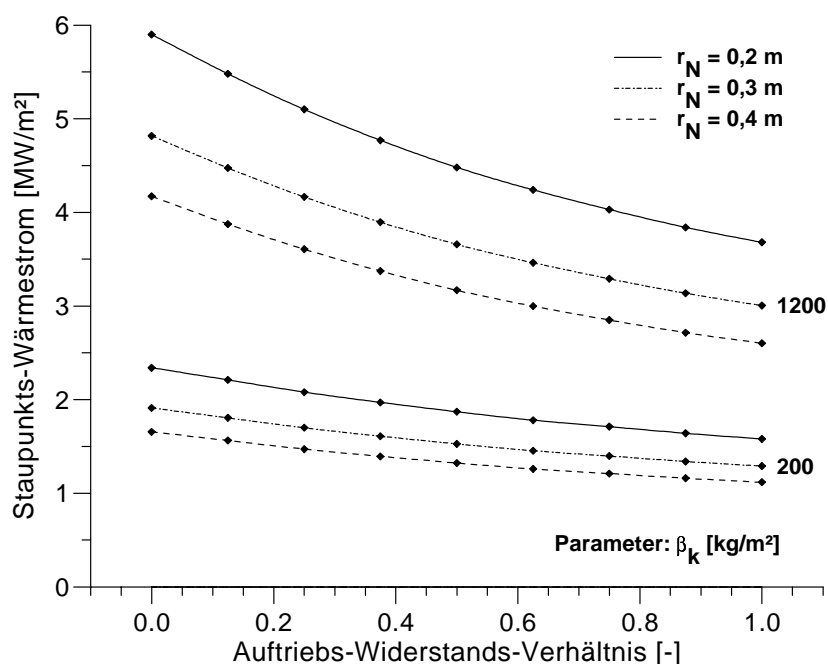


Abb. 3.5: Maximalwerte des Wärmestroms \dot{Q} im Staupunkt für verschiedene Nasenradien r_N , Eintrittsbedingung ($v_E = 7800 \text{ m/s}$, $\gamma_E = -2,8^\circ$), $\mu_a = 45^\circ$

auftriebsgestützten Rückkehrflügen mit Querreichweiten $\geq 300 \text{ nm}$.

Die Forderung einer Kapselbergung bei Tageslicht engt das Rückkehrfenster entsprechend der [Abb. 3.4 b](#) drastisch ein. Sie kann im Fall der ballistischen Rückkehr dazu führen, daß sich das Rückkehrfenster nur einmal im Monat öffnet. Geringe Auftriebseigenschaften einer Kapsel (mit Querreichweiten $\leq 50 \text{ nm}$) ändern an diesen ungünstigen Verhältnissen nur wenig. Erst bei deutlich günstigeren Eigenschaften (Querflug $\geq 300 \text{ nm}$) ergibt sich eine wöchentliche oder noch häufigere Rückfuhrmöglichkeit. Daraus folgt als wesentliche Missionsforderung die aerodynamische Fahrzeugauslegung (A/W).

Der Nasenradius r_N beeinflusst als wichtige geometrische Entwurfsgröße maßgeblich die Wärmebelastung im Staupunktsbereich des Flugkörpers. Eine Verdopplung des Nasenradius vermindert entsprechend Gl. (2.12) die Spitzenlast und damit auch die integralen Lasten um ca. 30%, was der [Abb. 3.5](#) für einen ausgewählten Eintrittsfall entnommen werden kann. Dort ist der Staupunkts-Wärmestrom in Abhängigkeit von der aerodynamischen Güte (A/W) und den Parametern r_N und β_k aufgetragen.

Der hier als konstant angenommene Flugwindhängewinkel μ_a beeinflusst sowohl die Flugreichweiten als auch die Flugbelastungen, insbesondere die mechanischen Belastungen erheblich. Die maximale Querreichweite wird weitgehend unabhängig vom (A/W)-Verhältnis im Bereich $\mu_a = 45^\circ$ erfolgen, [Abb. 3.1](#); für Hängewinkel $\geq 90^\circ$ kann auch ein Landegebiet nahe dem Auftreffpunkt eines rein ballistischen Wiedereintritts erreicht werden. Allerdings steigen dabei die

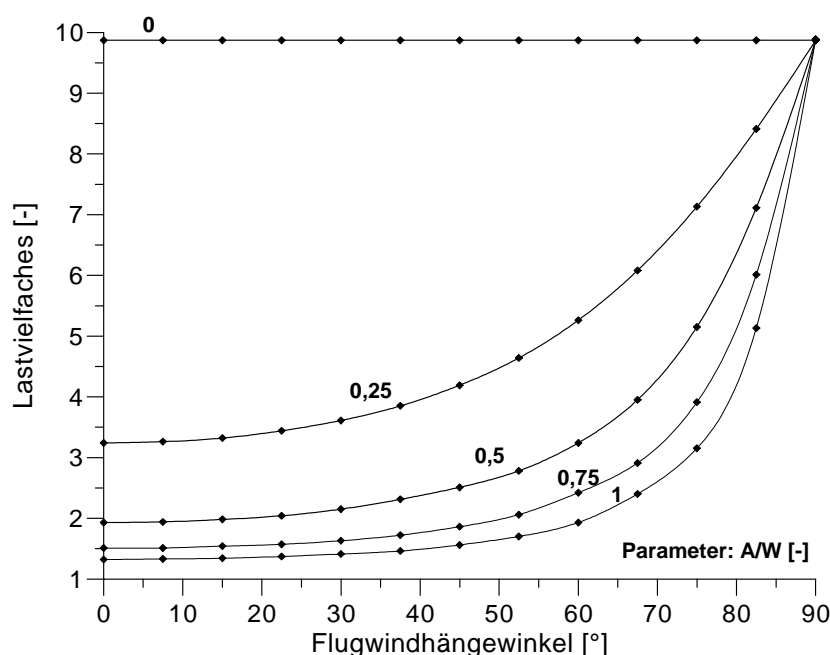


Abb. 3.6: Lastvielfaches n in Abhängigkeit vom Flugwindhängewinkel μ_a für $\beta_k = 600 \text{ kg/m}^2$, Eintrittsbedingung ($v_E = 7800 \text{ m/s}$, $\gamma_E = -2,8^\circ$)

mechanischen und thermischen Belastungen drastisch an, was am Beispiel des Lastvielfachen n in Abb. 3.6 dargestellt ist. Zugleich zeigt sich jedoch, daß bei moderaten Flugwindhängewinkeln $\mu_a < 60^\circ$ selbst ein geringes (A/W)-Verhältnis ausreicht, um unter der allgemein als Grenze für empfindliche Nutzlasten angegebenen Schranke $n_{\max} \leq 3 \text{ g}$ zu bleiben³. Die Staudruckbelastungen weisen nahezu identische Abhängigkeiten von den variierten Parametern auf wie das Lastvielfache. Für $(A/W) \geq 0,5$ und Flugwindhängewinkel $\mu_a \leq 45^\circ$ liegen die Spitzenwerte unter $q = 30 \text{ kPa}$ und erreichen selbst für einen rein ballistischen Eintritt und $\beta_k > 1000 \text{ kg/m}^2$ nur knapp 100 kPa , sind also vergleichsweise unkritisch.

Zur Klärung der Frage, ob und inwieweit eine Einhaltung von Beschränkungsvorschriften vergleichbar denjenigen geflügelter Fahrzeuge für auftriebsgestützte Rückkehrkapseln zumindest flugbereichsweise möglich ist⁴, wurden in [67] Analysen durchgeführt, die hier nur kurz angesprochen werden sollen. Aus den mit einfachen Regelansätzen zur Steuerung des Flugwindhängewinkels durchgeführten Untersuchungen kann abgeleitet werden, daß die Flugverhältnisse geflügelter Rückkehrfahrzeuge bezüglich der Wärmestrombelastungen im Staupunkt mit kleinen Experimentalkapseln auf Grund des Größeneffekts nicht simuliert werden können. Aller-

³ Später beschriebene Untersuchungen (Abschnitt 5.2.1) werden zeigen, daß zur Einhaltung von $n_{\max} = 3 \text{ g}$ zeitweise durchaus auch mit Hängewinkeln $> 90^\circ$ geflogen werden kann.

⁴ Diese Frage ist z. B. für Materialexperimente von Interesse, wenn über längere Zeiträume annähernd konstante Wärmelastbedingungen gewünscht sind.

dings können auf den Kapsel­flanken Wärmestrom­verhältnisse eingehalten werden, welche die Spitzenlasten geflügelter Systeme nicht überschreiten.

Die von den Missions­untersuchungen her wichtigste Forderung an die Fahrzeug­konfiguration ist ein ausgewogenes Verhältnis zwischen dem Nasenradius r_N und der Gleit­zahl (A/W). Bei gegebenen geometrischen Beschränkungen für den Flugkörper kann der Nasenradius, der zur Begrenzung der Wärmebelastungen möglichst groß sein sollte, nur in einem kleinen Bereich variiert werden, da unter diesem Aspekt wünschenswerte kompakte Konfigurationen unter Umständen zu geringe Auftrieb­eigenschaften und damit keine zur Erfüllung der experimentellen Aufgaben ausreichende Manövrierfähigkeit aufweisen. Für den Ballistischen Koeffizienten, der wesentlich von der Fahrzeug­masse und dem aerodynamischen Widerstand abhängt, sollte ein möglichst kleiner Wert angestrebt werden, um sowohl die Spitzen- als auch die integrale Wärmelast zu reduzieren.

3.2 Referenzmission

Die Wahl einer zum Erreichen der Missions­ziele geeigneten Referenzmission muß in gegenseitiger Abwägung verschiedener Aspekte erfolgen, wobei in unserem Fall die Forderung nach einem Kleinprojekt die wesentliche Beschränkung darstellt.

Allgemeine Missionsaspekte Die Anfangsbedingungen des Rückkehrfluges, die Eintrittsbedingungen sowie die während des atmosphärischen Flugabschnitts auftretenden Fluglasten, insbesondere die Verhältnisse während des für Experimente bedeutsamen Hyperschall­Flugabschnitts, sind geprägt von der Ausgangsbahn im Orbit und dem Abstiegsimpuls Δv ; die orbitale Ausgangsbahn selbst ist weitgehend durch die Wahl des Trägersystems für den Transport des Wiedereintrittskörpers in den Weltraum festgelegt. Für den typischen Fall eines antriebslosen Bahnabstiegs vom Deorbit-Punkt bis an den Atmosphärenrand können die Eintrittsbedingungen leicht über analytische Beziehungen aus den Orbit-Daten und der Größe des Deorbitimpulses Δv bestimmt werden [67].

Als Ausgangsorbit kommt nur eine erdnahe Bahn im Flughöhenbereich 200-500 km in Frage, da ansonsten hohe Eintrittsgeschwindigkeiten (z. B. für den geostationären Transferorbit > 10 km/s) bei zugleich ansteigendem Eintrittswinkel⁵ zu erwarten sind, die im Bereich der oberen Atmosphäre auf extrem hohe thermische und mechanische Belastungen führen. Diese sind typisch für interplanetare Rückkehrmissionen oder für den aerodynamisch gestützten Orbittransfer; daher kommen im Hinblick auf das Missionsziel „Technologieentwicklung für

⁵ Der Eintrittswinkel entspricht dem negativen Bahnneigungswinkel γ_E .

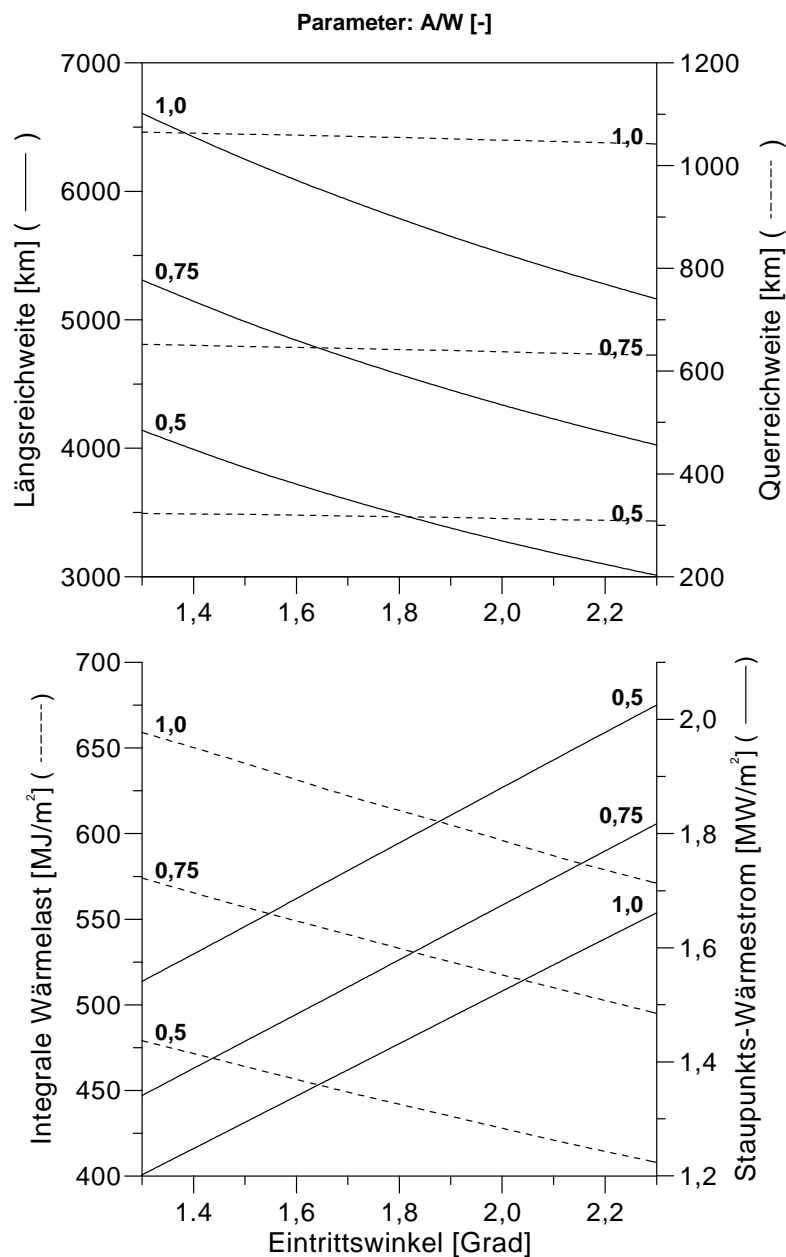


Abb. 3.7: Flugreichweiten und Wärmebelastungen in Abhängigkeit vom Eintrittswinkel ($i_0 = 0^\circ$, $v_E = 7750$ m/s, $\beta_k = 600$ kg/m², $r_N = 0,4$ m, $\mu_a = 45^\circ$)

zukünftige operationelle Raumtransportsysteme“ für den Einschub in den geostationären Transferorbit optimierte Trägersysteme wie z. B. die ARIANE 4 weniger in Frage.

Der bei Beschränkung auf erdnahe Ausgangsbahnen hinsichtlich der Flugleistungen und Fluglasten wichtigste Parameter ist der aus der Größe des Deorbitimpulses resultierende Eintrittswinkel. Die [Abb. 3.7](#) zeigt den Einfluß dieses Parameters für drei verschiedene (A/W)-Werte und sonst konstante Einflußgrößen. Der hier konstant angenommene Wert $\mu_a = 45^\circ$ entspricht

nach Abb. 3.1 annähernd einem Flug mit maximaler Seitenreichweite x_q . Die Wärmelasten wurden mit dem Staupunktsansatz Gl. (2.12) bestimmt. Danach können bei kleinen Eintrittswinkeln deutlich größere Reichweiten erfliegen werden. Dies wirkt sich jedoch hauptsächlich auf die ursprünglich eingenommene Flugrichtung aus, während sich die maximale Querreichweite als nahezu unabhängig vom γ_E -Wert erweist. Die Spitzenlast des Wärmestroms \dot{Q} im Staupunkt dagegen nimmt mit wachsenden γ_E -Werten deutlich zu, während die integrale Belastung Q aufgrund der kürzeren atmosphärischen Flugzeit abnimmt.

Der Eintrittsgeschwindigkeit kommt nur eine untergeordnete Bedeutung zu, da sie bei Beschränkung auf erdnahe Ausgangsbahnen eine nur geringe Variationsbreite von $v_E = 7700$ - 7900 m/s aufweist, die das Aufzeigen signifikanter Einflüsse auf Flugreichweiten und Flugbelastungen nicht zuläßt. Entsprechendes gilt für die Inklination der Ausgangsbahn i_0 ; im Bereich zwischen $i_0 = 0^\circ$ und $62,8^\circ$ können für die inklinierte Bahn um $\approx 10\%$ höhere Wärmebelastungen festgestellt werden, die sich bei gleichen inertialen Eintrittsbedingungen mit gegenüber der Erdatmosphäre höheren Relativgeschwindigkeiten begründen lassen. Dieser Effekt führt auch zu einer leichten Reichweitenvergrößerung [67].

Unter reinen Missionsaspekten, d. h. unabhängig von unterschiedlichen Trägersystemen und Transportkosten ist also wegen der dann geringeren Flugbelastungen ein niedriger Ausgangsorbit zu bevorzugen, wobei die Größe des Deorbitimpulses, die maßgeblich den Eintrittswinkel bestimmt, in einem Kompromiß zwischen den sich widersprechenden Anforderungen zu finden ist, insbesondere denjenigen nach Begrenzung der Spitzen- und der integralen Wärmelast.

Kosten- und Systemaspekte Für den zu konzipierenden kleinen Flugkörper konzentrieren sich die eigentlichen Missionsaufgaben auf die vergleichsweise kurze Flugphase des Wiedereintritts- und Rückkehrfluges. Im Mittelpunkt der Missionswahl steht daher die Frage, wie ein hierfür gewünschter bzw. geeigneter Ausgangsorbit am kostengünstigsten erreicht werden kann. Auf Grund des erwarteten Massenbedarfs des Flugkörpers, der je nach Anzahl und Typ der Experimente unter 300 kg liegt, kommt von vornherein nur eine Mitfluggelegenheit, d. h. die Teilnutzung einer Trägerrakete in Frage. Für das am unteren Leistungsrand angesiedelte Trägersystem PEGASUS wird in [42] eine Nutzlastkapazität von 455 kg in den erdnahen Orbit und ein Nutzlastvolumen entsprechend 1,27 m Durchmesser und 4,43 m Länge angegeben. Als Startpreis werden dort 7-12 Mio. US\$ genannt (Stand 1991, Kosten nach anderen Angaben: 6-7,5 Mio. US\$). Kostengünstigere Mitfluggelegenheiten bestehen auf dem europäischen Träger ARIANE 4 im Rahmen des APEX-Programms, auf dem Space Shuttle im Rahmen des „Getaway Special (GAS)“-Angebots für 10000 US\$ sowie auf dem russischen SOYUZ-Träger als „Piggy-Back“-Nutzlast auf dem FOTON-Raumflugkörper.

Die Trägerrakete ARIANE fliegt typischerweise den geostationären Transferorbit an (ca. 200×35800 km), wohingegen erdnahe Umlaufbahnen vergleichsweise selten angesteuert wer-

den; diese sind zudem meist hochinkliniert. Zusätzlich ist unsicher, ob das APEX-Angebot bei einer schwerer ausfallenden Entwicklungsvariante der Kapsel noch genutzt werden kann. Das GAS-Programm der NASA scheidet für unseren Fall wegen des zu kleinen Massen- und Volumenangebots ($m \leq 90 \text{ kg}$; $V = 0,14 \text{ m}^3$) aus, so daß eine Mitflugmöglichkeit auf der FOTON-Kapsel für die vorliegende Aufgabenstellung als die unter Abwägung aller Gesichtspunkte günstigste Träger-Option angesehen werden kann. Die wichtigsten Vorteile sind zum einen der vergleichsweise günstige Startpreis von ca. 6,2 Mio. DM (berechnet für 220 kg Masse inklusive 40 kg Reserve bei einer Preisbasis von 20000 \$/kg, Stand 1995 [89]), zum andern wird der Abbremsimpuls durch das Trägerfahrzeug FOTON unmittelbar vor der Fahrzeugtrennung erzeugt, so daß auf einen eigenen Deorbit-Motor verzichtet werden kann. Daraus folgt eine Reduzierung des Entwicklungsaufwands und die Vereinfachung des Missionsbetriebs des Experimentalfahrzeugs, das lediglich für die Anforderungen des Rückkehr-Flugversuchsprogramms ausgelegt werden muß. Zudem kann die Kalibrierung der Inertialsensoren des für den gelenkten Flug notwendigen Navigationssystems auf Informationen des FOTON-Lageregelungssystems zurückgreifen, was ein eigenes optisches Lagemeßsystem entbehrlich erscheinen läßt. Weiterhin könnten auch die operationellen Erfahrungen des MIRKA-Programms genutzt werden, wo ebenfalls die Mitfluggelegenheit auf FOTON wahrgenommen wurde. Die FOTON-Vorgehensweise läßt somit neben den günstigen Startkonditionen auch Kosteneinsparungen beim System (verminderte Systemkomplexität in der orbitalen Flugphase) erwarten, so daß die finanziellen Ressourcen vermehrt für die Fahrzeugentwicklung genutzt werden können. Nachteile ergeben sich aus der orbitalen Kopplung an die FOTON-Kapsel. Damit ist die freie Wahl der atmosphärischen Wiedereintrittsbedingungen nicht möglich. Zusätzlich stellt der Landepunkt der ballistischen FOTON-Kapsel bei gleichen Ausgangsbedingungen nach dem Deorbit-Manöver für einen auftriebsgesteuerten Flugkörper einen Randpunkt des erreichbaren Landegebiets dar. Dies ist in der [Abb. 3.8](#) für eine Gleitzahl (A/W) von 0,6 und für eine typische FOTON-Wiedereintrittsbahn mit Deorbitimpuls bei 400 km Höhe gezeigt. Eine unter operationellen Gesichtspunkten (Verminderung des Bergungsaufwands) wünschenswerte Landung „nahe“ dem Bergeort von FOTON würde bedeuten, daß für den Flugkörper Flugbelastungen ähnlich denjenigen ballistischer Flüge zu erwarten sind, was für die Verwirklichung der Missionsziele unzweckmäßig ist. Daher wird ein Landepunkt unabhängig vom typischen FOTON-Bergungsgebiet trotz höherer Kosten bevorzugt. Alternativ könnte das Experimentalfahrzeug mit einem eigenen Deorbit-Antriebsmodul ausgestattet werden, wie es auch für alle anderen Träger-Optionen vorhanden sein müßte. In diesem Fall gingen allerdings die wesentlichen Vorteile eines Mitflugs auf der russischen Kapsel verloren.

Missionsszenarium Das sich für den Mitflug auf dem FOTON-Flugkörper ergebende Missionsszenarium ist in der [Abb. 3.9](#) schematisch dargestellt. Danach besteht die Mission aus den

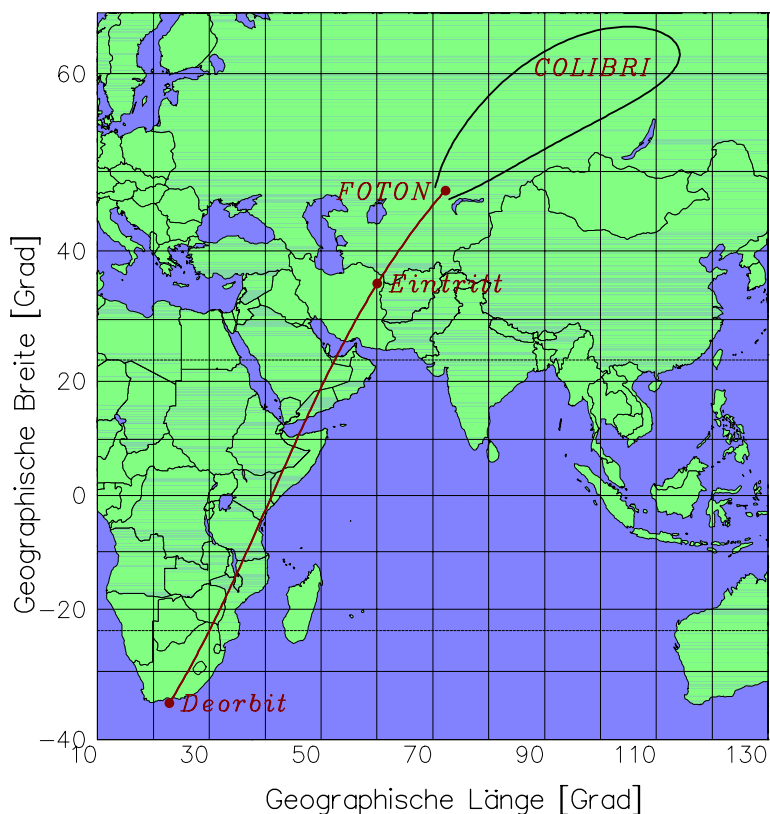


Abb. 3.8: Erreichbares Landegebiet für einen Flugkörper mit $(A/W) = 0,6$ bei Mitflug auf FOTON

folgenden Flugabschnitten: 1. Start des FOTON-Gesamtsystems auf einer russischen SOYUZ-Rakete von Plesezk aus und Ausbringen in eine erdnahe Umlaufbahn. Während der orbitalen Flugphase ist die Experimentalkapsel weitgehend im inaktiven Zustand. 2. FOTON-seitige Ausführung des Deorbitmanövers; kurz danach Trennung des Flugkörpers von diesem Träger und Beginn der eigentlichen, voll autonom durchzuführenden Rückkehrmission, 3. Abstieg der Experimentalkapsel mit aktiver Stabilisierung des Flugkörpers bis zum Eintritt in die Atmosphäre, 4. Aerodynamisch gesteuerter, atmosphärischer Flug bis zur Fallschirmauslösung und 5. Landung und Bergung der Kapsel im Zielgebiet. Die Flugexperimente werden im zweitletzten Flugsegment durchgeführt.

Für die Auslegung der Mission wichtige FOTON-Parameter sind nach [23] die mit $62,8^\circ$ inklinierte Ausgangsbahn von 400×200 -250 km, eine Orbit-Verweildauer von 14-16 Tagen sowie die Randbedingungen des Trennvorgangs mit einem Δv -Impuls von 0,8-1,6 m/s entgegen der Flugrichtung und maximalen Werten für die Stör-Winkelgeschwindigkeit $|\vec{\omega}| \leq 4^\circ/\text{s}$ und die Störbeschleunigung $a = 5 \text{ g}$. Für die Festlegung der Fahrzeugform sind noch die Massen- und Volumenbeschränkungen des Mitfluges auf FOTON von Bedeutung. Die Maximalabmessungen der Kapsel sind durch den noch in der SOYUZ-Raketenspitze zur Verfügung stehenden Raum gegeben. Die Fahrzeughöhe ist auf etwa 2,5 m, der Durchmesser an der Basis auf 2 m

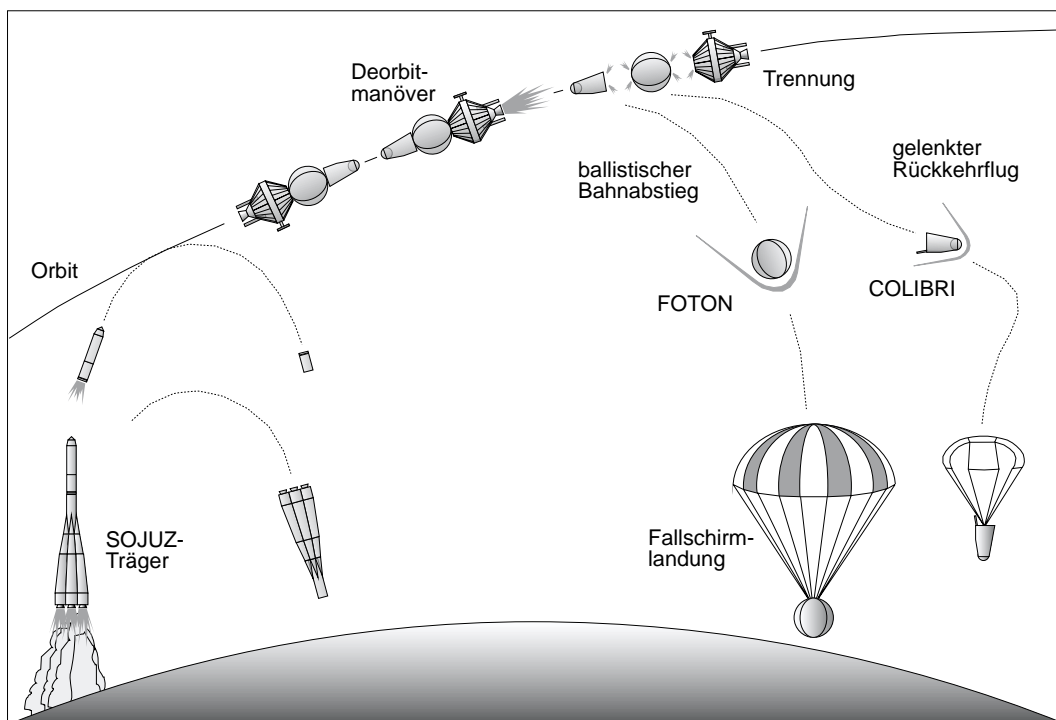


Abb. 3.9: Die Referenzmission (schematisch)

und an der Spitze auf 0,4 m beschränkt. Um die Option eines eigenen Deorbitmoduls nicht von vornherein auszuschließen, wird für den Entwurf der Kapsel nur ein Teilbereich von etwa 1,5 m Höhe berücksichtigt. Die Fahrzeugmasse wird auf der Basis später beschriebener Massenschätzungen auf ca. 200 kg festgesetzt, wobei nach [89] auch größere Kapselmassen möglich sind. Die [Abb. 3.10](#) zeigt die Orbit-Konfiguration des FOTON-Gesamtsystems mit der eigentlichen FOTON-Wiedereintrittskapsel, dem Instrumentenmodul mit Deorbitmotor, sowie dem Flugkörper entsprechend der weiter unten gewählten Referenzkonfiguration COLIBRI. Für die Fahrzeugauslegung weniger wichtige Informationen zum Trägersystem sowie zur verfügbaren Boden- und Orbital-Infrastruktur können [8] entnommen werden.

3.3 Fahrzeugkonfiguration

Der in dieser Arbeit zu konzipierende Flugkörper dient ausschließlich der Demonstration von Rückkehrtechnologien und der Durchführung von Rückkehrexperimenten, so daß bei der Festlegung der Konfiguration die Eignung als Versuchsträger insbesondere für Experimente zum gesteuerten Rückkehrflug im Mittelpunkt steht. Wesentliche Voraussetzung hierfür ist eine ausreichende aerodynamische Manövrierfähigkeit, die nach Abschnitt 3.1 Gleitzahlen (A/W) von mindestens 0,5 als notwendig erscheinen lassen.

Eine größere Zahl möglicher Fahrzeugformen wurde bezüglich ihrer aerodynamischen Eigen-

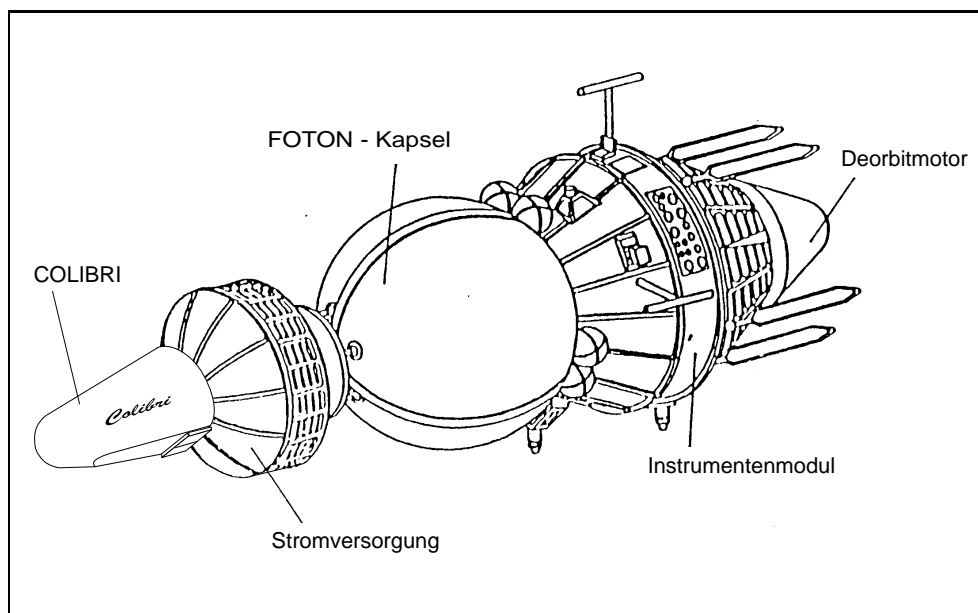


Abb. 3.10: Gesamtkonfiguration FOTON-COLIBRI im Orbit

schaften und auf ihre Eignung für die vorliegende Aufgabenstellung analysiert [67]. Hierzu sind unter Annahme des Newtonschen Strömungsmodells für die unterschiedlichen Konfigurationen die Auftriebs- und Widerstandsbeiwerte und damit die Gleitzahl (A/W) sowie die Druckpunktlagen und die statischen Stabilitätsderivativa in Abhängigkeit von der Fahrzeuganstellung α bestimmt worden. Diese Untersuchungen gingen von schiefbefreien Flügen ($\beta = 0^\circ$) aus. Die hier betrachteten Fahrzeugtypen schließen aus der Vielzahl der möglichen Geometrien von Wiedereintrittskörpern, von denen eine Auswahl in der [Abb. 3.11](#) dargestellt ist, die (geflügelten) Konfigurationen mit Gleitzahlen oberhalb $(A/W) \approx 0,9$ wegen ihrer Komplexität sowie Rückkehrkapseln mit $(A/W) < 0,4$ aus. Letztere weisen gegenüber einem rein ballistischen Wiedereintritt nur ein geringfügig erweitertes Einsatzpotential auf und sind daher für die vorliegende Aufgabenstellung ungeeignet. Damit wird insbesondere auch auf die Betrachtung der Apollo-Form verzichtet, die für den „Atmospheric Reentry Demonstrator“ der ESA gewählt wurde.

Da für den Flugkörper nicht hohe Flugleistungen, sondern neben den Experimenten die Technologieerprobung und die Systemqualifikation im Vordergrund stehen, werden Konfigurationen bevorzugt, die Gleitzahlen oberhalb $(A/W) = 0,5$ mit einer guten volumetrischen Effizienz $V_{\text{eff}} = V^{2/3}/O$ – dabei steht V für das Volumen und O für die Oberfläche des Fahrzeuges – und guten (statischen) Stabilitätseigenschaften verbinden. Für letztere ist daher eine hohe aerodynamische Güte bei möglichst niedrigen Anstellwinkeln wünschenswert, wobei auf die volle Ausnutzung der Auftriebseigenschaften verzichtet werden kann. Die [Abb. 3.12](#) zeigt in einer Übersicht die genauer analysierten Konfigurationen mit dem für sie typischen (A/W) -Bereich. Das Spektrum reicht vom einfachen Kugel-Kegel-Körper (a) und den von ihm abgeleiteten Vari-

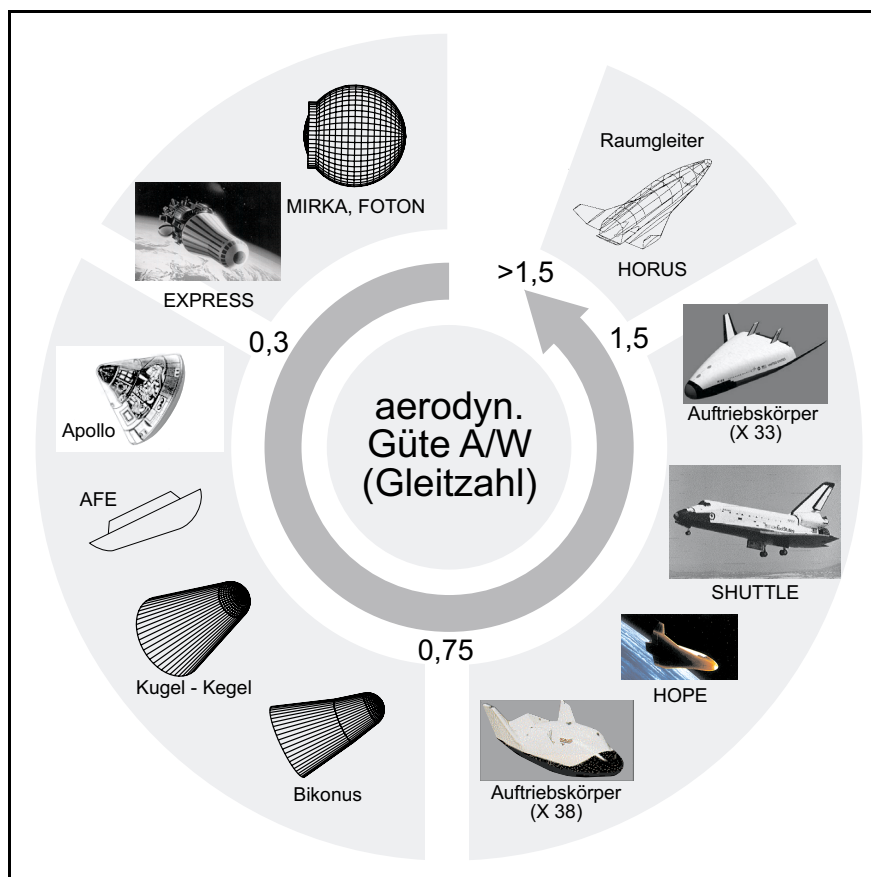


Abb. 3.11: Fahrzeugkonzepte von Wiedereintritts- und Rückkehrkörpern [66]

anten mit Abplattungen und Klappen (b) über den bikonischen und elliptischen Typ (c,f) bis zu komplexeren Fahrzeugkonfigurationen (d,e). An dieser Stelle können die Untersuchungsergebnisse unter Verweis auf [67] nur summarisch diskutiert werden.

Da das hier eingesetzte Analyseverfahren in seiner Aussagegenauigkeit begrenzt ist, ergeben sich für verwandte Körper-Grundformen keine deutlichen Vor- oder Nachteile, was exemplarisch der Abb. 3.13 entnommen werden kann. Dort lassen sich z. B. für die komplexeren bikonischen Kapselformen, für die in der Literatur meist günstige Stabilitätseigenschaften angegeben werden, gegenüber einfachen Kugel-Konus-Konfigurationen keine wesentlichen Vorteile erkennen. Ist eine hohe volumetrische Effizienz gewünscht, so schneidet der abgestumpfte Bikonus am besten ab, jedoch sinkt dafür die aerodynamische Güte des Fahrzeugs (A/W) gegenüber den anderen Konfigurationen insbesondere bei kleinen Anstellwinkeln deutlich ab. Innerhalb dieser Gruppe spielt mehr die Frage eine Rolle, welche Fahrzeugform für vorgesehene Experimente die geeignetere ist. Die Stabilitätsbetrachtung in [67] ergab, daß ein voll symmetrischer Körper mit Nachteilen behaftet ist, da er für eine Schwerpunktslage nahe der Körperlängsachse keine bevorzugte Roll-Lage aufweist. Unsymmetrische Formen mit Abplattungen weisen keine

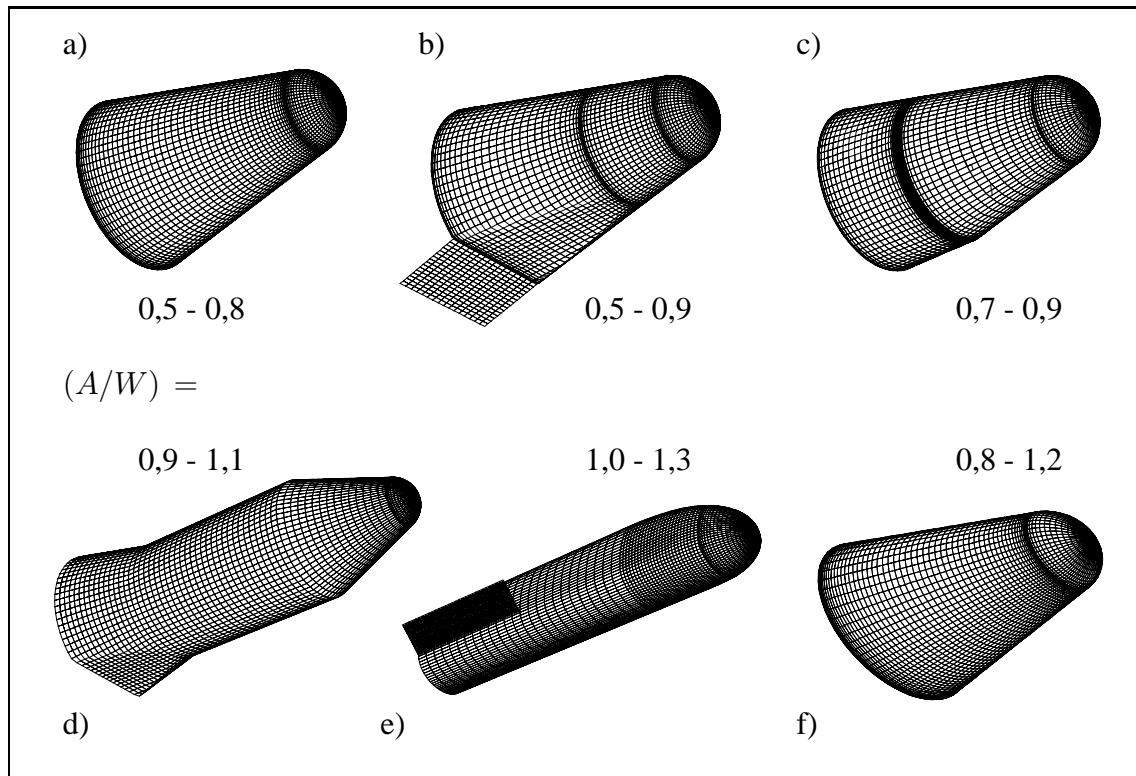


Abb. 3.12: Untersuchte Kapselkonfigurationen

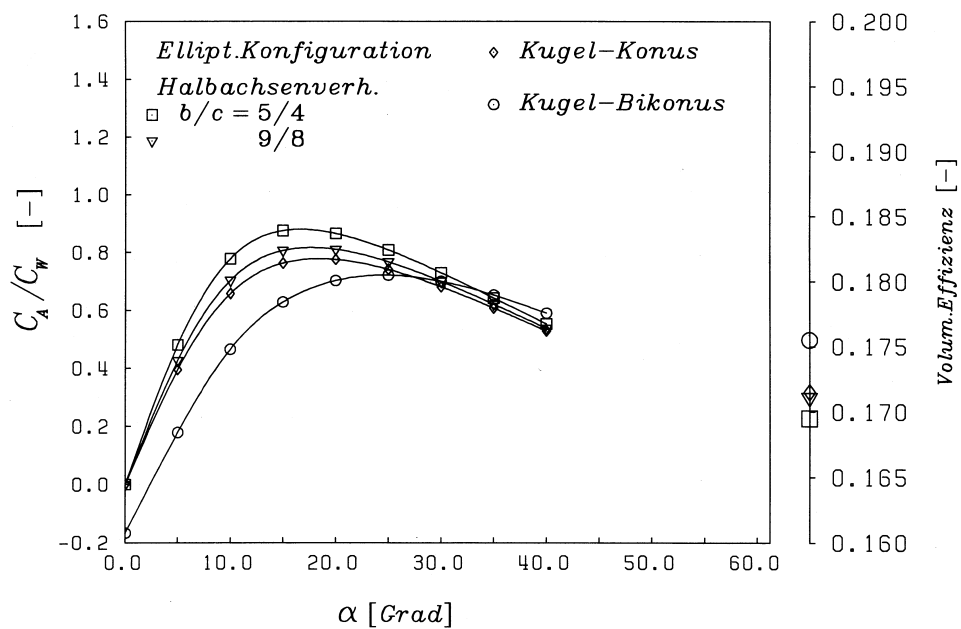


Abb. 3.13: Gleitzahl (A/W) und volumetrische Effizienz von verschiedenen untersuchten Kapselkonfigurationen

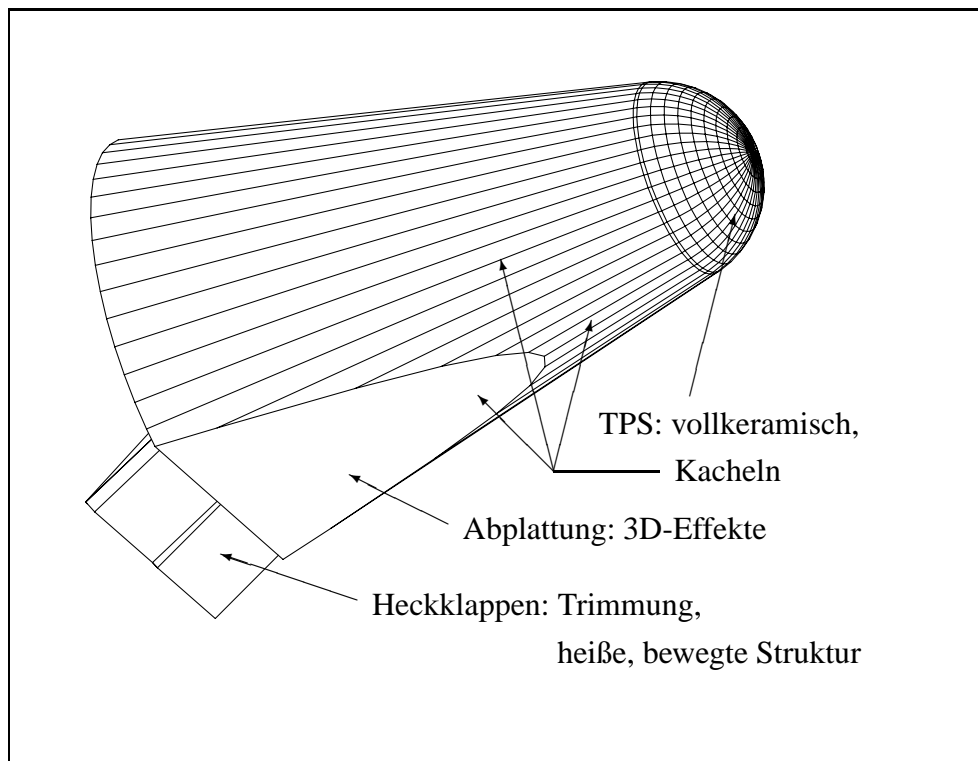


Abb. 3.14: Gewähltes Fahrzeugkonzept COLIBRI

derartigen Probleme auf.

Gegenüber diesen noch relativ kompakten Kapselformen bieten die beiden Flugkörper [Abb. 3.12 d](#) und [3.12 e](#) eine deutliche Verbesserung der aerodynamischen Auftriebseigenschaften. Dies ist jedoch mit einem Verlust an volumetrischer Effizienz verbunden und führt auf eine wesentlich schlankere Fahrzeugform. Bei einer Begrenzung der Gesamtabmessungen auf ca. 1,5-2 m resultieren daraus Nasenradien um 0,1 m, die mit sehr hohen Staupunkts-Wärmebelastungen verbunden sind.

Als Ergebnis der Konfigurationsbetrachtungen wurde auf der Basis eines Bewertungsschemas, welches neben den aerodynamischen Eigenschaften das Erprobungspotential sowie den Aufwand für die Entwicklung und die „Ausbaufähigkeit“ der jeweiligen Körperform berücksichtigt [67], die in der [Abb. 3.14](#) dargestellte Fahrzeugform ausgewählt. Dieses Fahrzeugkonzept COLIBRI (engl.: „**C**oncept of a **L**ifting **B**ody for **R**eentry **I**vestigations“) basiert auf der einfachen Kugel-Konus-Grundform mit einer Abplattung auf der Fahrzeugunterseite, die im Gegensatz zu einer rotationssymmetrischen Konfiguration die Untersuchung von 3D-Strömungseffekten ermöglicht. Weiterhin wird eine aerodynamische Heckklappe vorgesehen, die aus zwei Segmenten besteht. Damit werden mehrere technologische Missionsziele abgedeckt: 1. können heiße Strukturelemente, Lager und Kraftübertragungen erprobt werden, 2. kann der Flugkörper im Hyperschallflug aerodynamisch getrimmt werden, 3. können aerodynamische bzw. flugmechanische Experimente zur Steuereffektivität, zu Eckenströmungen, sowie zur Bewegungskopplung

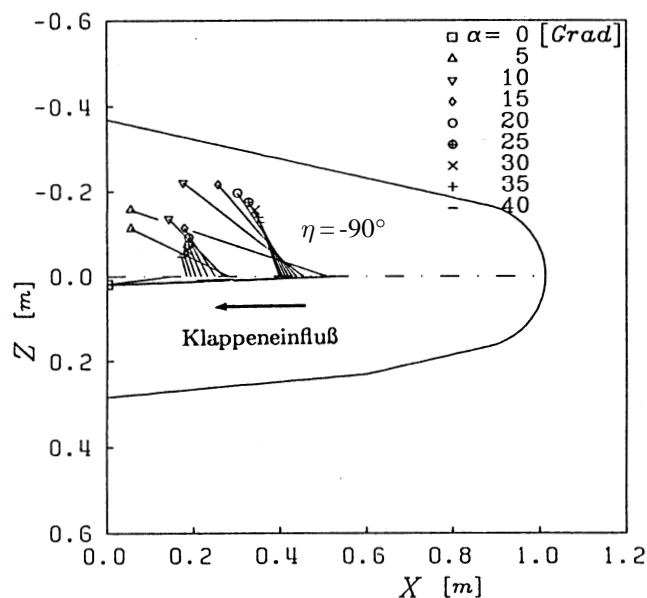


Abb. 3.15: Druckpunkte und resultierende Gleichgewichtslage (Kraftlinien) für die auf 1 m normierte Kapsel ohne ($\eta = -90^\circ$) und mit Klappe ($\eta = 10^\circ$)

zwischen den Fahrzeugachsen bei unterschiedlichen Klappenausschlägen durchgeführt werden. Der Wunsch, das Fahrzeug in einem gewissen Anstellwinkelbereich trimmen zu können, leitet sich bereits aus den Sensitivitätsuntersuchungen zur Schwerpunktlage ab [67]. Diese zeigen, daß innerhalb eines relativ kleinen Schwerpunktsbereichs ein breites Spektrum von resultierenden Gleichgewichtslagen erwartet werden kann, was exemplarisch für die auf 1 m Länge skalierte Konfiguration ohne bzw. mit Heckklappe in der [Abb. 3.15](#) illustriert ist.

Dies bedeutet einerseits, daß eine sorgfältige Massenauslegung der Kapsel zur Anpassung der Schwerpunktlage an die gewünschte aerodynamische Gleichgewichtslage erforderlich ist, und zum anderen, daß eine aerodynamische Trimmfähigkeit (Heckklappen) zur Verminderung der hohen Systemsensitivität gegenüber Unsicherheiten bzw. Toleranzen der Schwerpunktlage und der aerodynamischen Eigenschaften wünschenswert ist.

4 Systemdefinition und Fahrzeugentwurf

Für den Fahrzeugentwurf wird von einem Missionsszenarium entsprechend Abschnitt 3.2 ausgegangen, bei dem auf ein eigenständiges Deorbitmodul verzichtet werden kann. Die Auslegung eines solchen Subsystems für das vorliegende Fahrzeugkonzept wird am Beispiel einer alternativen Mission, der Nutzlastrückführung von der Internationalen Raumstation, in [12] diskutiert. Die grundlegenden Anforderungen an das System leiten sich aus den Erprobungszielen der COLIBRI-Mission und den gegebenen Randbedingungen ab, Abschnitt 3.1. Insbesondere für die Erprobung von Technologien des gesteuerten Rückkehrflugs muß der Schwerpunkt des Flugkörpers so festgelegt werden, daß sich für getrimmte Flugzustände Anstellungen entsprechend einem (hypersonischen) Auftrieb-Widerstands-Verhältnis (A/W) im Bereich $\geq 0,5$ einstellen. Auf Subsystemebene sollten die im Rahmen der vorausgegangenen deutschen Kapselprojekte EXPRESS und MIRKA gewonnenen Erkenntnisse genutzt werden, wobei für einzelne Subsysteme auch an eine weitgehende Übernahme der dort flugqualifizierten Komponenten gedacht werden kann. Entsprechend dem Experimentalcharakter der COLIBRI-Mission ist zur Kostensenkung eine vereinfachte Modell- und Testphilosophie zur Flugqualifizierung vorgesehen, die sich auch im Systementwurf, z. B. im Verzicht auf Redundanzen, widerspiegelt. Zunächst wird das Gesamtsystem mit der Anordnung der einzelnen Subsysteme beschrieben, bevor diese genauer spezifiziert werden und ihr jeweiliger Energie- und Massenbedarf abgeschätzt wird. Letzteres ermöglicht die Bestimmung des Massenzentrums sowie der Trägheitseigenschaften des Flugkörpers. Für eine vorgegebene Schwerpunktsforderung vollzieht sich dieser Vorgang in mehreren Iterationszyklen, wobei hier unter Bezug auf [67] nur das Endresultat dargestellt werden kann.

4.1 Geometrie und Gesamtsystemauslegung

Die [Abb. 4.1](#) stellt den Flugkörper in einer Zweiseitenansicht mit den gewählten Außenabmessungen dar. Zusätzlich ist die Schwerpunktsposition und die Lage des Hauptachsensystems

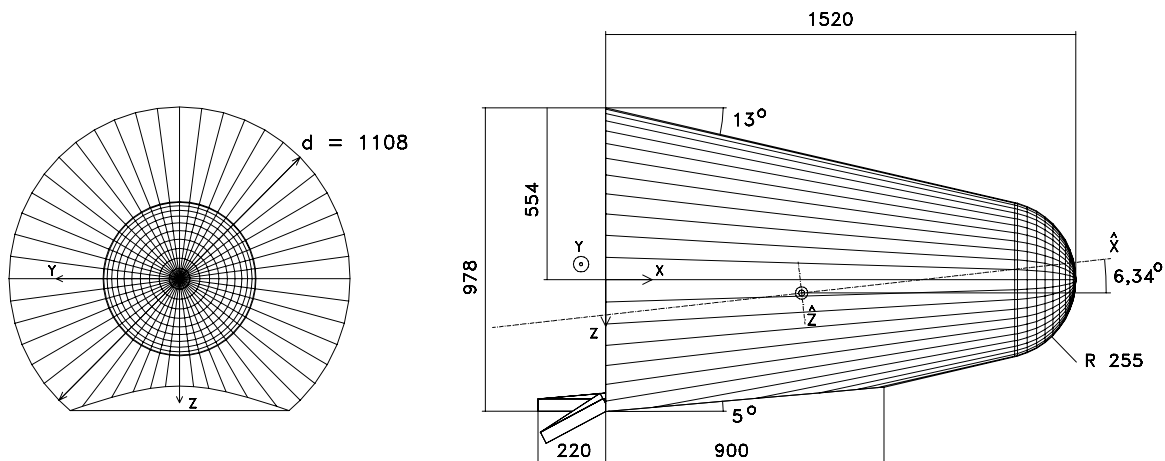


Abb. 4.1: Front- und Seitenansicht mit Hauptabmessungen (in mm), Breite der Heckklappen je 320 mm)

$(\hat{X}, \hat{Y}, \hat{Z})$ bezüglich des geometrischen Referenzsystems (X, Y, Z) eingezeichnet, wie sie sich aus dem nachfolgend beschriebenen Entwurf ergeben.

Die Abb. 4.2 zeigt den Innenraum des Flugkörpers mit den einzelnen Subsystemen als Blöcken, wobei die Außenhülle inklusive Thermalschutzsystem im Schnitt (entlang der Symmetrieebene) dargestellt ist. Der Erstentwurf verzichtet danach auf Details der Innenstruktur (Spanten, Verschraubungen, etc.) oder kleinere Elemente wie z. B. die Verkabelung oder die Sensoren von Experimenten entlang der Außenstruktur, was jedoch für eine erste Abschätzung der Trägheitseigenschaften des Gesamtsystems ausreichend genau ist.

Das Innenraum ist in fünf Bereiche gegliedert, die durch einzelne Plattformen voneinander getrennt werden. Die oberste Plattform ist für Staupunkts-Experimente vorgesehen, während die entsprechende Elektronik zusammen mit dem Bordrechner im darunterliegenden Bereich plaziert wird. Darauf folgen die schwereren Bauteile wie Batterien und Navigationssystem im Mittelteil des Flugkörpers. Die beiden unteren Bereiche beinhalten Baugruppen der Lage- und Bahnregelung und des Bergungssystems sowie die Aktuatoren für die Steuerung der Heckklappen. Auf den einzelnen Plattformen sind jeweils noch Blöcke für Experimente außerhalb des Staupunktsbereichs angedeutet. Der Darstellung kann entnommen werden, daß innerhalb des Flugkörpers noch ausreichend Raum für den Einbau einer umfangreichen Experimentalausstattung auch für Experimente außerhalb des Staupunktsbereichs zur Verfügung steht.

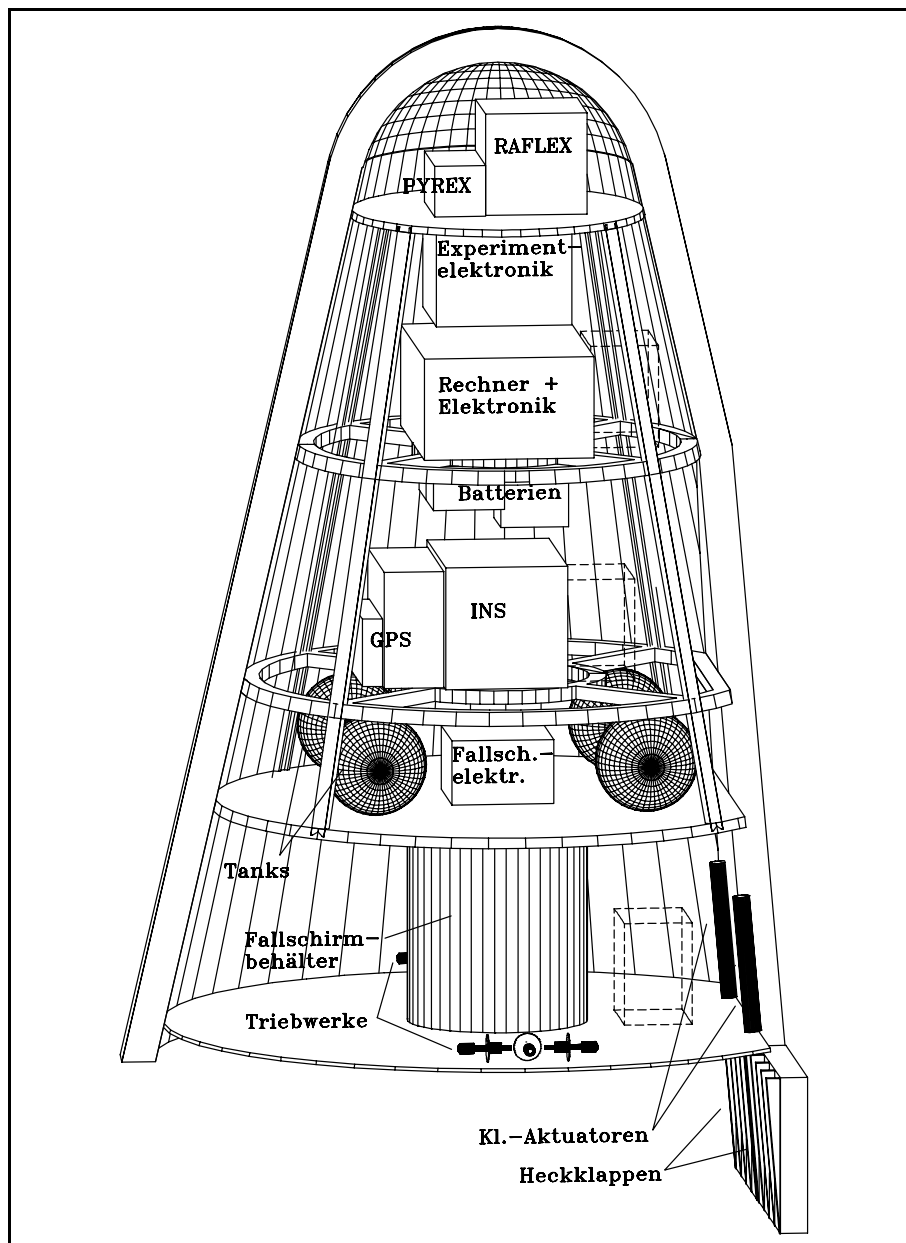


Abb. 4.2: Innenraum mit Subsystemen

4.2 Subsysteme

Die Abschätzung des Volumen-, Massen- und Energiebedarfs der einzelnen Subsysteme orientiert sich zumeist an den Ergebnissen und Prognosen schon abgeschlossener Studien und Projekte, wie z. B. MIRKA. Da der vorliegende Entwurf keine weitergehenden Berechnungen z. B. hinsichtlich der Struktur-Tragfähigkeit vorsieht, wird durch eine Abschätzung der zu erwartenden Anforderungen bzw. Belastungen versucht, Fehldimensionierungen einzelner Subsysteme zu vermeiden.

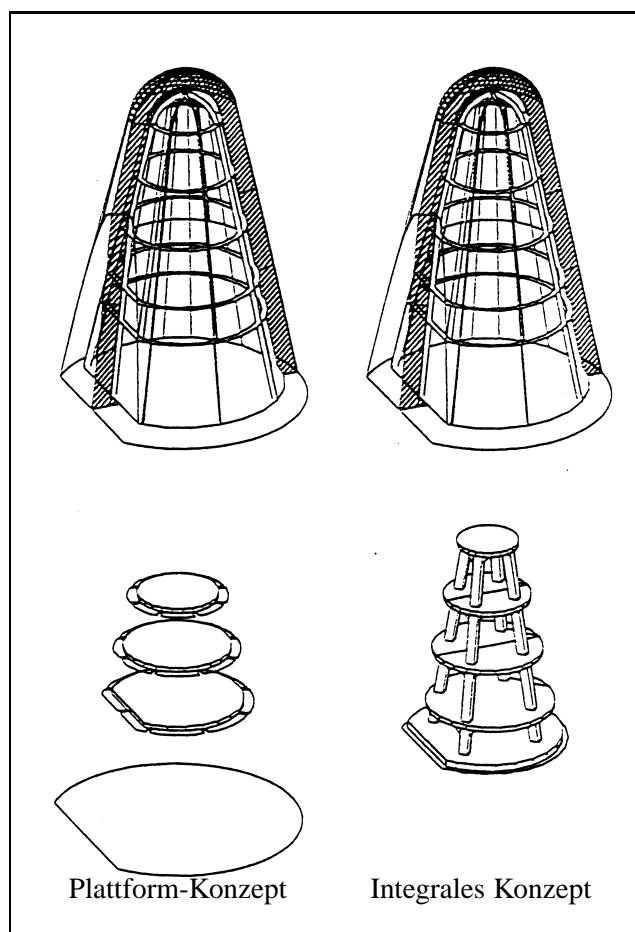


Abb. 4.3: Mögliche Strukturkonzepte [89]

Grundstruktur Für die komplette Grundstruktur werden aus Gewichts- und Festigkeitsgründen Verbundwerkstoffe vorgesehen. Der Aufbau besteht aus zwei Hauptelementen, der inneren Plattform-Stringer-Struktur und der Außenhaut, die als Stützschiicht des Thermalschutzsystems dient. Vorteile dieses Konzepts sind die leichtere Zugänglichkeit der einzelnen Subsysteme während der Integration des Gesamtsystems und die Möglichkeit, den Schwerpunkt anschließend noch sehr genau auszubalancieren zu können. Das alternative Konzept einer Struktur mit einzelnen Plattformen, die nacheinander an die schon mit Gurten und Spanten versehene äußere Struktur montiert werden, hat demgegenüber den Vorteil einer besseren strukturellen Integrität und einer höheren Steifigkeit der Gesamtstruktur. Die Abb. 4.3 stellt beide Möglichkeiten in einer Prinzipskizze einander gegenüber. Ein endgültiger Strukturentwurf bedarf natürlich der Absicherung durch Belastungsrechnungen, z. B. mit Hilfe von Finite-Elemente-Methoden.

Hitzeschutzsystem Abgeleitet von den Missionszielen wird die Erprobung von integralen, vollkeramischen Bauteilen sowie von segmentierten Hitzeschutzschilden vorgesehen, um Erfahrungen mit wiederverwendbaren TPS-Konzepten zu sammeln, die für zukünftige Raum-

transportsysteme unabdingbar sind. Je nach lokaler Wärmebelastung wird die Verwendung bzw. Qualifikation unterschiedlicher TPS-Konzepte mit einem Flug vorgeschlagen. Dieser Ansatz erhöht zwar die Entwicklungs- und Fertigungskosten, ist jedoch direkt aus der Zielsetzung der COLIBRI-Mission ableitbar. Für die Nasenkappe wird auf Grund der zu erwartenden hohen Wärmebelastungen ein integrales Bauteil aus C/C-SiC vorgesehen. Für die konische bzw. abgeplattete Fahrzeugunterseite wird ein segmentiertes Thermalschutzsystem vorgeschlagen, welches je nach lokaler Belastung unterschiedlich dimensioniert werden kann. Auf der abgeschatteten Fahrzeugoberseite und am Heck können externe Isolatoren („Flexible Insulation“) Verwendung finden. Für die Heckklappen ist aufgrund der kombinierten mechanisch-thermischen Lasten ein integrales Bauteil zweckmäßig. Basierend auf der Thermalanalyse im Abschnitt 5.1.2 ergibt sich inklusive der zur Strukturmasse gerechneten TPS-Unterstruktur (14,8 kg) für das Thermalschutzsystem eine Masse von 59,9 kg¹. Eine unabhängige Schätzung von MAN Technologie AG in [89] ergab mit 62,9 kg ein um 3 kg höheres Gewicht.

Flugregelung, Flugführung und Navigation Das Regelungssystem hat die Aufgabe, den Rückkehrflug bezüglich des Anstellwinkels α und des Schiebewinkels β in einer getrimmten aerodynamischen Gleichgewichtslage $\alpha = \alpha_{\text{Trim}}$ bzw. $\beta = 0^\circ$ zu stabilisieren und den Flugwindhängewinkel μ_a auf einen Sollwert zu regeln, der durch das Lenksystem kommandiert wird. Während der außeratmosphärischen, un gelenkten Flugphase müssen die beim Abtrennmanöver von FOTON aufgebrauchten Störmomente kompensiert und das Fahrzeug in die für den Rückkehrflug gewünschte Anfangslage überführt werden. Als Stellglieder werden Schubdüsen eines Kaltgassystems sowie die Heckklappen zur aerodynamischen Trimmung vorgesehen.

Das Flugführungssystem soll das Rückkehrfahrzeug aus dem momentanen Flugzustand, der über ein Navigationssystem bestimmt wird, durch Modulation der Auftriebsrichtung mittels Flugwindhängewinkelsteuerungen bei Einhaltung von Beschränkungen (wie z. B. den Verzögerungslasten ≤ 3 g) mit ausreichender Genauigkeit in den Luftraum über dem Zielgebiet überführen, wo in 7 bis 10 km Höhe ein Fallschirmsystem für die Bergung ausgelöst wird. Hierbei müssen nichtnominale Flugbedingungen wie z. B. Deorbitfehler, atmosphärische Dichteschwankungen und aerodynamische Unsicherheiten kompensiert werden. Die Aufgabe des Lenkalgorithmus beschränkt sich somit auf die Bestimmung der zeitlichen Steuerungen $\mu_a(t)$ des Flugwindhängewinkels.

Die Kenntnis von Position, Lage und Geschwindigkeit des Raumfahrzeugs ist für gelenkte Rückkehrflüge und besonders für die Auswertung von Flugversuchsdaten unerlässlich. Daher ist ein integriertes INS-GPS-Navigationssystem vorgesehen, welches eine präzise Flugzustandsbestimmung erlaubt.

¹ Dies bedeutet gegenüber der ursprünglichen Schätzung in [67] eine Gewichtsreduktion von 7,4 kg.

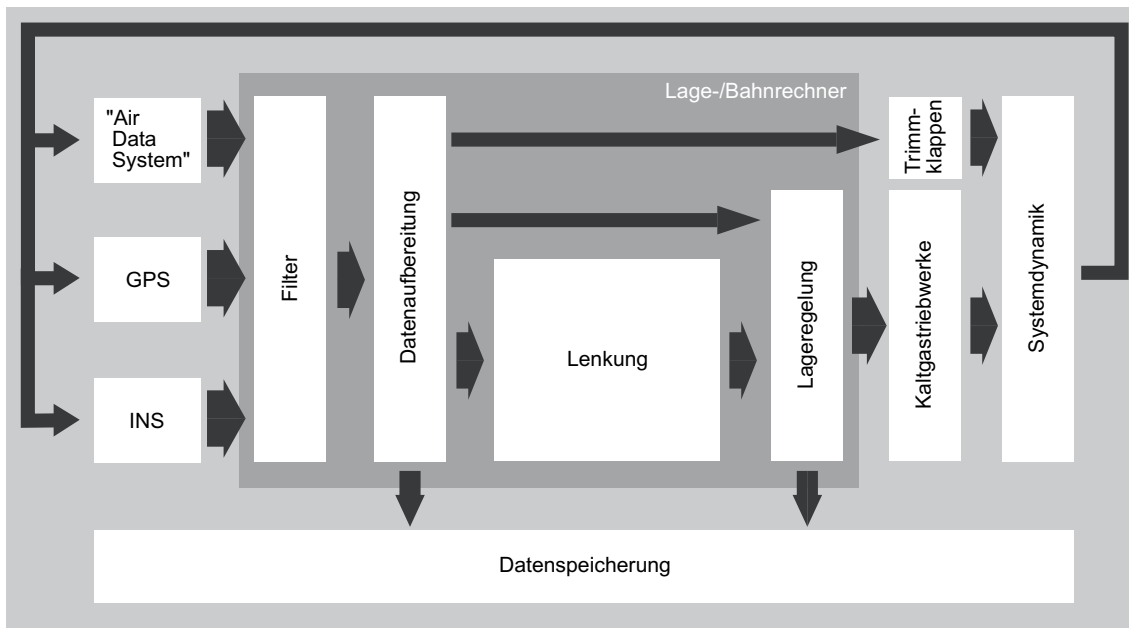


Abb. 4.4: Blockschaltbild des GNC-Systems

Die Abb. 4.4 zeigt das Blockschaltbild des GNC-Systems (engl.: „Guidance, Navigation, and Control“) mit dem Lage-Bahn-Rechner als zentraler Komponente. Dieser kombiniert mittels komplexer Filteralgorithmen („Kalman“-Filter) Daten des Inertialsystems und GPS-Daten, wobei je nach der geforderten Genauigkeit der Lageregelung zusätzlich die Anströmwinkel α und β mit einem „Air Data System“ gemessen und mitberücksichtigt werden können [89]. Solche integrierten Navigationssysteme können als wesentliche Voraussetzung für die Lage- und Bahnbestimmung zukünftiger Rückkehrfahrzeuge angesehen werden. Insgesamt muß im Lage-Bahn-Rechner umfangreiche Software bereitgestellt werden, die neben Filteralgorithmen für die Reduzierung von Fehlerquellen der Lage- und Bahn-Meßsensoren auch die Algorithmen zur Fluglenkung und -regelung beinhaltet.

Mit einem integrierten Navigationskonzept können die verschiedenen Nachteile der Teilsysteme reduziert bzw. eliminiert werden: Die mit zunehmender Navigationszeit verschlechterte Genauigkeit des Inertial-Navigationssystems wird bei zusätzlicher Stützung auf GPS-Informationen deutlich verbessert, andererseits werden die aus der Fahrzeugdynamik resultierenden Meßfehler des Satellitennavigationssystems vermindert. Mit Hilfe des Inertialsystems kann die „Black-out“-Phase überbrückt werden, in welcher sehr wahrscheinlich kein Empfang der Satellitensignale mehr möglich ist. Das GPS-System ermöglicht anschließend die Neukalibrierung der Inertialsensoren und im nachhinein eine Rückrechnung der während des „Blackouts“ aufgetretenen Verhältnisse. Zudem ist bei Ausfall einer der beiden Hauptkomponenten (INS oder GPS) immer noch die prinzipielle Fähigkeit der Navigation gewährleistet. Somit beinhaltet ein integriertes System inhärent eine gewisse Redundanz für die jeweiligen Einzelkomponenten.

Die Inertialplattform besteht im wesentlichen aus 2 Sensorsystemen, den Beschleunigungssensoren und den Drehkreisel. Aus der von den Beschleunigungsmessern gelieferten körperfesten Beschleunigung des Fahrzeugs kann über eine Integration die Geschwindigkeit und durch eine weitere Integration die Position bestimmt werden. Aus den Kreiselausgangssignalen, den Drehgeschwindigkeiten, wird ebenfalls durch Integration die Lage im Raum ermittelt. Das Satellitennavigationssystem beinhaltet den GPS-Empfänger sowie eine Antenne mit Vorverstärker. Die Nutzung einer einzigen Antenne kann möglicherweise bei Abschattungsphasen zu Genauigkeitsverlusten bei der Positionsbestimmung führen, so daß die Installation von zwei Antennensystemen empfehlenswert ist. Für die Ausrichtung und Kalibrierung dieses Sensorsystems wird eine Abstützung auf Lage- und Bahninformationen des FOTON-Trägerfahrzeugs vorausgesetzt, so daß keine optischen Sensoren für COLIBRI notwendig sind.

Die Informationen des Navigationssystems werden zusätzlich zum Flugsteuerungsexperiment auch von weiteren Flugexperimenten (etwa zur Bestimmung der realen atmosphärischen Bedingungen und der aerodynamischen Eigenschaften oder der Steuereffektivität von Heckklappen) benötigt. Da diese Informationen auf ein Inertialsystem bezogen sind, werden ergänzend von der MIRKA-Mission flugqualifizierte RAFLEX-Sensoren zur Vermessung des relativen Anströmzustands vorgesehen, die zugleich auch für aerothermodynamische Aufgabenstellungen verwendet werden können.

Die Lageregelung verwendet als Stellglieder ausschließlich Schubdüsen. Dabei wird die prinzipielle Möglichkeit, aerodynamische Heckklappen als Stellelemente für die Flugregelung heranzuziehen, nicht berücksichtigt, da die Steuereffektivität solcher Klappen nicht bekannt ist und als Teil eines Rückkehrperiments bestimmt werden soll. Die Heckklappen können jedoch zur aerodynamischen Trimmung des Flugkörpers eingesetzt werden. Eine in der Literatur diskutierte Möglichkeit zur Lagetrimmung bzw. -regelung, die interne Massenverschiebungen zur Änderung der Schwerpunktlage und damit der aerodynamischen Gleichgewichtslage vorschlägt, wurde von WILLEMSE [76] analysiert. Für COLIBRI erweist sich diese Methode wegen der begrenzten Verschiebewege und des zusätzlichen Massenaufwands als wenig geeignet [67].

Das Reaktionsdüsen-System besteht aus mit Stickstoff gefüllten Druckgastanks und sechs Triebwerken mit einem Schubbereich bis $F = 20\text{ N}$ sowie den zugehörigen Leitungen, Filtern, Ventilen usw. Entsprechend Abschnitt 5.2.3 ist dieses Schubniveau für die Fahrzeugstabilisierung ausreichend. Die vorgeschlagene Anordnung der Triebwerke kann der [Abb. 4.5](#) entnommen werden, wobei die [Tab. 4.1](#) deren Funktionalität beschreibt. Die Triebwerke werden danach am Fahrzeugheck in zwei Gruppen symmetrisch zur Querachse angeordnet, wobei für die Stellglieder zur Erzeugung des Giermoments zwei alternative Schubrichtungen dargestellt sind. Die Anordnung (1, 2) ist gegenüber der Variante (1', 2') zu bevorzugen, da sie Experimente zur Wechselwirkung zwischen dem Abgasstrahl und dem Umströmungsfeld ermöglicht. Dabei wird allerdings eine entsprechende Sensorausstattung (Druck, Temperatur, Wärmefluß)

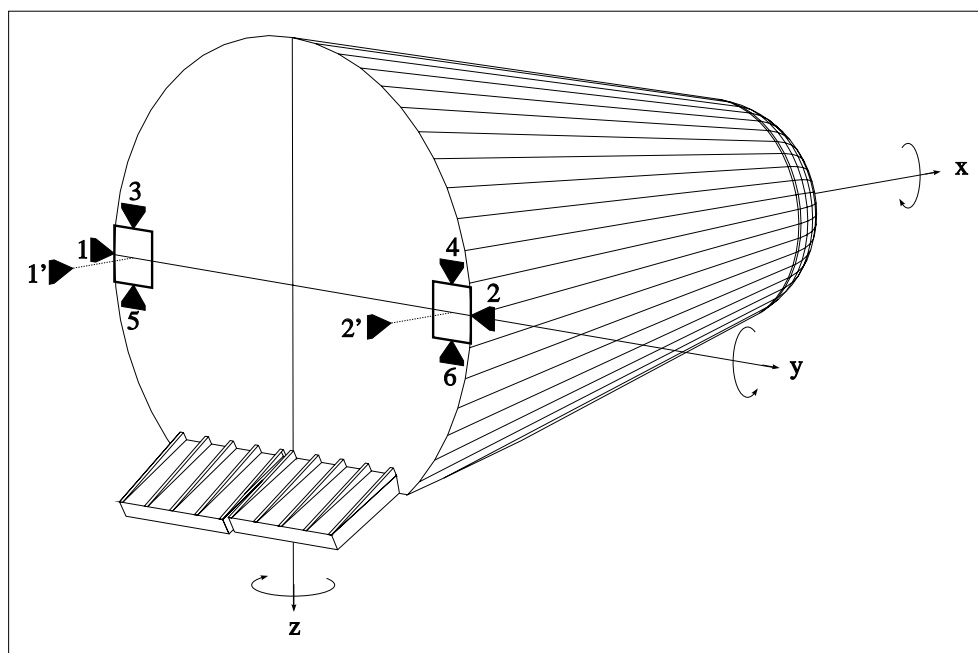


Abb. 4.5: Anordnung der Kaltgastriebwerke

vorausgesetzt.

Den Darstellungen ist weiter zu entnehmen, daß wegen der Kürze der Mission und des Experimentalcharakters des Flugkörpers das Stellsystem nicht redundant ausgelegt wird. Allerdings ist im Rollkreis, dem für die Fluglenkung maßgeblichen Zweig, durch den Betrieb von Düsenpaaren eine gewisse Redundanz inhärent, d. h. bei Ausfall eines Triebwerks kann mit dem anderen noch ein gewünschtes Rollmoment erzeugt werden, wobei dann allerdings Kopplungseinflüsse auf die Nickachse auftreten.

Der Ausfall einer Nick- oder Gierdüse (also ein Versagen beim Öffnen der Düse) wird gleichfalls als nicht missionsgefährdend angesehen, da die aerodynamischen Rückstellkräfte das Fahrzeug in der Gleichgewichtslage stabilisieren, dann allerdings weniger genau. Probleme beim Schließen einer Düse dagegen wären nicht tolerierbar.

In Anlehnung an raumfahrtqualifizierte Triebwerke von DASA [22] wird eine Masse von $m_{\text{TW}} = 2,8 \text{ kg}$ und ein Leistungsbedarf von 50 W inkl. Filtern, Ventilen und Rohrleitungen usw. angenommen. Für die Auslegung der vier Treibstofftanks wird von einem Antriebsbedarf von $\Delta v = 5 \text{ m/s}$ ausgegangen, was für N_2 als Treibstoff bei 1,2facher Sicherheit auf eine Gasmasse von $1,6 \text{ kg}$ führt. Die Massenberechnung für die Drucktanks erfolgte entsprechend der Vorgehensweise in [25] und ist in [67] genauer beschrieben. Die Leermasse der Tanks ergibt sich danach zu $m_{\text{T}} = 2,6 \text{ kg}$.

Momentenbildung:	Düse Nr.:
Nickmoment > 0	3 + 4
< 0	5 + 6
Giermoment > 0	2
< 0	1
Rollmoment > 0	4 + 5
< 0	3 + 6

Tab. 4.1: Wirkungsweise der Stellglieder

Bergungssystem Prinzipiell kommen für die Fallschirmbergung zwei mögliche Varianten in Betracht: ein konventionelles Fallschirmsystem oder ein steuerbarer Gleitschirm. Die Leistungsfähigkeit konventioneller Systeme ist für zahlreiche Anwendungsfälle nachgewiesen und benötigt daher keine zusätzlichen Entwicklungsaufwendungen. Nachteilig sind die nicht vermeidbaren Landeabweichungen auf Grund von Windeinflüssen sowie der hohe Landestoß, der nur bedingt durch Dämpfungsmaßnahmen vermindert werden kann.

Ebenso wie der konventionelle Typ benötigt der Gleitschirm für die anfängliche Abbremsung einen Vor-Fallschirm, der jedoch deutlich größer als im obigen Fall dimensioniert werden muß, da der Gleitschirm gegenüber dem konventionellen System nur bei deutlich geringeren Geschwindigkeiten ausgebracht werden kann, um den wesentlich höheren Entfaltungsstoß zu vermeiden. Dieses Konzept ermöglicht die Einhaltung einer bestimmten Flugbahn und das von den Windverhältnissen weitgehend unabhängige Erreichen eines Zielpunkts. Die Steuerung kann automatisch, z. B. unter Verwendung der Positionsbestimmung mit einem GPS-Empfänger, erfolgen. Nachteile ergeben sich durch den höheren apparativen Aufwand (Steuerungseinheit, Aktuatoren und Stromversorgung). Da diese Technologie jedoch auch unabhängig von einer hauptsächlich auf Flugexperimente im Hyperschall ausgerichteten Wiedereintrittsmission verfolgt werden kann, wird ein konventionelles Fallschirmsystem vorgesehen.

Zur Auslösung des Fallschirms können die für MIRKA entwickelten Mechanismen eingesetzt werden. Zur Befestigung und zur späteren Öffnung des Fallschirmdeckels sind dort Pyrotechnik-Schlösser erprobt worden, die über zwei redundante Auslösesysteme aktiviert werden [89]. Anzumerken ist, daß diese Methode als so sicher eingeschätzt wurde, daß man für die MIRKA-Mission auf einen vorherigen Qualifikations-Abwurftest verzichtete.

Da die wichtigsten Anforderungen identisch sind, kann das MIRKA-Konzept direkt übernommen werden. Es beinhaltet 1. den Fallschirm, 2. den Auslösemechanismus und 3. die Peil- und Ortungseinrichtungen für das Auffinden des Flugkörpers nach der Landung. Das zweistufige (Unterschall-)Fallschirmsystem ist so dimensioniert, daß die Belastungsstöße während der Schirmentfaltungssequenz (Ausziehen und Entreffen von Vor- und Hauptschirm) unter 4 g bleiben und die End-Sinkgeschwindigkeit 6 m/s nicht übersteigt [23], was sich im Flug bestätigt hat. Allerdings wurde die MIRKA-Kapsel nach der Landung aufgrund starker Bodenwinde noch Hunderte von Metern über den Boden geschleift, wobei Belastungen von über 10 g gemessen wurden [44].

Für empfindliche Komponenten und Experimente müßten nach diesem Konzept daher Einzeldämpfungsmaßnahmen vorgesehen werden, wie sie z. B. schon seit Jahren bei den TEXUS- und MAXUS-Nutzlasten Verwendung finden. Für die schnelle Lokalisation des Flugkörpers nach der Landung kann zusätzlich zum vorgesehenen Ortungssender das an Bord befindliche GPS-System eingesetzt werden. Die Massen- und Volumenauslegung des Fallschirmsystems erfolgt in Anlehnung an das MIRKA-System.

Elektrische Systeme Bei der Konzipierung der einzelnen, für den COLIBRI-Flugkörper essentiellen elektrischen Subsysteme, der Datenverarbeitung und -speicherung, der Instrumentierung und der Energieversorgung, wird – soweit möglich – eine Übernahme des MIRKA-Konzepts vorgesehen. Dies hat den Vorteil, daß die Hardware aus Standard-Baugruppen konfiguriert werden kann, existierende Software-Pakete nur angepaßt werden müssen und die vom MIRKA-Projekt her schon vorhandenen bodengebundenen elektrischen Einrichtungen weiter nutzbar sind.

Das bordautonome **Datenmanagement** hat verschiedene Anforderungen zu erfüllen. Zum einen müssen Meßdaten erfaßt und abgespeichert und zum anderen Funktionsabläufe gesteuert werden. Die Standard-Instrumentierung umfaßt bei COLIBRI somit die Messung von Spannungen, Strömen, Temperaturen und Betriebszuständen der Subsysteme. Für diese Aufgabe könnte ein Transputersystem eingesetzt werden, da es durch seine modulare Erweiterbarkeit vor allem im Speicherbereich relativ leicht an verschiedenartige Anforderungen anpaßbar ist.

Im Gegensatz zu ballistischen Missionen ist für COLIBRI zusätzlich eine ausreichend schnelle, d. h. in Echtzeit ablaufende Umsetzung der vom Navigationssystem gelieferten Positions- und Lagedaten in Steuerbefehle an das Stellsystem sowie die Abspeicherung dieser Daten erforderlich, wobei hierfür ein separater Rechner sinnvoller erscheint.

Die Erstellung der komplexen Software, deren Aufgaben z. B. die Initialisierung und Kalibrierung des Navigationssystems, Positions- und Lageberechnungen sowie die regelungstechnische Umsetzung von Steuerbefehlen in Stellmomente für das Lageregelungssystem beinhalten, ist eine typische Aufgabe nachfolgender Projektphasen. Der Massen- und Energiebedarf für Flugregelungs-, Flugführungs und Navigationsaufgaben (GNC) wird in Anlehnung an die SpaceNav-Studie [87] abgeschätzt. Damit wird für den Bordrechner inklusive der Elektronik für die Navigation und die Lageregelung eine Masse von $m = 8 \text{ kg}$ und ein Energiebedarf von 60 W veranschlagt.

Für die **Energieversorgung** der Subsysteme wird ein Konzept analog dem von MIRKA vorgeschlagen. Es basiert auf der Verwendung von Li/MnO₂-Primärbatterien, die entsprechend dem Energiebedarf modular erweiterbar sind. Es liefert eine Grundversorgung mit 28 V , wobei die Verteilung und Zuschaltung über eine separate Relais-Umschalteinheit erfolgt [89]. Die Einsatzdauer beschränkt sich im wesentlichen auf den eigentlichen Rückkehrflug inklusive Fallschirmflug ($< 1 \text{ h}$) und eine gewisse Zeitspanne nach der Landung, die den weiteren Betrieb z. B. eines Ortungssenders oder von Signallampen bis zur Bergung des Fahrzeugs gewährleistet sowie einen Datenverlust der Flugaufzeichnungen vermeidet. Während der orbitalen Phase kann COLIBRI von der FOTON-Kapsel aus versorgt werden.

Der Gesamtenergiebedarf des Flugkörpers ergibt sich aus Tab. 4.4, woraus sich für eine Batteriekapazität von 600 Wh ein Massenbedarf von 6 kg ableiten läßt. Dabei werden ca. 4 kg für die

eigentlichen Primärbatterien veranschlagt und der restliche Anteil für Regleraufgaben bereitgestellt.

Während der Rückkehrmission ist keine **Kommunikation** zwischen Bodenstationen und dem Flugkörper vorgesehen, um den zusätzlichen bordseitigen Aufwand zu vermeiden. Im alternativen Fall könnten Meßdaten schon während des Fluges übertragen werden, um Datenverlusten bei Versagen des Bergungssystems und damit bei Verlust des Flugkörpers vorzubeugen. Die Wahrscheinlichkeit hierfür wird jedoch auf Grund der Erfahrungen mit der MIRKA-Mission als gering eingeschätzt.

Thermalhaushalt, Missionsdurchführung, Randbedingungen Berechnungen zum Thermalhaushalt, die Analyse und Festlegung der Umweltbedingungen sowie die Planung der Missionsdurchführung sind nicht Gegenstand eines konzeptionellen Entwurfs. Daher werden hier nur einige generelle Feststellungen getroffen, die für das gewählte Missionsszenarium gültig sind.

Auf Grund der kurzen Missionszeit kann davon ausgegangen werden, daß eine passive Thermalkontrolle für das COLIBRI-Fahrzeug ausreichend ist. Im Orbit übernimmt FOTON die Aufgabe der Temperaturüberwachung und Thermostatisierung [23]. Während des Wiedereintritts wird der Thermalhaushalt von der elektrischen Leistung der Subsysteme sowie der Auswirkung der durch die äußeren Temperaturlasten verursachten Wandaufheizung auf den Innenraum bestimmt. Die im Rahmen dieser Arbeit im Abschnitt 5.1.2 durchgeführte Thermalanalyse beschränkt sich auf die Abschätzung des dominanten äußeren Lastanteils.

Für den Raumtransport, die Verhältnisse in der Umlaufbahn, die Fahrzeugtrennung vom Mutterfahrzeug FOTON sowie die Fallschirmauslösung und -landung und die anschließende Bergung können gleiche Bedingungen wie für die MIRKA-Mission vorausgesetzt werden. Die eigentliche Rückkehrmission und die Durchführung der Flugexperimente muß voll bordautonom erfolgen.

Bei der Missionsplanung muß wegen des Verzichts auf Systemredundanzen Sicherheitsaspekten besondere Beachtung geschenkt werden. Insbesondere sind Maßnahmen zu identifizieren, die bei Ausfall eines für die Flugführung kritischen Untersystems COLIBRI in einen aerodynamisch passiv-stabilen Status überführen, der die Integrität des Raumflugkörpers gewährleistet und zugleich den Flugkörper in einem unbesiedelten Landegebiet ohne Gefährdung für Personen und Güter niedergehen läßt, s. Abschnitt 5.4.

Die klimatischen Verhältnisse während der Vorbereitungsphase, der Startkampagne und nach der Landung, die Vibrationsbelastungen während des Transports in den Weltraum sowie die Strahlungsbelastungen im Orbit, denen der COLIBRI-Flugkörper ausgesetzt sein wird, werden

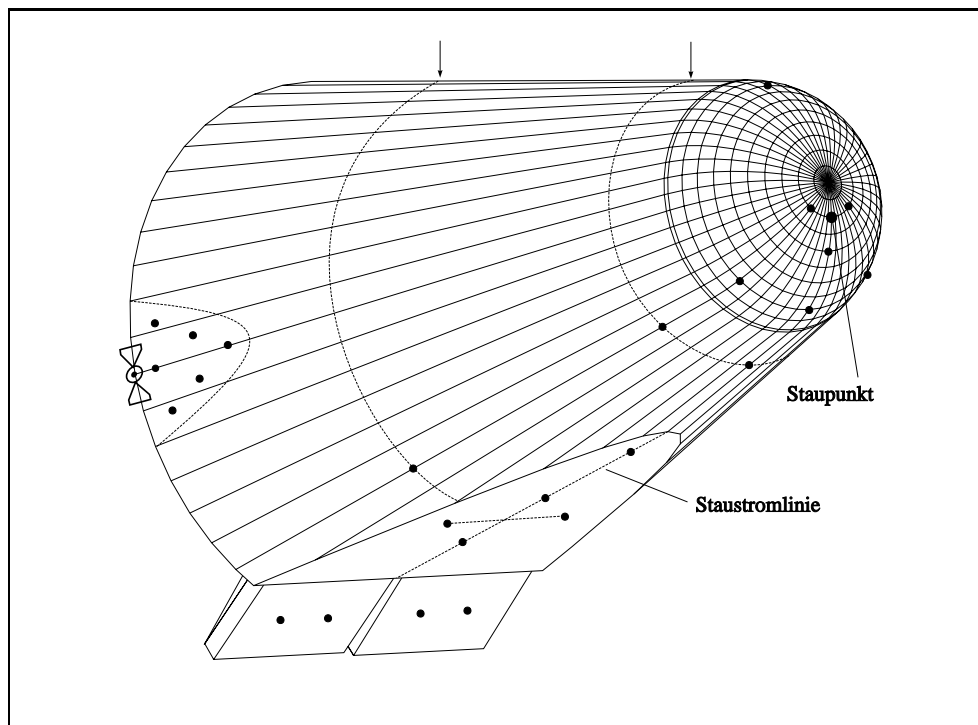


Abb. 4.6: Anordnung von Meßstellen auf der Oberfläche von COLIBRI

ähnlich wie für MIRKA erwartet. Gleiches gilt auch für die Transport- und Lagerbedingungen des Flugkörpers [24].

Experimente Das COLIBRI-Fahrzeugkonzept setzt eine umfangreiche Ausstattung mit Meßsensorik z. B. zur Druck-, Temperatur- und Wärmeflußmessung voraus. Dies soll insbesondere die Erfassung von Strömungseffekten im Bereich der Abplattung, der Heckklappen und des Abgasstrahls der Lageregelungsdüsen gestatten. Die Abb. 4.6 zeigt den Flugkörper mit einem Vorschlag für die Minimal-Ausstattung mit Meßstellen.

Zur Erfassung des Umströmungsfeldes werden Sensoren zum einen auf der angeströmten Fahrzeug-Unterseite entlang der Staulinie sowie symmetrisch dazu im Abstand von ca. 45° in Umfangsrichtung und zum anderen auf der im Windschatten liegenden Oberseite vorgesehen. Außer im Staupunktsbereich sollte auch in der Umgebung der Triebwerke (Abgas-Umströmungsfeld-Wechselwirkung) und im Bereich der Abplattung (Kantenumströmung, 3D-Effekte) eine Verdichtung von Meßpunkten vorgenommen werden. Dabei müßten die Oberflächentemperaturen sowie die Druck- und Wärmeflußverteilung bestimmt werden. Hierzu steht teilweise eine von früheren Projekten erprobte Sensorik wie die Experimente PYREX und RAFLEX zur Verfügung, die für die COLIBRI-Mission angepaßt werden könnte. So wird z. B. das PYREX-System für den Einsatz bei den beiden Rückkehrmissionen X-38 der NASA (Flug geplant 2002) [39] und HOPE-X der NASDA (Flug geplant 2004) [38] weiterentwickelt. Zur

Bewertung der für verschiedene Belastungszonen vorgeschlagenen Thermalschutzkonzepte ist auch die Bestimmung des Temperaturprofils innerhalb der TPS-Struktur notwendig, so daß hier eine größere Zahl von Thermoelementen vorgesehen werden muß.

Die bisher angesprochenen Experimentiermöglichkeiten beschränken sich auf die Bereiche Hitzeschutzstrukturen, Aerodynamik und Aerothermodynamik. Die Qualität der dort gewonnenen Meßergebnisse und damit das Validierungspotential für numerische Berechnungsmethoden wird jedoch – unabhängig von immanent vorhandenen Sensor-Fehlern – ganz wesentlich von der Stabilität und der Kenntnis von Position und Lage des Flugkörpers während des Meßvorgangs beeinflusst. Daher ist eine aktive Lageregelung verbunden mit einem ausreichend genauen Navigationssystem erforderlich. Dies verdeutlicht die zentrale Bedeutung des „Gesteuerten Wiedereintritts“ gerade auch für die Auswertung von Messungen.

Mit einem integrierten INS/GPS-Navigationssystem können zusätzlich verschiedene Teilprobleme wie die Eignung fortschrittlicher Lenk- und Regelkonzepte oder der Einfluß der Flugkörperdynamik auf die Steuerung erforscht werden, deren Lösung für den Einsatz zukünftiger Raumfahrzeuge vorausgesetzt werden muß. Die Begründung für das Heckklappenexperiment wurde bereits an früherer Stelle gegeben. Darüber hinaus können die Klappen auch noch im unteren Überschall-Flugbereich zur Beeinflussung der Stabilitätslage eingesetzt werden. Diese Bauteile müssen als heiße Struktur und auf Grund der hohen thermisch-mechanischen Belastungen äußerst steif ausgeführt werden. Für solche bewegten, vollkeramischen Bauteile wurden essentielle Elemente wie Lager und Dichtungen im Rahmen der DARA/DLR-Studie „Heiße Strukturen“ entwickelt [88]. Die für den konzeptionellen Entwurf gewählten Klappenabmessungen orientieren sich an Akkomodations Gesichtspunkten und an der für einen geforderten Trimmwinkelbereich notwendigen aerodynamischen Steuerfläche. Für ein Flächengewicht von 50 kg/m^2 inklusive Lager und Dichtungen ergibt sich eine Masse von 7 kg. Die Dimensionierung der Klappen-Aktuatoren mit einem nominal gelieferten Moment von 180 Nm, einem Gewicht von 3 kg und einem Energiebedarf von 40-50 W geht auf einen Vorschlag von DASA für eine auf der EXPRESS-Konfiguration basierende auftriebsgestützte Kapsel zurück [21].

Für Experimente mit Elektronik-Komponenten werden für COLIBRI Daten entsprechend MIRKA-Sensoren angenommen [24]. Hierfür werden ein elektrischer Leistungsbedarf von 60-80 W und eine Masse von 8,8 kg angesetzt. Bei einer weiteren Miniaturisierung einzelner Komponenten könnte bei gleichbleibender Systemmasse, jedoch zusätzlichem Entwicklungsaufwand, eine größere Zahl von Meßstellen betrieben werden. Zusätzlich sind in der Massenbilanz $m = 9,5 \text{ kg}$ für Experimente-Elektrik und -Elektronik berücksichtigt. Die Meßwerterfassung und -speicherung kann mit einer schon bei EXPRESS und MIRKA eingesetzten und zum Datenmanagementsystem kompatiblen Elektronik durchgeführt werden [89].

4.3 Massen- und Energiebilanz

Für die Berechnung des Schwerpunkts und der Trägheitsmomente werden für die einzelnen, als homogen angenommenen Teilkörper entweder die Dichte des gewählten Werkstoffs oder die Außenabmessungen in Verbindung mit einer Massenschätzung festgelegt. Die Tab. 4.2 stellt die Massen der einzelnen Subsysteme sowie deren Anteil an der Gesamtmasse zusammen. Mit einer Gesamtmasse von 170 kg liegt der Flugkörper deutlich unter der Kapazität des FOTON-

Subsystem	Baugruppe	Masse [kg]	Anteil [%]
Struktur		41,5	24,5
	Außenhaut	14,8	
	Bodenplatte	5,2	
	Hauptplattform	12,5	
	Strebenräder/Stützen	6,7	
	Obere Plattform	2,3	
Hitzeschild		36,1	21,2
	Nasenkappe	4,4	
	Unterseite (konisch)	15,6	
	Unterseite (abgeplattet)	5,3	
	Oberseite	10,8	
Flugführung		18,9	11,1
	Triebwerke	1,3	
	N ₂ -Tanks (gefüllt)	4,2	
	Leitungen, Filter etc.	1,5	
	Inertialplattform	9,1	
	GPS-Empfänger, Antenne	2,8	
Datenverarbeitung		8,0	4,7
Bergungssystem		15,0	8,8
	Behälter	2,8	
	Fallschirm	10,6	
	Elektronik	1,6	
Energieversorgung		6,0	3,5
Experimente		31,3	18,4
	Heckklappen	7,0	
	Klappen-Aktuatoren	6,0	
	PYREX/RAFLEX	8,8	
	Elektronik	9,5	
Auslegungsreserve, Verkabelung		13,2	7,8
Gesamtsystem		170,0	100

Tab. 4.2: Massenbilanz des Fahrzeugentwurfs

Trägersystems für externe Nutzlasten.

In der Tab. 4.3 sind die mit der Gesamtlänge normierten Schwerpunktskoordinaten, bezogen auf das in der Abb. 4.1 definierte System mit Ursprung am Heck des Flugkörpers, sowie die Hauptträgheitsmomente angegeben. Auf Grund der bezüglich der Hochachse unsymmetrischen Massenverteilung ist das Hauptachsensystem gegenüber dem an die geometrischen Hauptachsen gebundenen Ausgangssystem um etwas mehr als 6° geneigt. Der resultierende Schwerpunkt des Flugkörpers läßt nach Abschnitt 5.3 eine Gleichgewichtslage im Anstellwinkelbereich von $\alpha = 10\text{-}20^\circ$ erwarten.

Für die Energieversorgung wird von einer Batteriekapazität von ca. 600 Wh ausgegangen. Dem steht der prognostizierte Leistungsbedarf der einzelnen Subsysteme gegenüber, der in der Tab. 4.4 aufgelistet ist. Für die Experimente wurde pauschal ein Wert festgelegt, der ausreichen dürfte, auch eine umfangreiche Sensor-Ausstattung zu versorgen. Unter der Rubrik „Sonstiges“ werden Kleinverbraucher wie z. B. die Elektronik für die Fallschirmauslösung erfaßt. Unter Berücksichtigung der relativ kurzen Dauer der eigentlichen Wiedereintrittsmission und einer zusätzlichen Vorlaufzeit zur Initialisierung des Navigationssystems im außeratmosphärischen Flugsegment scheint das Energieversorgungssystem ausreichend dimensioniert. Eine über diese Abschätzung hinausgehende, detailliertere Konzipierung der Energieversorgung wäre Bestandteil einer nachfolgenden Projekt-Definitionsphase.

Schwerpunkt [-]	Hauptträgheitsmomente [kg m ²]
$x/l = 0,42$	$I_{xx} = 12,88$
$y/l = 0,0$	$I_{yy} = 39,92$
$z/l = 0,028$	$I_{zz} = 40,39$

Tab. 4.3: Trägheitseigenschaften des COLIBRI-Flugkörpers

Subsystem	elektr. Leistungsbedarf [W]
Lage- und Bahnbestimmung (INS/GPS)	60 - 80
Triebwerke	50
Datenverarbeitung	60
Klappen-Aktuatoren	80 - 100
Experimente	60 - 80
Sonstiges	30
Gesamt	340 - 400

Tab. 4.4: Prognostizierter Leistungsbedarf der Subsysteme

5 Flug- und Systemanalyse

Eine detaillierte Analyse des gewählten Missionsszenariums und des Fahrzeugkonzepts erfordert zunächst eine Konkretisierung der Missions-Randbedingungen. In Anlehnung an die MIRKA-FOTON-Mission wurden Anfangswerte der Position und der Geschwindigkeit entsprechend der [Tab. 5.1](#) gewählt. Diese beziehen sich auf die FOTON-typische Ausgangsbahn von 400×200 km mit einem Deorbitimpuls von $\Delta v = 132$ m/s entgegen der Flugrichtung. Die Wahl eines zum Erreichen der Missionsziele geeigneten Landepunkts wird im Abschnitt 5.2 diskutiert. Zunächst wird angenommen, daß der Zielpunkt innerhalb des durch die Auftriebseigenschaften des Flugkörpers gegebenen Gebiets frei wählbar ist.

Nach Abschnitt 3.1 kann für die Bestimmung von Flugleistungen und -lasten die Rotationsbewegung des Flugkörpers vernachlässigt und somit das Fahrzeugmodell vereinfacht werden. Insbesondere reichen in diesem Fall die beiden Parameter Gleitzahl (A/W) und Ballistischer Koeffizient β_k zur Beschreibung der aerodynamischen Eigenschaften aus. Die [Tab. 5.2](#) zeigt die in den beiden folgenden Abschnitten für die 3D-Simulationen verwendeten Werte. Sie basieren auf der Newtonschen Modellannahme und entsprechen einem mit Klappenwinkeln η zwischen 0° und 10° ausgetrimmten Zustand des Flugkörpers [8].

5.1 Aerothermodynamische Belastungen

Als Auslegungstrajektorie für die Berechnung von Wärmelastverteilungen auf der Fahrzeugoberfläche, die als Basis für den Thermalschutz-Entwurf dient, wird ein Seitenreichweitenflug ($\mu_a = -45^\circ = \text{konst.}$) gewählt. Dieser ist, wie später gezeigt wird, bezüglich der Fluglasten repräsentativ für einen großen Teil des erreichbaren Landegebiets. Der zugehörige Flugverlauf ist

	Position	Geschwindigkeit
$\vec{X}(t=0 \text{ s})$	$\lambda_0 = 22,84^\circ$ $\delta_0 = -34,685^\circ$ $h_0 = 400 \text{ km}$	$v_0 = 7481,9 \text{ m/s}$ $\gamma_0 = 0,0^\circ$ $i = 62,8^\circ$

Tab. 5.1: Anfangszustand der Referenzmission

hypersonische Gleitzahl	$(A/W) = 0,6$
Ballistischer Koeffizient	$\beta_k = 600 \text{ kg/m}^2$

Tab. 5.2: Aerodynamische Eigenschaften für 3D-Bahnsimulationen

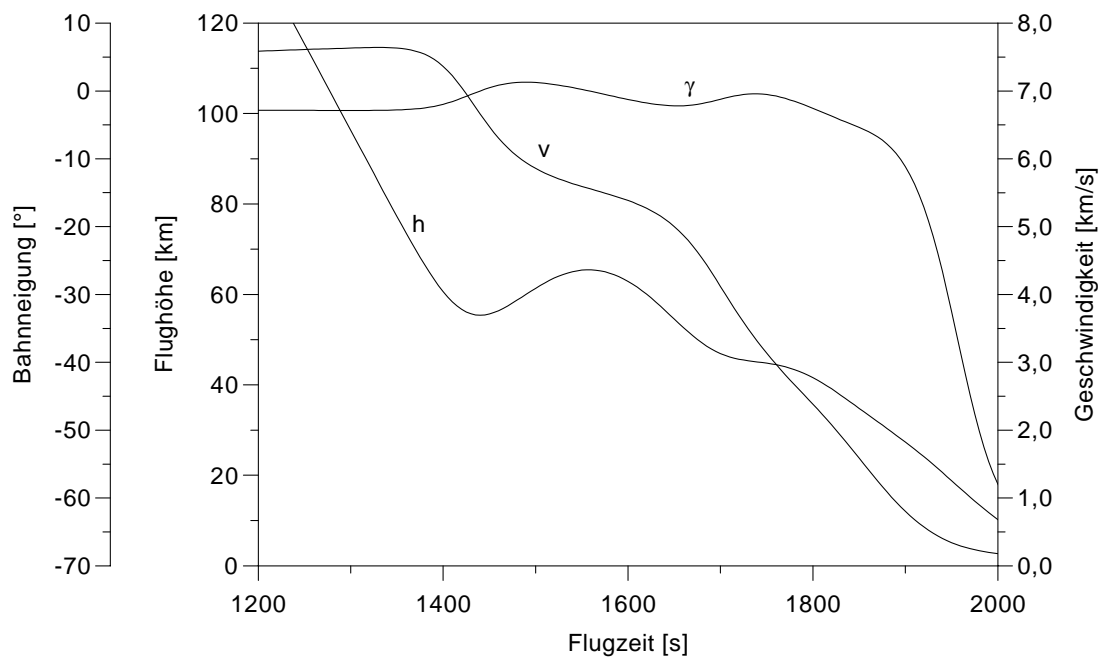


Abb. 5.1: Auslegungstrajektorie – Zeitlicher Verlauf der Flugbahngrößen

in der [Abb. 5.1](#) dargestellt. Er zeigt ein für diese Fahrzeugklasse typisches Bild. Im Bereich der dichteren Atmosphäre richtet sich der Flugkörper wieder auf (positive Bahnneigung), was mit einem Abbau an kinetischer Energie und damit an Geschwindigkeit verbunden ist. Erst gegen Ende des Fluges (ab ca. 30 km Höhe) nimmt der Bahnneigungswinkel deutlich ab.

5.1.1 Äußere Belastungen

Zur Ermittlung der Wärmelastverteilung auf der angeströmten Fahrzeugunterseite werden verschiedene, vom Staupunkt ausgehende Stromlinien betrachtet. Die [Abb. 5.2](#) zeigt für die Bedingungen der Auslegungstrajektorie den zeitlichen Verlauf der Wärmebelastung für verschiedene Positionen S entlang der Staustromlinie unter der Annahme vollkatalytischer Oberflächeneigenschaften. Die Lage der betrachteten Punkte kann der 3D-Ansicht des Flugkörpers entnommen werden. Diese zeigt zusätzlich den Verlauf einiger Stromlinien für einen Anstellwinkel von $\alpha = 10^\circ$. Die Größe Φ gibt den von der Staustromlinie ausgehenden Umfangswinkel an. Für den Staupunkt ist zum Vergleich der Verlauf angegeben, wie er sich nach dem einfachen Modell Gl. (2.12)¹ ergibt. Der prinzipielle Verlauf ist nahezu identisch, das Lastniveau jedoch unterscheidet sich um ca. 25 % von dem für den Systementwurf eingesetzten Verfahren nach [3]. Dies belegt die Eignung von Gl. (2.12) für Systementwurfsaufgaben, falls eine Skalierung des Modellparameters C anhand von Detailrechnungen durchgeführt wird. Für Missionsanalysen

¹ Als Modellparameter in Gl. (2.12) wurden wie im Kap. 3 $C = 5,21 \cdot 10^{-5}$ und $x = 3,15$ gewählt.

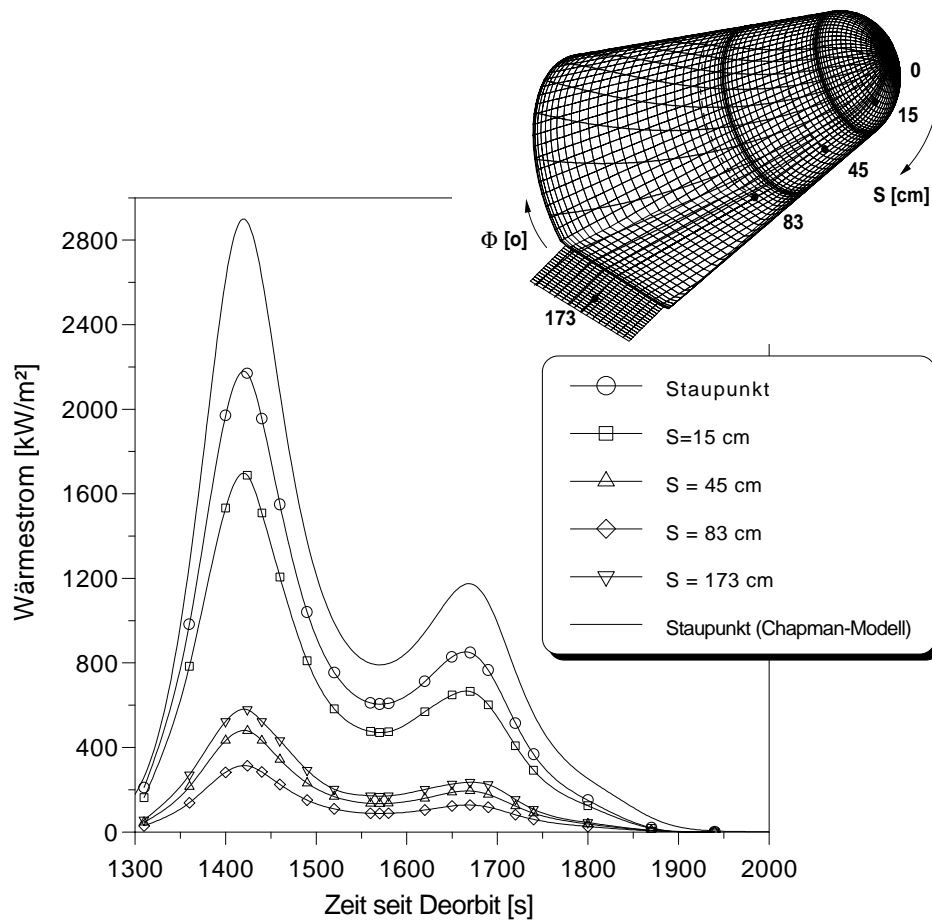


Abb. 5.2: Zeitlicher Verlauf der Wärmebelastung entlang der Staustromlinie

kann daher Gl. (2.12) in einer angepaßten Form

$$\dot{Q} \text{ [W/m}^2\text{]} = 3,9 \cdot 10^{-5} \cdot \sqrt{\frac{\rho(t) \text{ [kg/m}^3\text{]}}{r_N \text{ [m]}}} \cdot (v \text{ [m/s]})^{3,15} \quad (5.1)$$

eingesetzt werden.

Weiterhin zeigt die Abb. 5.2, daß der Wärmestrom entlang der Staulinie auf dem sphärischen Nasensegment stark abnimmt. Im vorderen konischen Rumpfteil ($S = 45 \text{ cm}$) kann bereits ein Abklingen der Belastung auf Werte um 500 kW/m^2 ($< 25\%$ der Maximallast) festgestellt werden. Die Wärmebelastung auf den Heckklappen ($S = 173 \text{ cm}$) liegt geringfügig über der auf dem konischen Oberflächenabschnitt und deutlich über der im abgeplatteten Bereich. Der in der Abb. 5.3 dargestellte Gesamtdruckverlauf² weist zu Beginn des dargestellten atmosphärischen

² Unter Gesamtdruck p_{ges} wird hier der Druck verstanden, den eine Drucksonde am betrachteten Oberflächenpunkt messen würde. Der Staudruck ergibt sich dann aus $(p_{\text{ges}} - p_{\infty})$. Dieser wiederum unterscheidet sich in Nicht-Kontinuumsbereichen von dem meist in Bahnsimulationen verwendeten Bezugs-Staudruck (dynamischer Druck) $q = \rho v^2/2$.

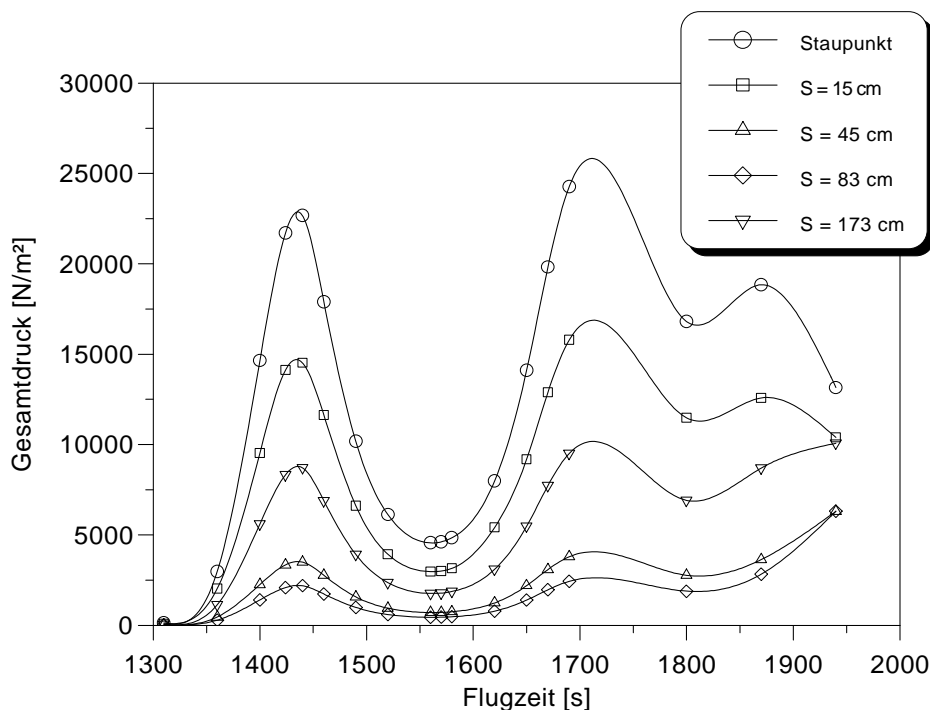


Abb. 5.3: Zeitlicher Verlauf des Gesamtdrucks entlang der Staustromlinie

Flugsegments einen dem Wärmestrom ähnlichen Verlauf auf. Dabei tritt die erste mechanische Belastungsspitze zeitlich nach der thermischen Maximalbelastung auf. Der p_{ges} -Spitzenwert von ca. 25 kN/m² im Staupunkt wird mit dem zweiten lokalen Maximum bei einer Flughöhe von ca. $h = 47$ km erreicht. Die Abb. 5.4, in der der Staudruck ($p_{\text{ges}} - p_{\infty}$), der Umgebungsdruck p_{∞} sowie der Bezugs-Staudruck q über der Flugzeit aufgetragen sind, macht deutlich, daß die Gesamtdruckkurve vom herrschenden Staudruck dominiert wird. Erst gegen Ende des Fluges wird der Einfluß des Umgebungsdrucks spürbar. Im unteren Flugbereich nähern sich dann erwartungsgemäß der physikalische Staudruck ($p_{\text{ges}} - p_{\infty}$) und der q -Wert einander an.

Die Abb. 5.5 zeigt für ausgewählte Querschnitte die Wärmelastverteilung in Umfangsrichtung. Der betrachtete Zeitpunkt t entspricht dem Zeitpunkt maximaler Staupunktswärmelast. Die Werte für $\Phi = 0^\circ$ stellen die Belastungen auf der Staustromlinie dar. Die Wärmestrombelastungen nehmen danach in Umfangsrichtung deutlich ab. Bei $\Phi = 90^\circ$ ³ ergibt sich auf der Nasenkappe eine Reduzierung um ca. 25%, auf dem konischen Oberflächensegment ($x = 0,39$ m) um fast 50%. Deutlich wird auch der sprunghafte Wärmelastanstieg beim Übergang von der Abplattung zur konischen Oberfläche ($x = 0,77$ m und $x = 1,23$ m). Mit zunehmendem Umfangswinkel sind die Belastungen auf der Kegelschale nahezu unabhängig von der Längskoordinate.

Die Abb. 5.6 zeigt exemplarisch für den Querschnitt bei $x = 0,77$ m und verschiedene Umfangswinkel Φ die Wärmelastverteilung über der Flugzeit im Höhenbereich zwischen 90 und 40 km.

³ Für größere Umfangswinkel ist die Aussagefähigkeit des Verfahrens nach [3] begrenzt, so daß die für $\Phi > 90^\circ$ dargestellten Werte nur qualitativ die tatsächlichen Verhältnisse wiedergeben.

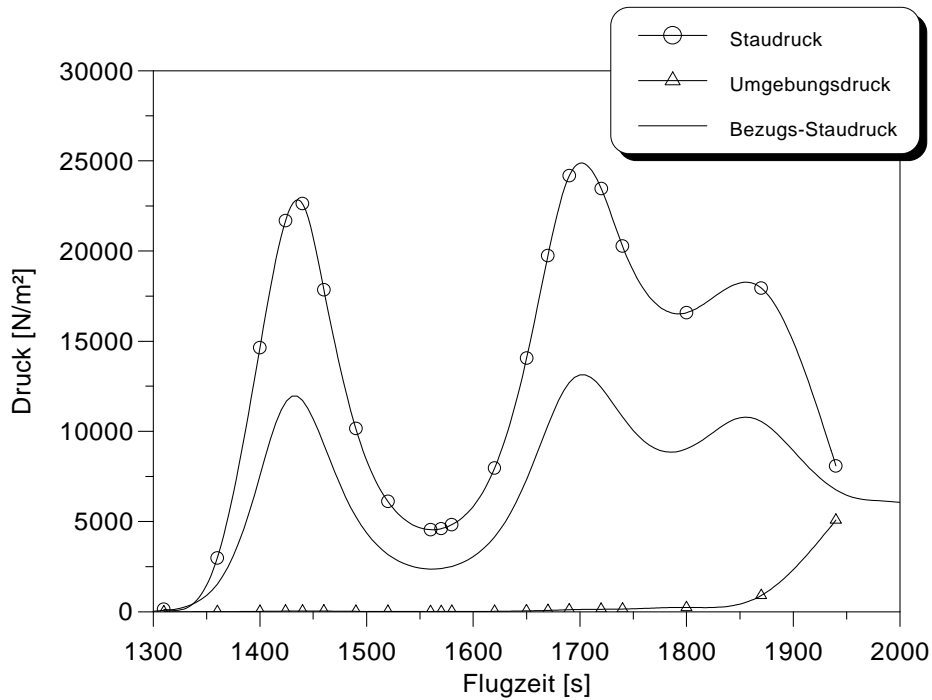


Abb. 5.4: Vergleich der Druckgrößen im Staupunkt

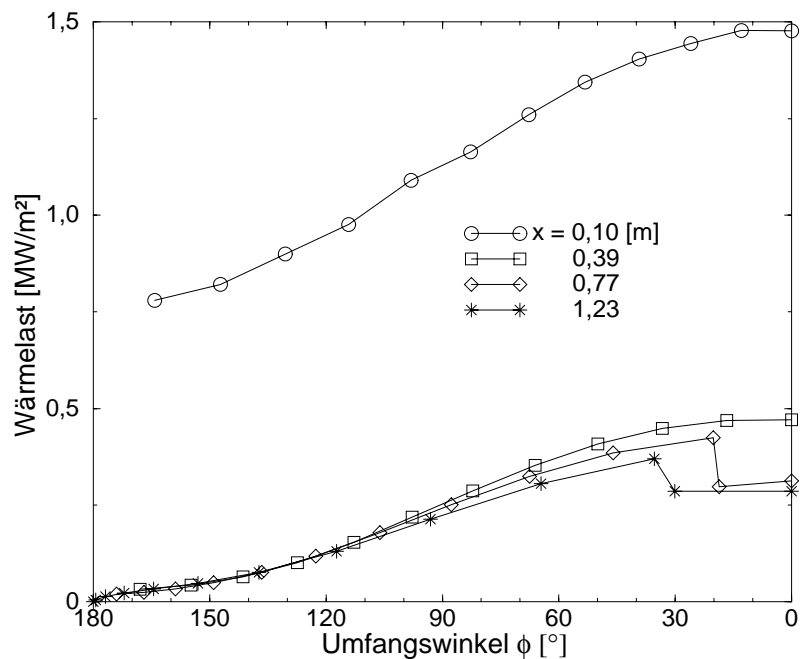


Abb. 5.5: Wärmelasten in Umfangsrichtung für den Zeitpunkt maximaler Staupunktswärmelast ($t = 1420$ s, $h = 56,7$ km)

Es ist erkennbar, daß die Änderungen des Wärmelastniveaus in Φ -Richtung über den gesamten Hyperschall-Flugbereich relativ gleichmäßig sind. Weiterhin wird verdeutlicht, daß im Bereich der Abplattung ($\Phi = 0^\circ$) die Wärmelasten geringer sind als im konischen Oberflächenbereich.

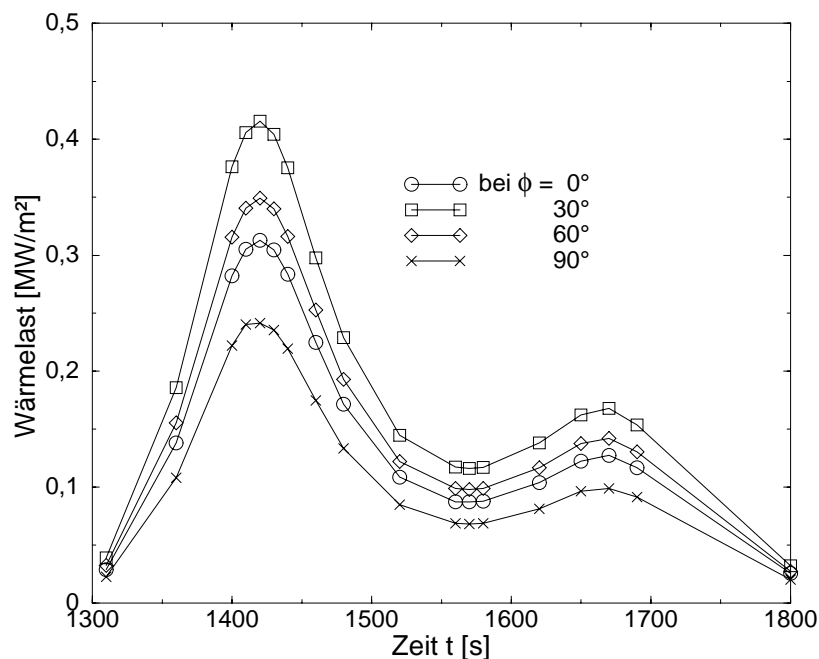


Abb. 5.6: Zeitlicher Verlauf der Wärmelasten für verschiedene Umfangswinkel Φ ($x = 0,77$ m)

Bei $\Phi = 60^\circ$ liegen die Belastungen immer noch über dem Wert auf der abgeplatteten Fahrzeugunterseite.

In Ergänzung zur [Abb. 5.5](#) ist in der [Abb. 5.7](#) die Temperaturverteilung an der Oberfläche dargestellt, wie sie sich über die Stefan-Boltzmann-Beziehung Gl. (2.14) ergibt. Für den Emissionsgrad ϵ wurde hierbei ein Wert von 0,9 angenommen, der als repräsentativ für die auf der hochbelasteten Unterseite eingesetzten C/C-SiC-Hitzeschutzmaterialien angesehen werden kann. Auf Grund des T^4 -Gesetzes ist die Temperaturabnahme deutlich geringer ausgeprägt als im Fall der Wärmelast. Für die Nasenkappe kann bei $\Phi = 90^\circ$ ein Abfall um ca. 150 K auf 2150 K beobachtet werden. Auf der konischen Oberfläche ($x = 0,39$ m) sinkt die Wandtemperatur gleichzeitig von 1750 K auf 1500 K ab.

Für die sich anschließende Thermalschutzauslegung werden die Belastungen entlang der Staustromlinie zugrundegelegt. Dieser Ansatz beinhaltet auf Grund der dort – die Abplattung ausgenommen – höheren Belastungen für die mit einer Erstausslegung verbundenen Ungenauigkeiten genügend Sicherheitsreserven. Andererseits ist der Lastabfall in Umfangsrichtung nicht signifikant genug, um aus dieser Vereinfachung eine Überdimensionierung des Hitzeschutzes erwarten zu können⁴. Zudem ist aus fertigungstechnischen Gründen nur eine stufenweise Anpassung des TPS-Systems an in Umfangsrichtung abnehmende Thermallasten sinnvoll.

Die [Abb. 5.3](#) ermöglicht in Verbindung mit der [Abb. 5.4](#) auch eine erste Abschätzung der für

⁴ Diese Annahme wird durch die im nächsten Abschnitt diskutierten Ergebnisse bestätigt.

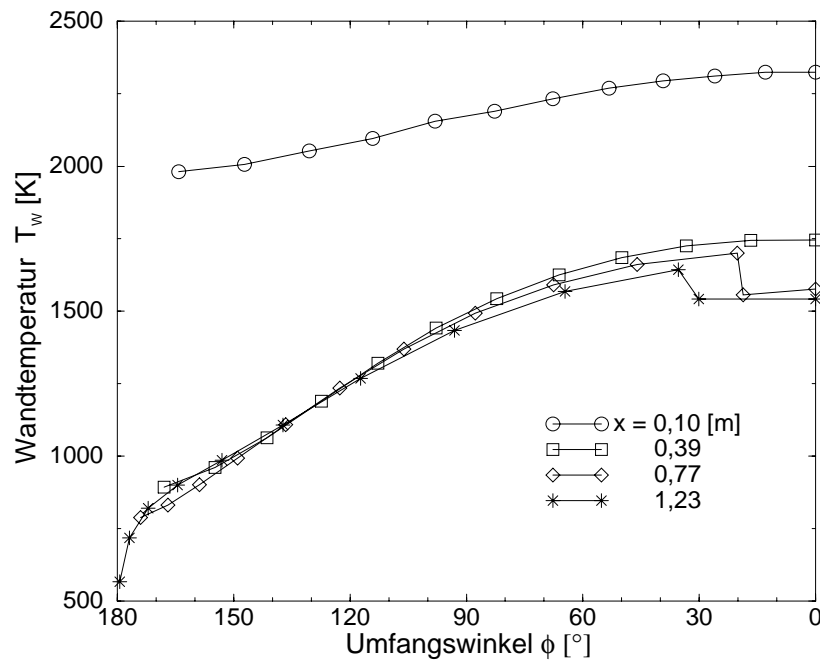


Abb. 5.7: Wandtemperaturen in Umfangsrichtung für den Zeitpunkt maximaler Staupunktswärmebelast ($t = 1420$ s, $h = 56,7$ km)

die Auslegung der Heckklappen wichtigen maximal auftretenden Druckkraft. Für $t = 1690$ s gilt danach auf der Klappe (Punkt $S = 173$ cm): $(p_{\text{ges}} - p_{\infty})_{\text{max}} = 9400 \text{ N/m}^2$. Bei einer Klappenfläche von $0,0704 \text{ m}^2$ (eine Klappe: $0,22 \times 0,32 \text{ m}^2$) ergibt sich eine Klappenbelastung von $F = 662 \text{ N}$.

5.1.2 Thermalschutz-Auslegung

Bei der Auswahl eines Konzeptes für das Thermalschutzsystem müssen hauptsächlich zwei aerothermodynamische Parameter berücksichtigt werden: die maximale Wärmebelastung bzw. die maximale Oberflächentemperatur sowie die integrale Wärmebelastung. Die maximale Wärmebelastung ist über die maximale Einsatztemperatur ausschlaggebend für die Wahl des Isolationsmaterials. Die TPS-Dicke wird hingegen von der integralen Wärmebelastung und der Art der Lastakkumulation (Wärmelastprofil) bestimmt. Weitere Auslegungsparameter ergeben sich durch die missionsspezifisch vorgegebenen Temperatur-Grenzwerte und -Randbedingungen.

Annahmen und Vorgehensweise Die Auslegungsrechnungen wurden am Beispiel des amerikanischen HRSI-Systems („High Temperature Reusable Surface Insulation“), [Abb. 5.8](#) [15], durchgeführt. Dieses sieht ähnlich dem beim Space Shuttle verwendeten Aufbau auf einer Aluminium-Unterstruktur aufgeklebte Kacheln vor. Sie bestehen aus einem keramischen Isolationsmaterial, das zum Schutz gegen Oxidation und Wasseraufnahme mit einer Oberflächen-

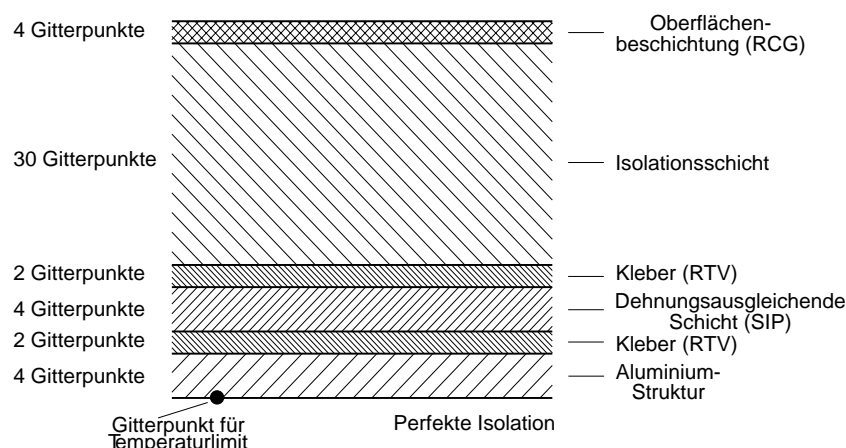


Abb. 5.8: Aufbau des HRSI-Thermalschutzsystems [41]

beschichtung („Reaction-Cured Borosilicate Glass“, RCG) versehen ist. Die Kacheln sind mit einem Silikon-Kleber („Room Temperature Vulcanizing Adhesive“, RTV) auf der Aluminium-Unterstruktur befestigt. Aufgrund der unterschiedlichen Wärmeausdehnungskoeffizienten von Kachel und Struktur ist zum Schutz der Kachel eine dehnungsausgleichende Schicht („Strain Insulation Pad“, SIP) zwischen Kachel und Struktur angebracht.

Die Strukturrückseite wurde zum Innenraum als perfekt isoliert angenommen. Im Falle dieses konservativen Auslegungsansatzes kann die eingebrachte Wärme nur im TPS-System gespeichert werden, die Wärmeabgabe an den Innenraum wird unterdrückt. Neben dem Aufbau des TPS-Systems zeigt die [Abb. 5.8](#) noch dessen Belegung mit den für das Differenzenverfahren benötigten Gitterpunkten. Die wichtigsten Materialdaten obiger TPS-Komponenten sowie diejenigen des in Voruntersuchungen von HINÜBER [41] und in [67] ausgewählten Isolators sind in der [Tab. 5.3](#) zusammengestellt. Der Isolator LI 900 („Lockheed Insulation“, die Zahl gibt die Dichte in US-Einheiten an, 9 lb/ft³) wurde im Rahmen des Space Shuttle-Programms qualifiziert [77] und wird in geringer belasteten Bereichen des Shuttle Orbiters eingesetzt [19].

Weitere Annahmen wurden entsprechend den Spezifikationen der MIRKA-Mission getroffen [24]: Als Anfangstemperatur für die Thermalanalyse wurde $T_0 = 307 \text{ K} \approx 34^\circ\text{C}$ vorgegeben, was die Fahrzeugaufheizung im Orbit durch äußere Einflüsse berücksichtigt. Die Temperatur an der Struktur-Innenseite soll $T_{\text{max,R}} = 338 \text{ K} \approx 65^\circ\text{C}$ nicht überschreiten. Weiterhin wird das TPS-System für einen Zeitraum von $\Delta t = 2000 \text{ s}$, bezogen auf den Eintritt in die Atmosphäre, ausge-

Material	Dicke d [mm]	Dichte ρ [kg/m ³]	$T_{\text{max,zul.}}$ [K]
RCG	0,305	1665,9	1922
RTV	0,305	1409,6	561
SIP	2,286	86,5	k.A.*
Aluminium	2,286	2803,2	450
LI 900	zu opt.	144,2	1922

*k.A.: keine Angabe

Tab. 5.3: Materialdaten der Komponenten des Thermalschutzsystems [15, 77]

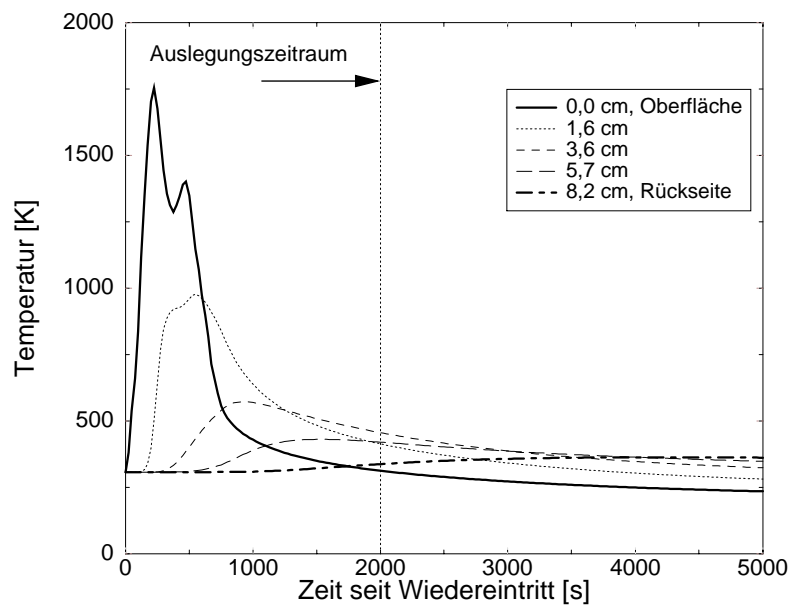


Abb. 5.9: Temperaturverlauf im TPS bei $S = 45$ cm (konischer Fahrzeugteil)

legt. Dies entspricht bei einer angenommenen Fallschirm-Sinkgeschwindigkeit von 6 m/s einem Zeitpunkt von ca. 350 s nach der Landung, bis zu dem geeignete Maßnahmen (z. B. Innenraum-Belüftung) ergriffen werden sollten, um eine Überschreitung der vorgegebenen Temperatur zu vermeiden.

Um Unsicherheiten bezüglich der Katalyzität typischer C-C/SiC-Oberflächenbeschichtungen und damit des Wärmelastniveaus zu begegnen, wird die Flugkörperaufheizung sowohl für Belastungsprofile entsprechend den [Abb. 5.2](#) und [5.3](#), die auf der vollkatalytischen Annahme basieren, als auch für mit einem Faktor 0,7 skalierte Werte bestimmt⁵.

Ergebnisse Die [Abb. 5.9](#) zeigt den zeitlichen Temperaturverlauf im TPS während der atmosphärischen Flugphase exemplarisch für den vorderen Bereich der Staustromlinie ($S = 45$ cm). Aus dem Diagramm geht hervor, daß im Gegensatz zu Punkten innerhalb der TPS-Struktur die Temperaturen an der Innenwand über den Auslegungszeitraum von 2000 s hinaus ansteigen. Nach [Abb. 5.10](#) werden die maximalen Belastungen zwischen 4000 und 5000 s erreicht⁶. Auf den Einfluß des Auslegungszeitraums wird weiter unten noch eingegangen.

Die [Tab. 5.4](#) gibt eine Zusammenstellung der Ergebnisse für verschiedene Positionen S . Dabei bezeichnet $\max. T$ die maximal auftretende Oberflächentemperatur, $\max. \dot{Q}$ und Q den maximalen Wärmestrom bzw. die integrale Gesamtbelastung, d die berechnete TPS-Gesamtdicke

⁵ Dieser Faktor wurde aus Meßergebnissen für C-C/SiC-Material von am IRS durchgeführten Plasmawindkanalversuchen abgeleitet und hat sich auch in neueren Untersuchungen bestätigt [47].

⁶ Die Auslegungstemperatur $T_{\max,R} = 338$ K wird natürlich entsprechend den gewählten Auslegungsbedingungen bei $t = 2000$ s erreicht.

Bereich	S [cm]	max. \dot{Q} [kW/m ²]	max. T [K]	Q [MJ/m ²]	d^* [cm]	m/A^* [kg/m ²]
Nase	15	1687	2415	342	10,7	22,6
Konus	45	478	1754	98	8,3	19,1
Abplattung	83	313	1575	64	7,6	18,1

*inkl. Al-Struktur (Dicke Al: 2,286 mm, Flächengew. Al: 6,4 kg/m²)

Tab. 5.4: Ergebnisse der TPS-Analyse

(inklusive Unterstruktur) und m/A das sich ergebende spezifische Flächengewicht.

Der Tabelle kann entnommen werden, daß stromab der Koordinate $S = 15$ cm nur noch geringe Dickenänderungen Δd auftreten. Dies bedeutet, daß das TPS-Gewicht im wesentlichen von den flächenspezifischen Massenwerten des konischen und des abgeplatteten Körperbereichs bestimmt wird. Am vordersten Körperpunkt $S = 15$ cm kann das betrachtete Thermalschutzkonzept der HRSI-Kachel nicht verwendet werden, da die maximale Einsatztemperatur sowohl der Oberflächenbeschichtung als auch des Isolationsmaterials von 1922 K überschritten wird. Im Nasenbereich muß daher ein anderes Thermalschutzkonzept, z. B. ein C/C-SiC-Integralteil entsprechend dem Vorschlag im Kap. 4, verwendet werden.

Für die Abschätzung der Gesamtmasse des TPS wurde die Oberfläche des Flugkörpers in verschiedene Belastungszonen eingeteilt. Für diese ergeben sich unter Berücksichtigung der jeweiligen Oberfläche die Einzelmassen entsprechend der [Tab. 4.2](#)⁷. Der mit den eingesetzten Verfahren nicht berechenbare windabgewandte Bereich wird mittels Erfahrungswerten abgeschätzt.

Der [Abb. 5.10](#) kann entnommen werden, daß an der Struktur-Rückseite die Temperatur über den Auslegungszeitraum hinaus noch weiter ansteigt, wobei die Temperaturdifferenz ΔT zwischen dem maximal aufgetretenen Wert $\max. T(t)$ und der vorgegebenen Auslegungstemperatur $T_{\max,R}$ bei längeren Auslegungszeiträumen deutlich abnimmt. Nach der [Tab. 5.5](#) ist jedoch eine größere TPS-Dicke d notwendig, was naturgemäß in einem höheren Flächengewicht m/A resultiert. Auf Grund des großen Einflusses des Auslegungszeitraums muß also ein Kompromiß zwischen einer sicheren Auslegung (keine Überschreitung der Grenztemperatur) und einem nicht zu hohen spezifischen Flächengewicht gefunden werden. Einschränkend muß jedoch berücksichtigt werden, daß das verwendete physikalische Modell keine konvektive Abkühlung der Kapsel-Außenfläche berücksichtigt, die möglicherweise den Anstieg der Kapsel-Innenwandtemperatur günstig beeinflusst. Bei der MIRKA-Mission wurde während der Fallschirm-Phase und auch nach der Landung ein nahezu linearer Anstieg der Temperatur von 20°C innerhalb 1000 s ge-

⁷ Eine zum Vergleich für den bei MIRKA verwendeten oberflächengeschützten SPA-Ablator [44] durchgeführte Analyse [67] ergab einen Massenvorteil von ca. 5 kg bei gleichzeitig höherem Volumenbedarf für das nichtablative Konzept.

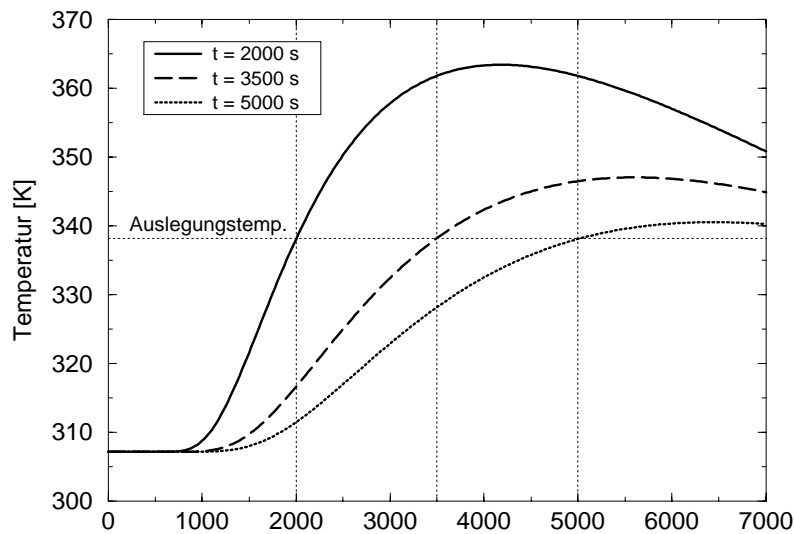


Abb. 5.10: Temperaturverlauf an der TPS-Rückseite in Abhängigkeit vom Auslegungszeitraum ($S = 45$ cm)

Δt [s]	d^* [cm]	m/A^* [kg/m ²]	max. T^{**} [K]	ΔT^{**} [K]	$t(\text{max.}T)^{**}$ [s]
2000	8,1	12,7	364	25,6	4216
3500	10,2	15,9	347	9,2	5678
5000	11,3	17,5	341	2,7	6537

*ohne Al-Struktur (Dicke Al: 2,286 mm, Flächengew. Al: 6,4 kg/m²)

**an der Struktur-Rückseite

Tab. 5.5: Einfluß des Auslegungszeitraums auf die TPS-Kennwerte ($S = 45$ cm)

messen [44], was von der Größenordnung her den Temperaturgradienten in der Abb. 5.10 im Bereich $t = 2000$ s entspricht. Da das Temperaturmaximum an der Struktur-Rückseite erst nach der Landung erreicht wird, ist es für eine korrekte, nicht überdimensionierte Auslegung des Thermalschutzsystems gleichermaßen wichtig, in welchem Zeitraum der Flugkörper geborgen werden kann und ob eventuell durch Öffnung von Lüftungsclappen eine Abkühlung des Innenraums der Kapsel erfolgt.

Eine entsprechende Sensitivitätsuntersuchung in [41], die den Einfluß der Starttemperatur, also der aus dem Orbitaufenthalt resultierenden Temperatur im Innenraum, auf die TPS-Kennwerte betrachtet, zeigt, daß auch diese Größe ein sehr sensibler Auslegungsparameter ist. So sinkt z. B. für die Position $S = 45$ cm bei einer Verringerung der Starttemperatur um 30°C auf 4°C⁸ die TPS-Dicke um 1,4 cm und damit das Flächengewicht um 2 kg/m², was einer Reduktion um

⁸ Dieser Wert entspricht der bei der MIRKA-Mission gemessenen Anfangstemperatur im Inneren der Kapsel [44].

S [cm]	max. \dot{Q} [kW/m ²]	max. T [K]	Q [MJ/m ²]	d^* [cm]	m/A^* [kg/m ²]
15	1181	2206	240	10,1	21,8
45	335	1602	68	7,8	18,4
83	219	1437	45	7,1	17,4

*inkl. Al-Struktur (Dicke Al: 2,286 mm, Flächengew. Al: 6,4 kg/m²)

Tab. 5.6: Ergebnisse der TPS-Analyse für teilkatalytische Oberflächeneigenschaften

16% entspricht.

Die Tab. 5.6 stellt Ergebnisse für mit einem Faktor 0,7 skalierte Lastprofile (teilkatalytische Oberflächeneigenschaften) bei ansonsten identischen Annahmen zusammen. Im Vergleich mit den Ergebnissen der vollkatalytischen Annahme, Tab. 5.4, überraschen die bezüglich der erforderlichen TPS-Dicke und des Flächengewichts geringen Unterschiede, die eine Gewichtersparnis von nur 3-4% bei einer um 30% verminderten äußeren Wärmelast bedeuten. Der Einfluß auf das Temperaturmaximum dagegen ist deutlicher ausgeprägt; z. B. sinkt der Spitzenwert im Nasenbereich bei verminderter Wärmelast um über 200°C. Die TPS-Analyse zeigt, daß die Katalyzitätseigenschaften im wesentlichen Auswirkungen auf die Spitzentemperatur haben. Die Dicke und damit die Masse des Hitzeschutzschildes wird nur in geringem Maß von dem Niveau des Wärmelastprofils beeinflusst.

Insgesamt weisen die Ergebnisse darauf hin, daß eine genaue Abschätzung der beiden Parameter Starttemperatur und Auslegungszeitraum sehr wichtig ist, um eine Fehldimensionierung des Thermalschutzsystems zu vermeiden. Dagegen spielt die Frage der Oberflächeneigenschaften des TPS-Materials eine geringere Rolle, da das Wärmelastprofil primär die Spitzentemperatur und damit die Materialauswahl bestimmt und nicht das TPS-Gewicht.

5.2 Flugführung und -regelung

Dieser Abschnitt beschreibt Untersuchungen zur Lenkungs- und Regelungsproblematik des Rückkehrfluges auftriebsgestützter Wiedereintrittskörper. Die Bestimmung optimaler Rückkehrbahnen unter Berücksichtigung missionsspezifischer Kriterien ist hierbei die Basis für eine detailliertere Missionsplanung und zugleich Voraussetzung für die Definition der Anforderungen an für diesen Fahrzeugtyp geeignete Lenkkonzepte und für deren Bewertung. Für diese Aufgabenstellung sind 3D-Bahnsimulationen ausreichend. Zur Ableitung von Anforderungen an das Lageregelungssystem müssen dagegen auch die rotatorischen Freiheitsgrade (6D-Bewegungssimulation) miteinbezogen werden.

5.2.1 Optimale Rückkehrbahnen

Annahmen und Vorgehensweise Im vorliegenden Fall wird die Steuerfunktion $\vec{u}(t)$ nach Gl.(2.24) durch einen abschnittsweise linearen Verlauf des Flugwindhängewinkels approximiert. Der Anstellwinkel wird jeweils entsprechend der aerodynamischen Gleichgewichtslage vorausgesetzt. Die zu minimierende Zielfunktion $F(\vec{p})$ wird in der Form

$$F = C \cdot f_1 \cdot \int \dot{Q} dt + (1 - C) \cdot f_2 \cdot \sum (\Delta\mu_a/\Delta t)^2 \quad (5.2)$$

gewählt. Sie berücksichtigt im Zeitintervall $[t_0, t_E]$ sowohl die integrale Wärmelast im Stau- punkt $F_1 = \int \dot{Q} dt$ als auch den Steueraufwand $F_2 = \sum (\Delta\mu_a/\Delta t)^2$ zum Erreichen eines vorgegebenen Zielgebiets. Die Komponente F_1 bestimmt maßgeblich die Auslegung des Thermalschutzsystems, während die Komponente F_2 ein Äquivalent für den Treibstoffbedarf darstellt und zugleich für eine möglichst geringe Beeinträchtigung von Flugexperimenten durch Lageänderungen sorgt. Nach der Skalierung der dimensionsbehafteten Komponenten über die Koeffizienten f_i kann mit Hilfe des Koeffizienten C die relative Gewichtung der beiden Komponenten zueinander festgelegt werden.

Die Restriktionen g der Flugbahnoptimierung sind zum einen die Landeabweichungen vom vorgegebenen Zielpunkt $\lambda_{\text{soll}}, \delta_{\text{soll}}$

$$\begin{aligned} g_1 &= \lambda_{\text{soll}} - \lambda(x_E) = 0 \\ g_2 &= \delta_{\text{soll}} - \delta(x_E) = 0, \end{aligned} \quad (5.3)$$

die bezüglich einer missionstypisch gewählten Endbedingung x_E , wie z. B. der Flughöhe, der Fluggeschwindigkeit oder der Machzahl, ausgewertet werden⁹. Zum anderen betreffen weitere Restriktionen die Einhaltung von Beschränkungen des Wärmestroms im Staupunkt \dot{Q} , des Staudrucks q und des Lastvielfachen n während des Wiedereintrittsfluges

$$\begin{aligned} g_3 &= \dot{Q}(t) - \dot{Q}_{\text{max}} \leq 0 \\ g_4 &= q(t) - q_{\text{max}} \leq 0 \\ g_5 &= n(t) - n_{\text{max}} \leq 0, \end{aligned} \quad (5.4)$$

wobei der Index „max“ die erlaubten Maximalwerte bezeichnet. Im Verlauf der Arbeit hat es sich als zweckmäßig erwiesen, zur Verbesserung der Konvergenz des Optimierungsverfahrens

⁹ Der bei Erreichen von x_E berechnete Flugzustandsvektor legt implizit die Flugzeit $t_E(x_E)$ fest.

für die Pfadbeschränkungen $g_3 - g_5$ eine alternative Formulierung vorzusehen:

$$g_i^* = - \int_{t_0}^{t_E} (x(t) - x_{\max}) \varrho \, dt \geq 0 \quad (5.5)$$

mit $\varrho = 1$ für $x(t) > x_{\max}$

$\varrho = 0$ für $x(t) \leq x_{\max}$

In diesem Fall wird gefordert, daß der Wert des Integrals von $(x(t) - x_{\max})$ verschwindet, wobei nach Gl. (5.5) nur in den Zeitabschnitten aufintegriert wird, in denen der momentane Wert $x(t)$ über dem vorgegebenen Maximalwert x_{\max} liegt. Dieser Ansatz ist dann sinnvoll, wenn für eine Belastungsgröße während des Wiedereintrittsfluges mehrere lokale Maxima zu erwarten sind oder über längere Zeit entlang dem vorgegebenen Maximalwert geflogen wird. Im vorliegenden Fall ergab sich mit der Methode nach Gl. (5.5) eine deutliche Verbesserung der Konvergenzgeschwindigkeit und damit eine Verminderung der Rechenzeit.

Die Annahmen bezüglich dem Anfangszustand und den Fahrzeugeigenschaften entsprechen denjenigen der TPS-Auslegungstrajektorie, Tab. 5.1 und Tab. 5.2. Die Endbedingung sowie die maximal zulässigen Fluglasten sind in der Tab. 5.7 zusammengestellt. Bei der Festlegung des maximal zulässigen Wertes \dot{Q}_{\max} muß berücksichtigt werden, daß für den durch die FOTON-Randbedingungen vorgegebenen vergleichsweise steilen Wiedereintritt generell eine ausgeprägte Lastspitze zu Beginn des atmosphärischen Flugabschnitts auftritt, die für den Geradeausflug, d. h. $\mu_a(t) = 0^\circ = \text{konst.}$, minimal ist [67]. Der gewählte Beschränkungswert orientiert sich daher an diesem durch die Eintrittsbedingungen gegebenen Minimum.

Endbedingung	h_E	=	5,0 km
Maximalwerte	\dot{Q}_{\max}	=	2,0 MW/m ²
	n_{\max}	=	3,0

Tab. 5.7: Endbedingung und maximal zulässige Lasten

Für die Berechnung des Staupunkts-Wärmestroms werden die Ergebnisse der Detailanalyse im Abschnitt 5.1.1 berücksichtigt, d. h. die hier angegebenen Staupunktwerte entsprechen einem Gleichgewichtsmodell mit vollkatalytischen Wandannahmen entsprechend Gl. (5.1). Sie repräsentieren damit die Obergrenze des real zu erwartenden Wärmeeintrags. Das gewählte Lastvielfache von $n_{\max} = 3$ [g] stellt einen typischen Wert für bemannte Missionen bzw. für empfindliche Nutzlasten bei unbemannten Missionen dar¹⁰. Als Endzustand wird die Flughöhe $h_E = 5$ km gewählt, da spätestens bei dieser Höhe der Landefallschirm ausgebracht werden muß und danach keine Steuerung der Kapsel mehr möglich ist. Die im Rahmen dieser Untersuchung betrachteten Zielpunkte $(\lambda_{\text{soll}}, \delta_{\text{soll}})$ decken das ohne Berücksichtigung von Pfadbeschränkungen

¹⁰ Für die im folgenden diskutierten Ergebnisbeispiele wurde die Restriktion g_4 nicht berücksichtigt, da der Staupdruckverlauf $q(t)$ qualitativ annähernd dem des Lastvielfachen entspricht und von der Größenordnung her als missionsunkritisch angesehen werden kann [8].

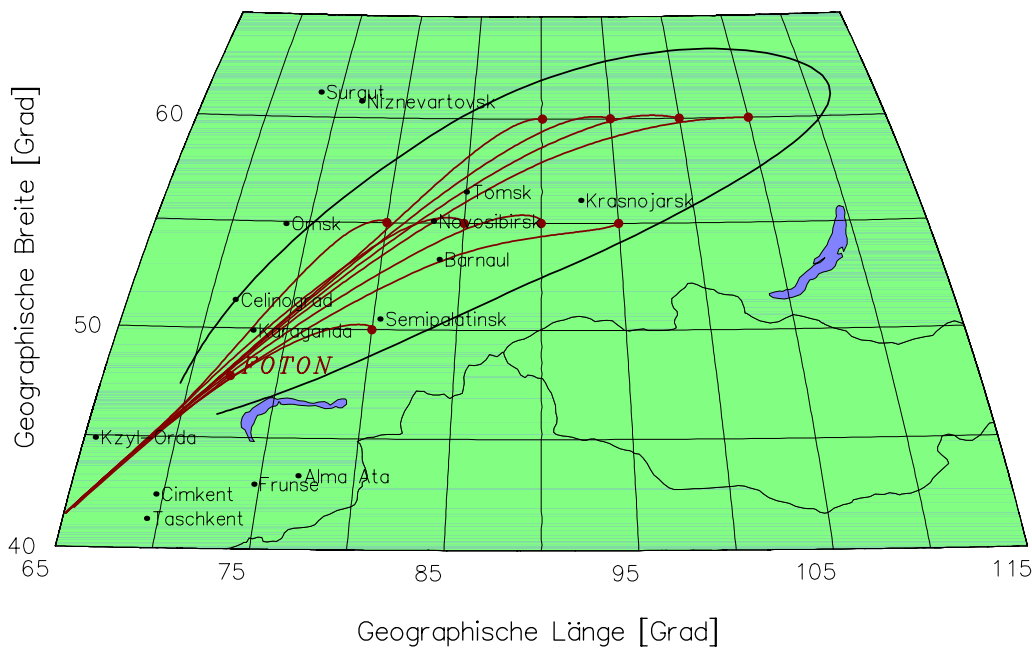


Abb. 5.11: Erreichbares Landegebiet mit betrachteten Zielpunkten (λ_{soll} , δ_{soll})

erreichbare Landegebiet¹¹ weitgehend ab, Abb. 5.11.

Ergebnisse Im weiteren werden die Optimierungsergebnisse für drei exemplarisch ausgewählte Zielpunkte diskutiert. Zunächst wird der **Punkt (90°, 60°)** betrachtet. Er liegt nach Abb. 5.11 im mittleren Bereich des Landegebiets. Die Abb. 5.12 vergleicht Optimierungsergebnisse für die beiden Grenzfälle der Zielfunktion Gl. (5.2) $C = 0$, minimaler Steueraufwand, und $C = 1$, minimale integrale Wärmelast, mit der für die Thermalauslegung gewählten Trajektorie und mit dem Ergebnis eines gelenkten Rückkehrfluges zum Zielpunkt entsprechend Abschnitt 5.2.2. Es sind die Steuergröße Flugwindhängewinkel und die Flugbelastungen über der atmosphärischen Flugzeit aufgetragen. Zugleich zeigt die Tab. 5.8 für die betrachteten Fälle die integrale Wärmelast im Staupunkt.

Die beiden Optimierungsergebnisse weichen bezüglich des Steuerverlaufs $\mu_a(t)$ deutlich voneinander ab. Während sich im Fall des minimalen Steueraufwands eine gleichmäßige, „glatte“ Steuerung ergibt, wird im zweiten Fall versucht, durch ausgeprägte Steueraus-schläge die integrale Wärmelast zu senken, was implizit eine Verkürzung der Flugzeit bedeutet. Der Blick auf die Tab. 5.8 zeigt jedoch, daß der Optimierungsspielraum bezüglich der integralen Wärmelast sehr begrenzt ist;

Steuerung	Q [MJ/m ²]
min. Steueraufwand, $C = 0$	470
min. integrale Wärmelast, $C = 1$	451
gelenkter Flug	448
$\mu_a = 45^\circ = \text{konst.}^*$	454

*Referenz TPS-Auslegung, Zielpunkt (85,9°, 60,6°)

Tab. 5.8: Zielpunkt (90°, 60°), integrale Wärmelast

¹¹ berechnet für Flugwindhängewinkelsteuerungen $\mu_a(t) = \text{konst.}$ im Bereich $\pm 90^\circ$

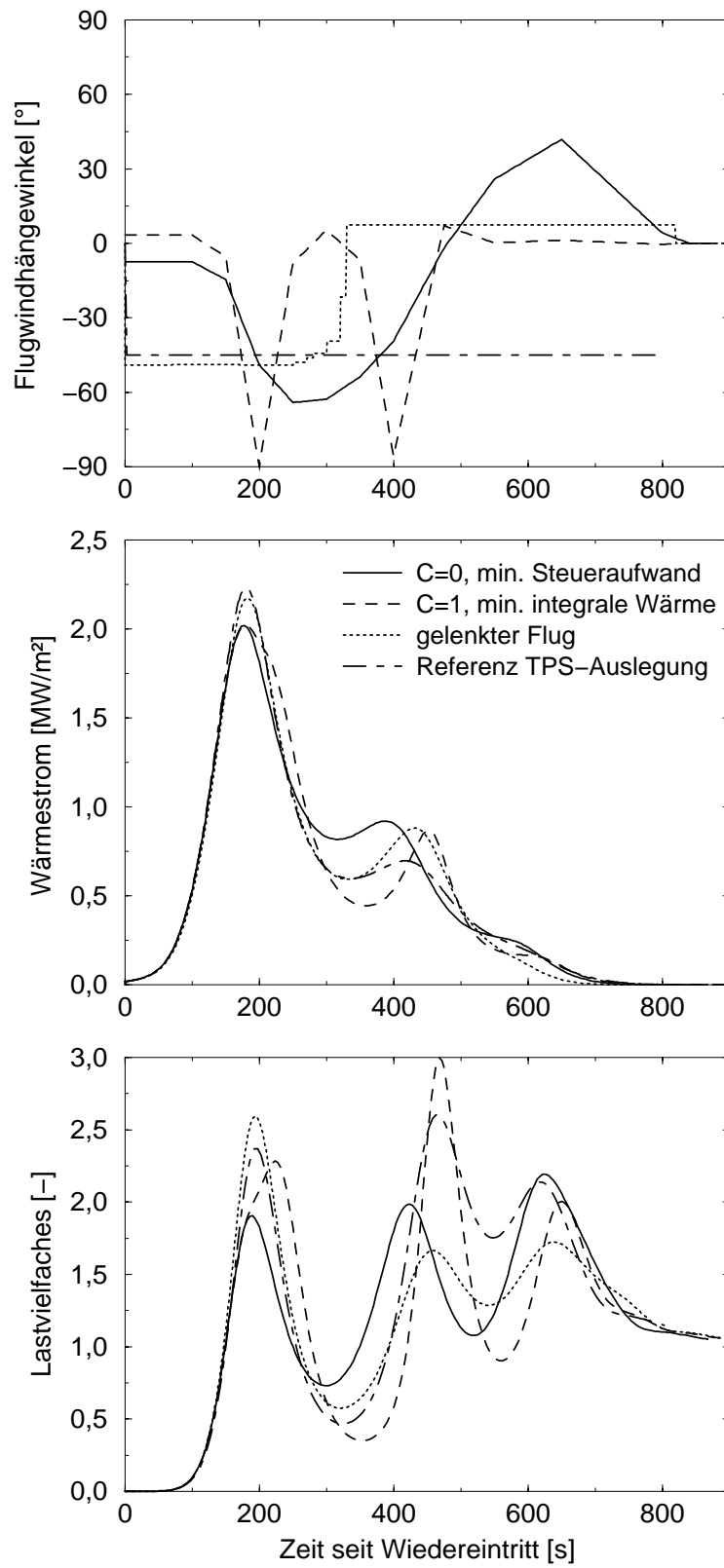


Abb. 5.12: Flugsteuerung und Flugbelastungen für Zielpunkt (90°, 60°)

gegenüber dem Fall $C = 0$, minimaler Steueraufwand, kann diese nur um 4% reduziert werden. Wie oben bereits erwähnt, wird der minimal mögliche Wärmelast-Spitzenwert maßgeblich von den Eintrittsbedingungen bestimmt. Ein entsprechend gewählter Beschränkungswert \dot{Q}_{\max} erzwingt daher für beide Optimierungsfälle ein anfängliches Verharren des Flugwindhängewinkels im Bereich um 0° , bevor wieder Spielraum zur Modifikation der Steuerung besteht. Die Korrelation zwischen der Flugsteuerung und der maximalen Wärmebelastung kann an den Steuer- und Wärmelastverläufen der beiden nicht optimierten Flugbahnen abgelesen werden; ein betragsmäßig größerer Steuerwinkel erhöht die Spitzenlast auf Werte um $2,2 \text{ MW/m}^2$. Die mechanische Lastbeschränkung $n_{\max} = 3$ wird nur für den Optimierungsfall „min. integrale Wärmelast“ infolge der vergleichsweise großen Steuerausschläge erreicht.

Insgesamt zeigt der Vergleich aller vier Fälle, daß sowohl die Form des Wärmelastprofils als auch die Gesamtbelastung Q nur schwach von der Flugsteuerung beeinflusst wird. Dies bedeutet zum einen, daß die auf der Basis der Trajektorie $\mu_a = 45^\circ = \text{konst.}$ im Abschnitt 5.1 diskutierte TPS-Auslegung auch für benachbarte Flugbahnen gültig ist. Zum anderen kann geschlossen werden, daß im vorliegenden Fall die primäre Aufgabe der Lenkung darin besteht, die Endrandbedingungen zu erfüllen, d. h. das Zielgebiet mit der geforderten Genauigkeit zu erreichen, da die thermischen Fluglasten nur schwach einflußbar sind und die mechanischen Lasten nur bei extremen Steuerausschlägen kritisch werden können. Als Bewertungsmaßstab für die Leistungsfähigkeit von Lenkverfahren sind Bahnoptimierungen für das Kriterium „minimaler Steueraufwand“ nicht nur auf Grund der geringeren Beeinträchtigung von Flugexperimenten, sondern auch wegen der geringeren mechanischen Lasten zu bevorzugen.

Für die weiter betrachteten Zielpunkte $(80^\circ, 50^\circ)$ und $(105^\circ, 60^\circ)$ wird in der Zielfunktion nur die Steueraufwandskomponente berücksichtigt, $C = 0$. Diese Punkte repräsentieren Flüge mit kurzer bzw. langer atmosphärischer Flugzeit. Nach Abb. 5.13 wird für den Zielpunkt $(80^\circ, 50^\circ)$ der Flugverlauf von der mechanischen Belastungsgrenze n_{\max} ¹² dominiert, der nahezu 300 s gefolgt wird. Zur Verkürzung des atmosphärischen Fluges ist ein komplexes Steuerprofil mit Flugwindhängewinkeln $\mu_a > 100^\circ$ erforderlich. Deutlich ist wiederum erkennbar, daß die Wärmestrombeschränkung \dot{Q}_{\max} einen Hängewinkel nahe 0° erzwingt. Der Punkt $(105^\circ, 60^\circ)$ dagegen wird mit moderaten Hängewinkeln $\mu_a < 40^\circ$ erreicht. Das Lastvielfache bleibt deutlich unter dem vorgeschriebenen Grenzwert. Entsprechend den unterschiedlichen Flugzeiten ergeben sich von dem Ergebnis für den Punkt $(90^\circ, 60^\circ)$ abweichende integrale Wärmelasten; nämlich bezogen auf den entsprechenden Optimierungsfall eine Verminderung um 22% bzw. ein Anstieg um 7%.

Insgesamt zeigen die Optimierungsergebnisse, daß Landepunkte, die eine starke Verkürzung der Flugreichweite erfordern, zwar anfliegbar, jedoch auf Grund der höheren mechanischen

¹² Diese wurde gegenüber dem Nominalwert $n_{\max} = 3,0$ leicht auf 3,1 abgeschwächt, da das Ziel ansonsten nicht mehr erreichbar ist.

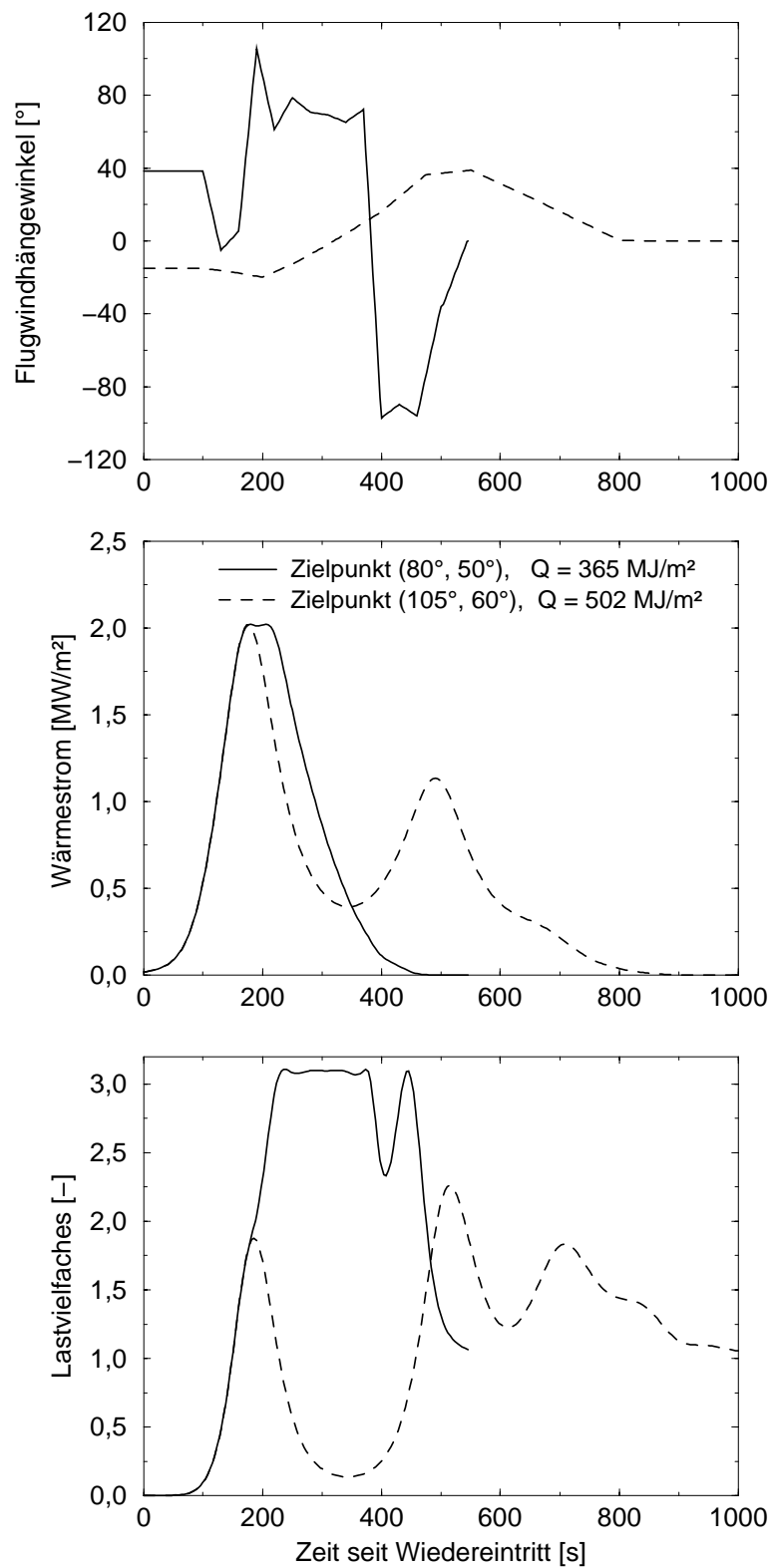


Abb. 5.13: Flugsteuerung und Flugbelastungen für Zielpunkte (80°, 50°) und (105°, 60°)

Fluglasten und des begrenzten Manövrierspielraums für die betrachtete Flugkörperklasse eher ungeeignet sind.

Daher ist ein Landepunkt im vorderen Bereich des Landegebiets wünschenswert, wobei jedoch Randlagen vermieden werden müssen, da auch hier der Manövrierspielraum zur Kompensation von Modellunsicherheiten und veränderlichen Umgebungsbedingungen gering ist, [Abb. 5.14](#). Optimierungsergebnisse unter Aufgabe der FOTON-Anfangsbedingung, d. h. für eine optimierte Wahl des Deorbitzeitpunkts und der Impulsgröße, haben gezeigt, daß diese Aussage unabhängig von der Mission für die hier betrachtete Flugkörperklasse Gültigkeit hat [11, 68].

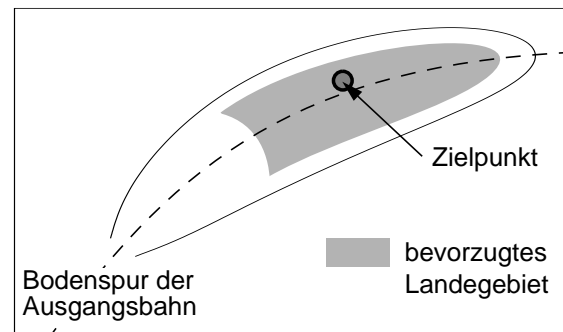


Abb. 5.14: Bevorzugter Landebereich innerhalb des erreichbaren Landegebiets, schematisch

5.2.2 Fluglenkung

Übersicht Für den äußeren Kreis der Flugführungs- und Flugregelungsaufgabe können prinzipiell zwei unterschiedliche Kategorien von Lenkverfahren angewandt werden, [Abb. 5.15](#). Im Fall der expliziten Lenkung (A) werden ausgehend vom momentanen Flugzustand die Zielabweichungen auf der Basis einer bordautonomen Bahnvorhersage ermittelt und daraus Steuerungen zur Beseitigung dieser Abweichungen abgeleitet, wobei die maximal erlaubten Fluglasten eingehalten werden müssen. Die Prädiktion der Flugbahn ist sowohl durch analytische Näherungsansätze als auch durch numerische Bahnintegration möglich. Die implizite Vorgehensweise (B) versucht dagegen, das Fahrzeug entlang im voraus berechneter und danach im Bordrechner abgelegter Trajektorien zu führen. Diese erfüllen typischerweise Optimalitätskriterien bezüglich der betrachteten Mission und können an den für die Fluglenkung eingesetzten Lenkalgorithmus angepaßt sein. Auch Kombinationen beider Verfahren sind möglich. Ein derartiger Ansatz wurde z. B. von PAUS entwickelt [57].

Für alle Verfahren gleichermaßen muß für praktische Anwendungen die Echtzeitfähigkeit, eine ausreichende Robustheit gegenüber Störungen und Modellunsicherheiten sowie Flexibilität gegenüber veränderten Missions- und Fahrzeugbedingungen gefordert und nachgewiesen werden. Die Echtzeitfähigkeit, z. B. die Durchführung aller für die Bestimmung von Steuerkommandos notwendigen Rechenoperationen im Bordrechner innerhalb eines für eine ausreichende Genauigkeit festgelegten Zeitabschnitts, steht naturgemäß in engem Zusammenhang mit den Leistungseigenschaften des Bordrechners.

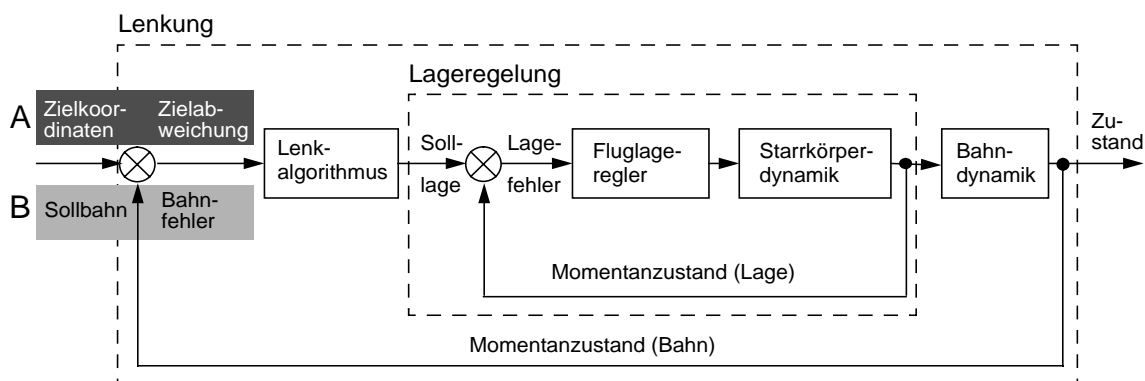


Abb. 5.15: Blockschaltbild zur Fluglenkung und Flugregelung

Der Vorteil von prädiktiven Verfahren mit numerischer Bahnbestimmung liegt in der großen Flexibilität, nachteilig ist dagegen der vergleichsweise hohe Rechenaufwand, der zur Erfüllung der Echtzeitfähigkeit einen schnellen Bordrechner verlangt. Bei prädiktiven Verfahren mit analytischer Bahnbestimmung ist der Rechenaufwand zwar geringer, zugleich wird jedoch aufgrund der Beschränkung auf analytisch beschreibbare Bahnverläufe die Flexibilität stark eingeschränkt. Referenzbahnmethoden benötigen typischerweise den geringsten Rechenaufwand. Von Nachteil ist hier jedoch der begrenzte Vorrat von im Bordrechner gespeicherten Trajektorien, was eine geringe Flexibilität gegenüber veränderten Missionsbedingungen mit sich bringt. Bisher wurden für reale Systeme hauptsächlich Referenzbahnmethoden eingesetzt. Insbesondere das für den Shuttle Orbiter entwickelte Verfahren [35, 50] hat sich als Referenzkonzept etabliert und wird in modifizierter Form auch für die bereits geflogenen bzw. geplanten Missionen ARD, Hyflex/HOPE und X-38 angewandt. Entsprechend den Zielsetzungen der COLIBRI-Mission werden hier alternativ zu diesen bestehenden Konzepten prädiktive Ansätze basierend auf numerischer Bahnintegration betrachtet. Diese stoßen in neuerer Zeit auf Grund der gesteigerten Rechnerleistung zunehmend auf größeres Interesse. So soll für die Rückkehrmission der Oberstufe der Kistler K-1 ein solches Verfahren zum Einsatz kommen [30]. Generell zeigt sich in der neueren Literatur die Tendenz, für die bordautonome Lenkung vermehrt Optimierungsmethoden anzuwenden [79]. Ein solcher Ansatz wird auch in der Arbeit [61] verfolgt.

ZIMMERMANN [79] hat verschiedene prädiktive Lenkverfahren auf ihre Robustheit gegenüber atmosphärischen Schwankungen und veränderten Anfangsbedingungen, ihre Flexibilität gegenüber einer Variation des Zielpunkts, sowie auf ihren Rechenaufwand hin analysiert und bewertet. Als Ergebnis wurde ein im weiteren erläutertes Verfahren als besonders geeignet für die betrachtete Mission und Fahrzeugklasse identifiziert [8, 81] und in Folgearbeiten [33, 68, 71] weiter modifiziert. Es erfüllt sowohl allgemeine als auch die im vorigen Abschnitt abgeleiteten speziellen Anforderungen. Im Rahmen des TETRA-Programms wird dieses Verfahren für die X-38-Mission angepaßt [73]. Unter Verweis auf [68, 80] werden hier nur die Grundzüge dieses Verfahrens erläutert.

Lenkverfahren Das vorgeschlagene Konzept verwendet ein aus zwei Stufen bestehendes Optimierungsverfahren, das auf einem Gradienten-Projektions-Algorithmus, z. B. [56], aufbaut. Im **außeratmosphärischen Flugsegment**, während dem keine aerodynamische Flugsteuerung möglich ist und daher auch keine Lenkkommandos erforderlich sind, verbleibt selbst bei den beschränkten Kapazitäten eines Bordrechners genügend Zeit für aufwendigere Rechenoperationen. Hier wird das vollständige Verfahren eingesetzt, das im Gegensatz zum oben für Bahnoptimierungen eingesetzten NLPQL-Verfahren keine Pfadbeschränkungen betrachtet. Diese können jedoch indirekt durch Mitaufnahme von Strafkostentermen in die zu minimierende Zielfunktion berücksichtigt werden.

Zunächst werden ein oder mehrere **Restaurationschritte** durchgeführt, die die Aufgabe haben, die Verletzung der Endrandbedingungen durch Anpassung der Optimierungsparameter p_i unter Anwendung des Schemas

$$\Delta \vec{p}^k = \alpha^k \vec{s}^k = -\alpha^k \bar{H}^k \vec{g}_p^{kT} (\vec{g}_p^k \bar{H}^k \vec{g}_p^{kT})^{-1} \vec{g}^k \quad (5.6)$$

zu minimieren. Hierbei bezeichnet \bar{H}^k eine Gewichtungsmatrix und $\vec{g}_p^k \equiv \nabla \vec{g}(\vec{p}^k)$ die Jakobi-Matrix der partiellen Derivativa der Beschränkungen g_i bezüglich der Parameter p_i . Für $\alpha^k = 1$ besitzt dieser Ansatz quadratische Konvergenzeigenschaften und minimiert implizit die Größe

$$\phi = \Delta \vec{p}^T \bar{H} \Delta \vec{p} \quad (5.7)$$

und damit die Variation der Parameter p_i .

Der **Optimierungsschritt** erfolgt entlang der Suchrichtung

$$\vec{s}^k = -\bar{H}^k(\vec{F}_p^k) \quad (5.8)$$

$$\text{mit } \vec{F}^k = F^k + \vec{\lambda}^T \vec{g}^k \quad (5.9)$$

$$\text{und } \vec{\lambda} = -(\vec{g}_p^k \bar{H}^k \vec{g}_p^{kT})^{-1} \vec{g}_p^k \bar{H}^k(\vec{F}_p^k). \quad (5.10)$$

Dabei enthält die erweiterte Zielfunktion \vec{F}^k die Abweichungen vom vorgegebenen Zielpunkt \vec{g}^k unter Anwendung eines konstanten Lagrange-Multiplikators $\vec{\lambda}$. Die Schrittweite α^k wird über eine eindimensionale Minimumsuche gemäß

$$\vec{F}(\vec{p}^k + \alpha^k \vec{s}^k) = \min_{\alpha} [\vec{F}(\vec{p}^k + \alpha \vec{s}^k)] \quad (5.11)$$

bestimmt.

Die sequentielle Abfolge der Restaurations- und Optimierungsschritte wird nur in der außeratmosphärischen Flugphase bis zum Erreichen eines Abbruchkriteriums durchgeführt. Zielsetzung hierbei ist die Bestimmung einer Anfangslösung für das atmosphärische Flugsegment, in dem aus Rechenzeitgründen nur die weniger aufwendigen Restaurationschritte ausgeführt

werden. Zugleich werden im Rahmen der außeratmosphärischen Bahnoptimierung eventuelle Abweichungen des Deorbitmanövers vom Nominalfall berücksichtigt.

Die Strategie in der **atmosphärischen Flugphase** basiert auf der Grundidee, daß hier vereinfachte Steuer-, Fahrzeug- und Umgebungsmodelle kombiniert mit suboptimalen Restaurationschritten zur Erfüllung der Endrandbedingungen eingesetzt werden, um den Rechenaufwand so gering zu halten, daß eine wiederholte Bahnprädiktion mit einem Aufruf-Intervall Δt_{Lenk} von 1-10 s zur Bestimmung neuer Steuerkommandos μ_a durchgeführt werden kann. Letzteres ist erforderlich, um die Robustheit des Verfahrens gegenüber Modellunsicherheiten (Fahrzeug, Umgebungsbedingungen) gewährleisten und damit den Flugkörper genügend genau in den geforderten Zielpunkt überführen zu können. Hierzu wird die Zahl der Steuerparameter p_i gegenüber dem außeratmosphärischen Ansatz reduziert und an die Anzahl der Endrandbedingungen angepaßt. In unserem Fall kann bei Verwendung von zwei Steuerparametern mittels Gl. (5.6) eine Lösung bestimmt werden, die die Endrandbedingungen erfüllt; zugleich bleibt der Steuerverlauf $\mu_a(t)$ auf Grund der impliziten Minimierung der Parametervariation „nahe“ der in der außeratmosphärischen Flugphase berechneten optimalen Ausgangslösung. Gleichzeitig wird wegen der quadratischen Konvergenzeigenschaft bereits im ersten Restaurationsschritt die Verletzung der Endrandbedingungen entscheidend reduziert, so daß die maximale Zahl an Restaurationsschritten klein gehalten werden kann.

Im vorigen Abschnitt wurde bereits ein Ergebnisbeispiel bei Anwendung des beschriebenen Lenkverfahrens gezeigt, Tab. 5.8 und Abb. 5.12. Die Landeabweichungen betragen in diesem Fall 1,2 km, was deutlich unter dem für die Fahrzeugklasse geforderten Wert von 5 km liegt.

Ein Nachteil des Verfahrens, die Nichtberücksichtigung von vorgegebenen Pfadbeschränkungen in der atmosphärischen Flugphase, kann ohne größeren Rechenaufwand beseitigt werden, indem bei Auftreten von Lastspitzen das Lenkkommando $\mu_{a,\text{Lenk}}$ durch Vorschriften der Form

$$\mu_a = \mu_{a,\text{Lenk}} - \Delta\mu_a \cdot \text{sign}(\mu_{a,\text{Lenk}}) \quad (5.12)$$

$$\text{mit } \Delta\mu_a = \text{pos} \{ K_P [x_i(t) - x_{i,\text{max}}] + K_D [\dot{x}_i(t)] \} \quad (5.13)$$

überlagert wird. Diese Lastregler werden immer dann aktiv, wenn ein vorgegebener Maximalwert $x_{i,\text{max}}$ z.B. für das Lastvielfache n oder die Staupunktswärmelast \dot{Q} überschritten wird bzw. dies auf Grund einer Bahnvorhersage innerhalb einer definierten Zeitspanne zu erwarten ist. Die Größen K_P und K_D stellen hierbei Verstärkungsfaktoren des PD-Reglers für den Proportional- bzw. den Differentialanteil dar. Die Änderung der Belastungsgröße \dot{x}_i kann hierbei vereinfachend analytisch abgeschätzt werden. Der Schalter „pos“ sorgt dafür, daß die Vorschrift nur angewandt wird, falls die Summe von $(x_i - x_{i,\text{max}})$ und \dot{x}_i positiv ist, d. h. falls die Belastungskurve $x(t)$ sich in einem ansteigenden Ast befindet. Das Aufruf-Intervall kann wegen des geringen Rechenaufwands deutlich kürzer als die für einen Lenkzyklus erforderliche Zeitspanne Δt_{Lenk} gewählt werden.

Bei einem kurzfristigen Auftreten von Lastspitzen kann der eigentliche Lenkalgorithmus die Überschreibungen der Lastregler leicht in nachfolgenden Lenkzyklen kompensieren [71]. Dies gilt für die vorliegende Fahrzeug-Konfiguration nicht nur für die betrachtete Mission, sondern auch für andere Missionsbedingungen [27, 68, 80]. Selbst für Missionen wie dem X-38-Rückkehrflug, bei denen über längere Zeiträume entlang von Lastgrenzen geflogen wird, erweist sich ein entsprechender Ansatz als praktikabel, indem der Lenkalgorithmus in solchen Flugphasen im Hintergrund weiterarbeitet, d.h. das interne Steuermodell wird ständig so aktualisiert, daß die Endrandbedingungen möglichst genau eingehalten werden. Bei Deaktivierung des Lastreglers steht somit sofort wieder eine Steuerung zur Verfügung, die zum Landepunkt führt [5].

5.2.3 Lageregelungs-Anforderungen

Störungen beim Trennvorgang vom Träger FOTON induzieren eine Drehbewegung des Flugkörpers, deren Anfangs-Winkelgeschwindigkeit vergleichbar dem für die MIRKA-Kapsel spezifizierten Wert von $|\vec{\omega}| = 4^\circ/\text{s}$ angenommen werden kann. Diese Bewegung wird für die Nick- und Gierachse bei Eintritt in tiefere atmosphärische Schichten ab etwa $h = 70$ km durch aerodynamische Momente bis auf Amplituden von $\pm 5^\circ$ gedämpft [8]. Da durch diese passive Stabilisierung weder eine für die Durchführung von aerodynamischen und aerothermodynamischen Experimenten noch insbesondere für den gelenkten Rückkehrflug erforderliche Genauigkeit der Trimmlage erzielt werden kann [59], muß eine aktive Lageregelung nicht nur für die Rollbewegung, sondern auch um die Hoch- und die Querachse vorgesehen werden. Eine aktive Regelung der Rollbewegung ist zur Einstellung des von der Lenkung geforderten Steuerwinkels μ_a in jedem Fall unabdingbar. Das Bewegungsverhalten des Flugkörpers bei Störungen bzw. Teilausfällen des Flugführungssystems wird im Abschnitt 5.4 diskutiert.

Für die genauere Abschätzung der Anforderungen bezüglich des Schubniveaus des Stellsystems sowie des Treibstoffbedarfs für die Lageregelung wird von einem vereinfachten Ansatz ausgegangen, der von getrennten Reglern für die einzelnen Achsen ausgeht, so daß in den einzelnen Regelkreisen i für die Nick-, Roll- und Gierachse Regelmomente M_i entsprechend der Vorschrift

$$M_i = F_S s_i \text{sign}(R_i), \quad (5.14)$$

$$\text{mit } M_i = 0 \text{ für } |R_i| < \epsilon_i,$$

mit dem Schub F_S und dem Hebelarm s erzeugt werden. Dabei sind die Schaltgrößen R_i entsprechend

$$R_i = -K_{1,i} [(\theta_i - \theta_{i,\text{soll}}) + K_{2,i} \dot{\theta}_i] \quad (5.15)$$

festgelegt. Die Größen ϵ_i definieren vorgegebene Schranken, innerhalb denen keine Regelung vorgesehen wird, und θ ist der Lagewinkel bezüglich der jeweils betrachteten Achse. Die Reg-

lerkoeffizienten K_i werden vereinfachend als konstant während des Wiedereintrittsfluges angenommen. ROENNEKE hat in [62] gezeigt, daß für die Auslegung eines Fluglagereglers einer auftriebsgestützten Kapsel von lokal zeitinvarianten aerodynamischen Eigenschaften ausgegangen werden kann und daher lineare Regelgesetze des Typs Gl. (5.15) ausreichend sind, wobei jedoch keine konstanten Koeffizienten, sondern Gewichtungsfunktionen verwendet werden. Diesbezügliche Untersuchungen für die hier betrachtete Mission sind jedoch über grundsätzliche Betrachtungen hinaus nicht durchgeführt worden [28].

Unter Verwendung des Ansatzes Gl. (5.14) haben sich in numerischen 6D-Simulationen je nach Wahl der Genauigkeitsvorschrift ϵ_i , die maßgeblich von den momentan nicht spezifizierten Experimentanforderungen abhängt, Schubdüsen im Bereich der Leistungsklasse 20 N^{13} mit einem Regelmoment von 8-10 Nm je nach Triebwerksposition als ausreichend erwiesen [67]. Durch Aufsummierung der einzelnen Stellimpulse j kann über die Beziehung

$$\sum_{i=1,3} \sum_j |F_{S,j}| \cdot s_i \cdot \Delta t_{ij} = \sum_{i=1,3} \sum_j \dot{m}_{\text{Tr}} \cdot I_{\text{sp}} g_0 \cdot s_i \cdot \Delta t_{ij} \quad (5.16)$$

der Treibstoffbedarf m_{Tr} abgeschätzt werden. Unter der Annahme, daß die geforderte Lage $\alpha_{\text{soll}}, \beta_{\text{soll}}$ mit der Gleichgewichtslage $\alpha_{\text{Trim}}, \beta_{\text{Trim}} = 0^\circ$ übereinstimmt, bleibt der Treibstoffbedarf für ein Kaltgassystem mit $I_{\text{sp}} = 60 \text{ s}$ und der Genauigkeitsvorschrift $\epsilon_i = 0,2^\circ$ unterhalb $m_{\text{Tr}} = 1,5 \text{ kg}^{14}$. Die Angabe beinhaltet ca. 0,5 kg Gasbedarf für die Vakuum-Flugphase, die im Gegensatz zum atmosphärischen Flugsegment analytisch abgeschätzt wurde [67]. Entspricht die geforderte Sollorientierung des Flugkörpers auf Grund von Unsicherheiten z. B. hinsichtlich der Schwerpunktlage sowie der aerodynamischen Eigenschaften nicht der aerodynamischen Gleichgewichtslage, müssen selbst bei kleinen Abweichungen $\Delta\alpha = \alpha_{\text{soll}} - \alpha_{\text{Trim}}$ bzw. $\Delta\beta \neq 0$ zur Kompensation der aerodynamischen Momente Stellmomente aufgebracht werden, die die Kapazität der Schubdüsen bei weitem übersteigen. Die Abb. 5.16 verdeutlicht dies. Basierend auf dem Newtonschen Aerodynamikmodell sind für zwei Klappenanstellungen, die resultierenden Gleichgewichtslagen von $\alpha_{\text{Trim}} = 12,63^\circ$ bzw. $\alpha_{\text{Trim}} = 7,15^\circ$ entsprechen, die sich im Hyperschallflug maximal ergebenden Störmomente um die Nickachse in Abhängigkeit von $\Delta\alpha$ aufgetragen. Hierbei ist der Schiebewinkel zu $\beta = 0^\circ$ angenommen. Die Störmomente erreichen in beiden Fällen schon bei kleinen $\Delta\alpha$ -Werten rasch Werte, die mit den Schubdüsen nicht mehr kompensierbar sind. So ist z. B. für den Fall $\alpha_{\text{Trim}} = 12,63^\circ$ mit einem Stellmoment von 10 Nm eine Winkel-Fehllage von $\Delta\alpha \approx 0,5^\circ$ gerade noch ausgleichbar. Der nur begrenzt zur Verfügung stehende Treibstoff ermöglicht jedoch nur einen kurzzeitigen Einsatz der Düsen, so daß bezogen auf die gesamte atmosphärische Flugphase diese Strategie nicht tauglich ist. Zusätzlich

¹³ Aufgrund von Volumen- und Gewichtsbeschränkungen kommen leistungsstärkere Triebwerke für die Lageregelung nicht in Frage.

¹⁴ Dies entspricht in etwa der Erstabanschätzung von 1,6 kg im Kap. 4.

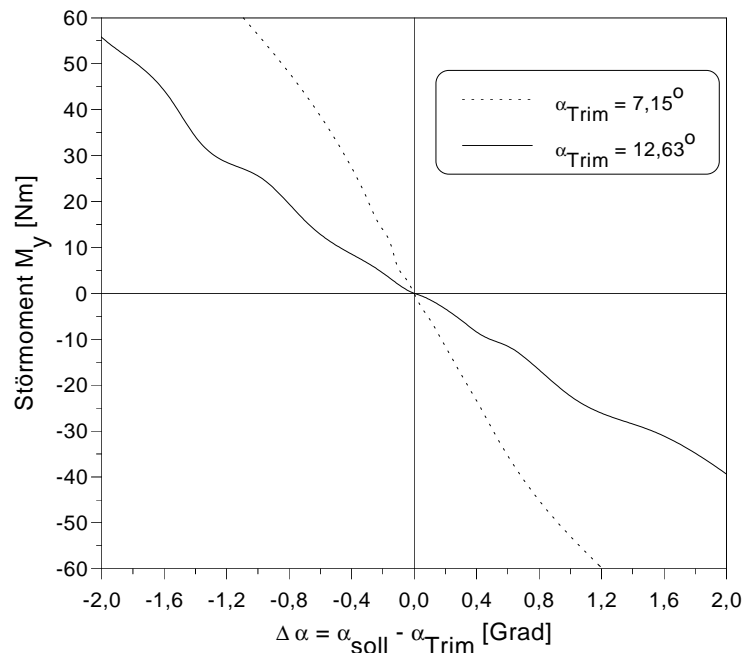


Abb. 5.16: Aerodynamisches Moment M_y um die Nickachse in Abhängigkeit von der Entfernung $\Delta\alpha$ von der aerodynamischen Gleichgewichtslage, Maximalwerte im Hyperschall

treten die maximalen Momente naturgemäß in dem Flugabschnitt auf, in dem die aerodynamische Manövrierfähigkeit am größten und damit die Einhaltung von bestimmten aerodynamischen Eigenschaften für den gesteuerten Flug besonders wichtig ist. Falls die Kompensation der oben angesprochenen Modellunsicherheiten aus Missionsgründen erwünscht bzw. notwendig ist, dürfen die Heckklappen also nicht nur als Steuerexperiment angesehen, sondern sollten auch als Aktuatoren im Trimm-Regelkreis des Flugführungssystems eingesetzt werden.

5.3 Aerodynamik

Die numerischen Detailuntersuchungen beschränken sich auf die Konfiguration mit eingefahrenen Klappen¹⁵ und auf den Hyperschall-Flugbereich, der für die erzielbaren Flugleistungen und für die Durchführung von Experimenten wesentlich ist. Die von ESCH [26] in den Kölner Windkanälen des DLR ermittelten experimentellen Daten decken dagegen den Machzahlbereich zwischen 0,4 und 8,6 ab und erlauben zum einen den Ergebnisvergleich zwischen Experiment und Numerik und zum anderen die Bereitstellung eines aerodynamischen Modells

¹⁵ Das zur Verfügung stehende Programm zur Generierung der 3D-Gitter kann Konfigurationen mit Anbauteilen wie z. B. Klappen oder Ruder nicht behandeln.

auch für die Konfiguration mit Heckklappen, welches den gesamten Flugmachzahlbereich des Wiedereintrittsfluges abdeckt. Damit können in Bewegungssimulationen auch die dynamischen Stabilitätseigenschaften bestimmt werden.

5.3.1 Vergleich mit experimentellen Daten

Die mit dem Eulerverfahren ermittelten Daten stimmen mit den gemessenen Werten gut überein, was die [Tab. 5.9](#) am Beispiel der Beiwerte der Längsbewegung für die Konfiguration mit eingefahrenen Klappen zeigt. Den Rechnungen liegen die Anströmbedingungen (Reynolds- und Machzahl) der DLR-Messung zugrunde.

Diese Eulerlösungen dienen als Kalibrierpunkte für die anschließende „Impact-angle“-Berechnung, die den bezüglich der Machzahl und der Anstellung benachbarten Bereich abdeckt. Die sich mit dieser Rechnung ergebenden Beiwerte werden in der [Abb. 5.17](#) den Daten der DLR-Messungen gegenübergestellt. Zusätzlich sind die Werte gezeigt, die sich mit dem modifizierten Newton-Verfahren entsprechend Gl. (2.9) ergeben.

Die Kurvenverläufe machen die Überlegenheit der Euler-kalibrierten „Impact-Angle“-Methode gegenüber dem Newton-Verfahren offensichtlich. Ausgehend von den Eulerlösungen bei $\alpha = 0^\circ$, 10° und 20° folgt die errechnete (A/W) -Kurve der gemessenen ohne größere Abweichungen. Die mit den Newton-Verfahren gewonnenen Werte liegen deutlich über dem Meßwert, schätzen damit also die aerodynamische Güte besser ein. Die Kippmomentenbeiwerte zeigen ein ähnliches Bild; die mit der „Impact-Angle“-Methode berechneten Werte weichen zwar wie schon die zugrundeliegenden Eulerlösungen etwas von den Meßwerten ab, geben aber den prinzipiellen Verlauf sehr gut wieder. Insbesondere im Bereich der aerodynamischen Gleichgewichtslage α ($c_m = 0$), die für die fliegbaren Gleitzahlen entscheidend ist, stimmen die Ergebnisse gut mit der Windkanalmessung überein. Die Newton-basierte Kurve schätzt dagegen gerade für diesen Bereich die Verhältnisse ganz anders ein. Dies macht deutlich, daß bereits im Rahmen des konzeptionellen Fahrzeugentwurfs numerische Detailverfahren oder Windkanalmessungen not-

	α [°]	c_A [-]	c_W [-]	(A/W) [-]	c_m [-]
Messung DLR	0	0,030	0,330	-0,091	0,020
Eulerrechnung		0,022	0,343	-0,064	0,019
Messung DLR	10	0,135	0,360	0,375	0,012
Eulerrechnung		0,142	0,372	0,380	0,010
Messung DLR	20	0,328	0,505	0,650	-0,003
Eulerrechnung		0,312	0,496	0,629	-0,003

Tab. 5.9: Beiwerte der Längsbewegung, Konfiguration ohne Klappen, $Ma = 4$, $\beta = 0^\circ$

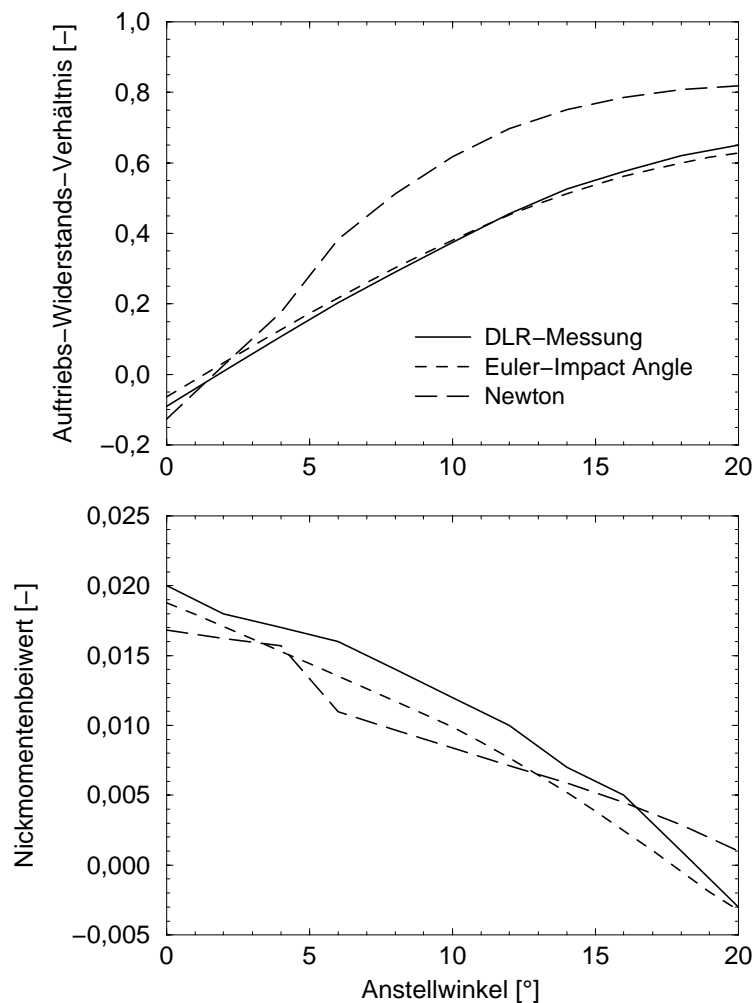


Abb. 5.17: Gleitzahl (A/W) und Nickmomentenbeiwert, Konfiguration ohne Klappen, $Ma = 4$, $\beta = 0^\circ$

wendig sind, um grobe Fehleinschätzungen zu vermeiden. Dies zeigen auch die Analysen für die Konfiguration mit Klappen [9, 11].

Für die Beiwerte der Seitenbewegung gilt hingegen, daß die mit dem einfachen Newton-Ansatz ermittelten Verläufe im Bereich der Gleichgewichtslage $\beta = 0^\circ$ gut mit den experimentellen Daten übereinstimmen. Exemplarisch zeigt dies die [Abb. 5.18](#) für die Konfiguration mit Klappen. Dort sind die Windkanaldaten für drei unterschiedliche Machzahlen den Ergebnissen der Newton-Rechnung gegenübergestellt. Zugleich wird deutlich, daß die Verläufe der Beiwerte im Hyperschall nur schwach von der Machzahl abhängig sind.

Weiterhin zeigt die [Abb. 5.19](#), daß das auf Hyperschall-Annahmen basierende „Impact-Angle“-Verfahren selbst bei $Ma = 3$ noch geeignet ist, eine Vorhersage zu treffen, die gut mit dem Meßwert übereinstimmt. Es sind die (A/W) -Verhältnisse für die im Windkanal untersuchten Machzahlen $Ma = 2, 3$ und 4 dargestellt. Hierbei wurde als Kalibrierpunkt die Euler-Lösung bei

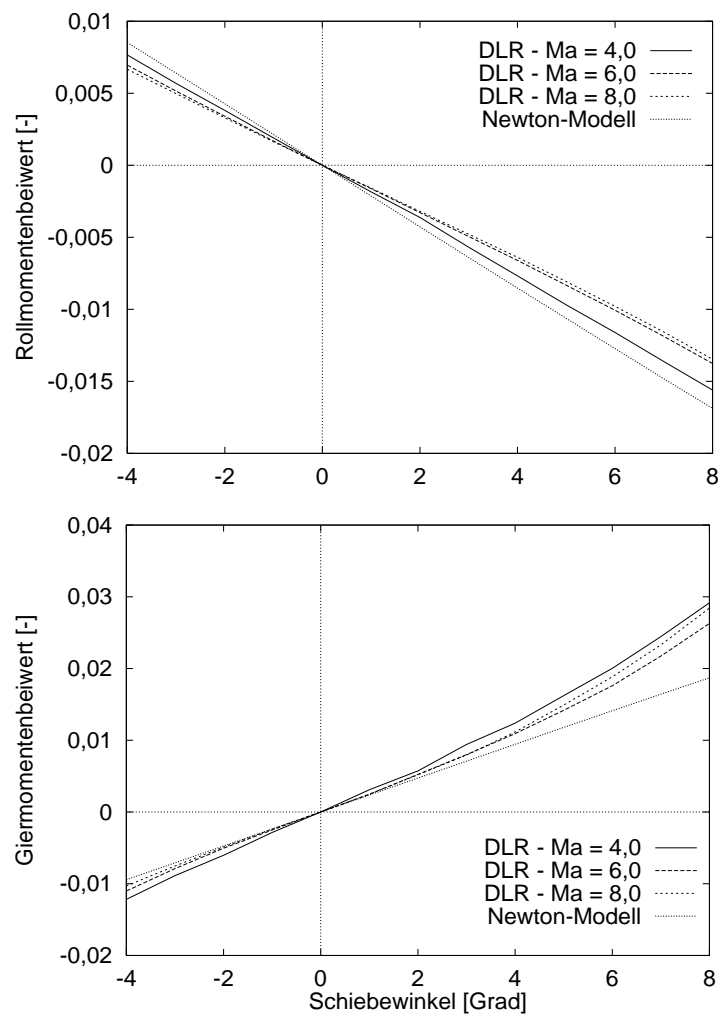


Abb. 5.18: Momentenbeiwerte der Seitenbewegung für $\alpha = 10^\circ$, Klappenwinkel $\eta = 0^\circ$

$Ma = 4$ und $\alpha = 10^\circ$ verwendet. Die Qualität des Ergebnisses würde sich bei zusätzlicher Verwendung einer Eulerrechnung mit $Ma = 3$ als Kalibrierpunkt noch verbessern lassen.

5.3.2 Leistungsparameter und Stabilität

Für die Erstellung eines aerodynamischen Gesamtmodells des Rückkehrkörpers für Bewegungssimulationen wurde auf Grund obiger Beobachtungen im wesentlichen auf die experimentelle Datenbasis [26] zurückgegriffen. Das in [11, 45] detailliert beschriebene Modell erfasst die Abhängigkeit der Beiwerte von fünf Größen:

$$c_i = f(\alpha, \beta, \eta, \xi, Ma) \quad (5.17)$$

Neben den aerodynamischen Winkeln und der Machzahl werden die Klappenwinkelausschläge der Einzelklappen über den Gesamtklappenausschlag $\eta = (\eta_r + \eta_l)/2$ und den Querruderaus-

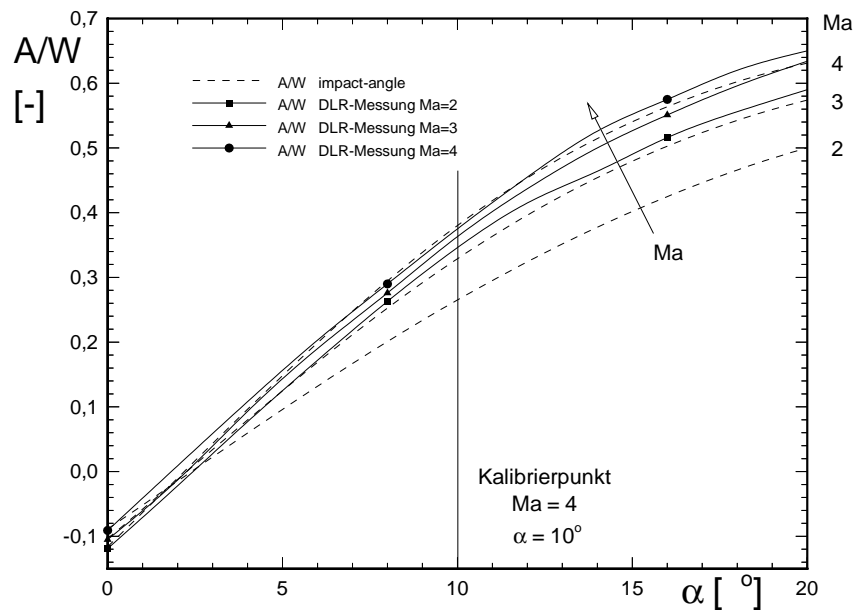


Abb. 5.19: Variation der Machzahl, Konfiguration ohne Klappen, $\beta = 0^\circ$

schlag $\xi = (\eta_r - \eta_l)/2$ erfaßt. Exemplarisch zeigen die [Abb. 5.20](#) und [5.21](#) Modelldarstellungen der wichtigsten aerodynamischen Charakteristika für Klappenstellungen $\eta = \xi = 0^\circ$.

Im Hyperschall erfüllt die Konfiguration die statischen Stabilitätsbedingungen [11]:

$$\begin{aligned}
 \text{Längsstabilität:} \quad c_{m\alpha} = \partial c_m / \partial \alpha &< 0, \quad \text{Nebenbedingung: } \partial c_m / \partial c_A < 0, \\
 \text{Richtungsstabilität:} \quad c_{n\beta} = \partial c_n / \partial \beta &> 0, \\
 \text{Seitenstabilität:} \quad c_{l\beta} = \partial c_l / \partial \beta &< 0
 \end{aligned}
 \tag{5.18}$$

Dies kann für die Seitenbewegung auch der [Abb. 5.18](#) entnommen werden. Im unteren Überschall weist die Konfiguration dagegen ein statisch instabiles Verhalten auf. Im obigen Beispiel treten die Instabilitäten sowohl in der Längsbewegung bei $Ma \approx 1,5$, als auch in der Seitenbewegung ab $Ma \approx 1,8$ auf. Ersteres ist in der [Abb. 5.20](#) an der Verdichtung der c_m -Isolinien erkennbar, letzteres in der [Abb. 5.21](#) direkt als Vorzeichenumkehr von $\partial c_n / \partial \beta$, wobei eine ausgeprägte neutral-stabile Zone vorhanden ist.

Der Einfluß der Heckklappenstellung auf den Flugverlauf sowie die dynamischen Stabilitätseigenschaften des Flugkörpers wurden anhand von 6D-Simulationen analysiert, wobei wie im Fall der Thermalrechnungen ein Seitenreichweitenflug, d. h. $\mu_a = -45^\circ = \text{konst.}$, betrachtet wird. Die Ausgangsbedingungen der Simulationen entsprechen denen in [Tab. 5.1](#). Die Untersuchungen wurden für über den Flug konstant gehaltene Klappenstellungen η (mit $\xi = 0^\circ$) und verschiedene Schwerpunktlagen durchgeführt [9, 11]. Für die Lageregelung wurden die im Abschnitt 5.2 beschriebenen Ansätze eingesetzt.

Die [Tab. 5.10](#) stellt die wichtigsten Ergebnisse für variierte Klappenstellungen η zusammen,

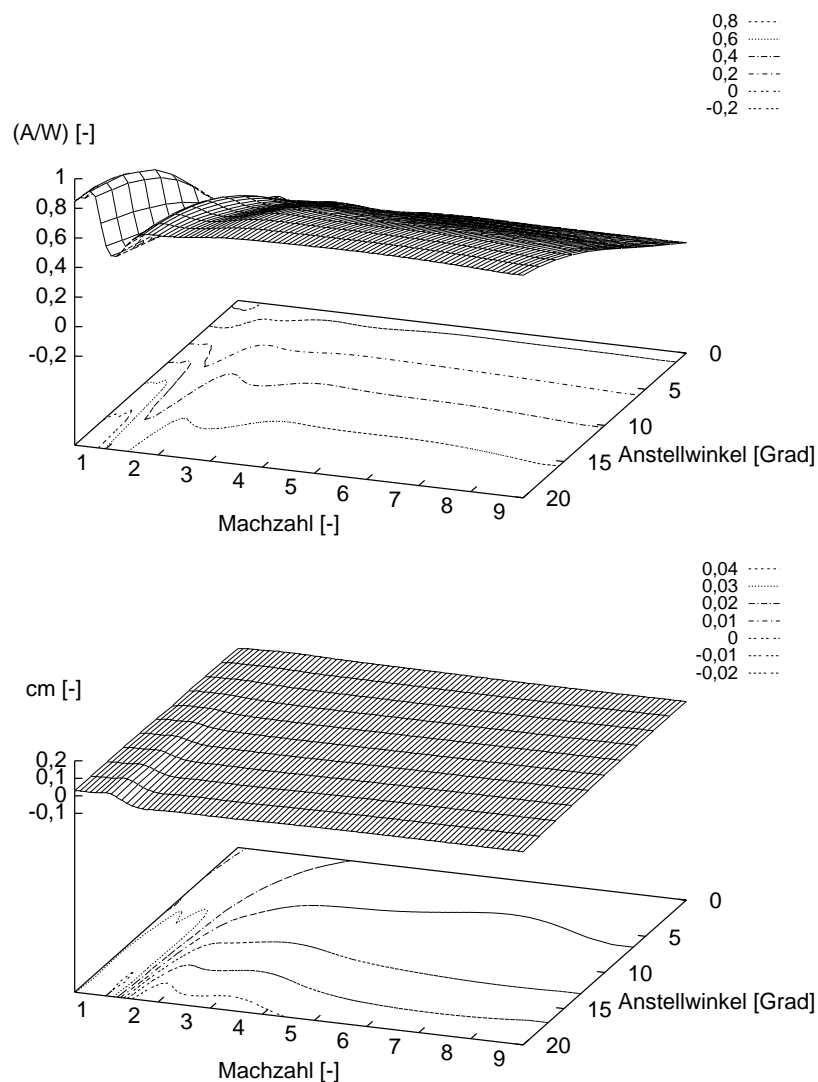


Abb. 5.20: Gleitzahl (A/W) und Nickmomentenbeiwert, Schiebewinkel $\beta = 0^\circ$, Klappenwinkel $\eta = \xi = 0^\circ$

die [Abb. 5.22](#) zeigt zusätzlich den Verlauf des Verhältnisses (A/W) über der Machzahl. Wie erwartet, lassen sich durch Klappenverstellungen die atmosphärischen Flugbedingungen in einem weiten Bereich einstellen, was auf veränderte aerodynamische Gleichgewichtslagen zurückzuführen ist, die einen starken Einfluß auf die realisierbaren Gleitzahlen (A/W) haben. Mit sinkender Gleitzahl steigen naturgemäß die Spitzenbelastungen an. In allen Fällen wird der Flugkörper im unteren Überschall instabil, wobei dieses Ereignis mit zunehmender Klappenanstellung schon bei höheren Machzahlen auftritt. Die Instabilität tritt generell zuerst um die Nickachse auf. Aus Sicherheitsgründen kann ein solches Verhalten nicht toleriert werden, da die erfolgreiche Ausbringung des Fallschirmsystems eine stabile Fluglage voraussetzt.

Ein Lösungsansatz ist die Verschiebung des Schwerpunkts zur Flugkörpernase hin durch eine geeignete Modifikation der Subsystemanordnung [9]. Damit verbunden ist jedoch nach

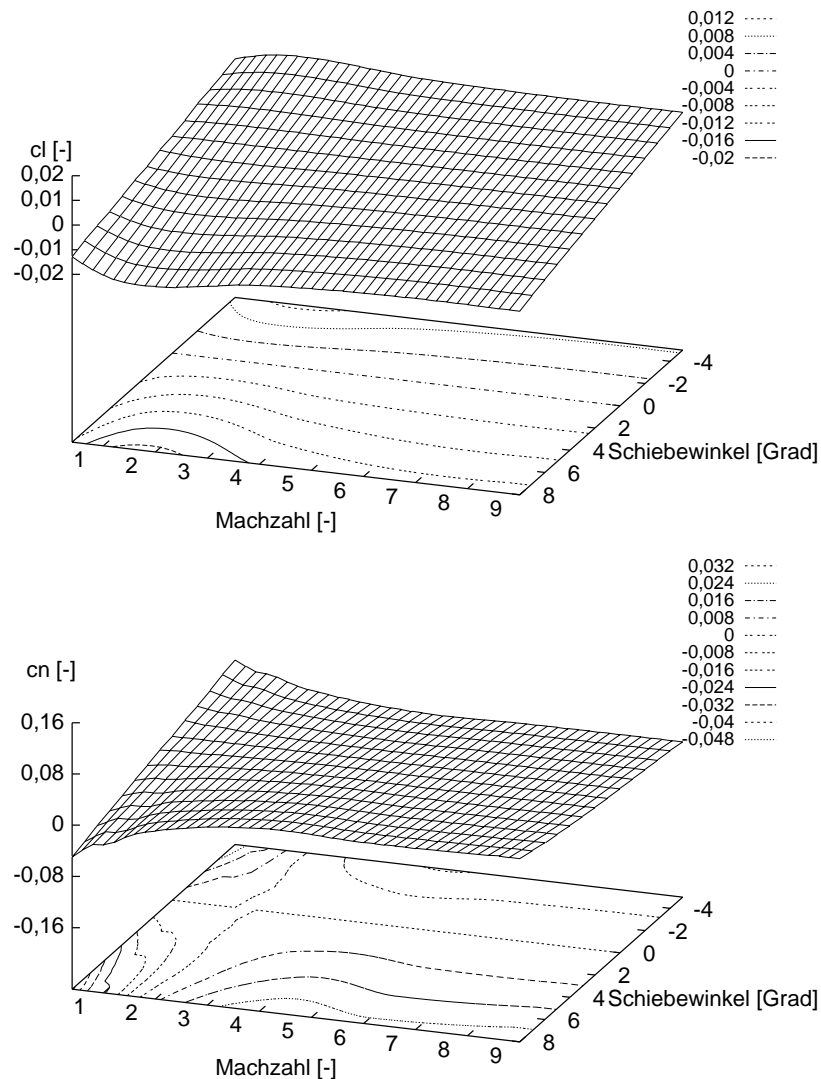


Abb. 5.21: Rollmomenten- und Giermomentenbeiwert, Anstellwinkel $\alpha = 10^\circ$, Klappenwinkel $\eta = \xi = 0^\circ$

Tab. 5.11 eine deutliche Verschlechterung der Auftriebseigenschaften im Hyperschall. Da eine hypersonische Gleitzahl um 0,3 zur Erfüllung der Missionsziele nicht ausreichend und zudem die zu fordernde Schwerpunktsverschiebung nur schwierig zu realisieren ist, scheidet dieser Ansatz aus. Die effektivste Lösung ist daher die Verwendung eines Überschall-Stabilisierungsfallschirms, der typischerweise ab $Ma = 2,2$ eingesetzt werden kann und das Massenbudget nur unwesentlich belastet [9]. Gleichzeitig ist die im Transschall-Flugabschnitt noch verfügbare aerodynamische Manövrierfähigkeit sehr gering – die erfliegbare Querreichweite beträgt nur noch wenige Kilometer, so daß die aktive Flugführung ohne Einschränkung der Mission bereits im Überschall beendet werden kann.

η [°]	Trimmlage		Stabilitätsgrenze		Spitzenlasten		Landeposition	
	α [°]	(A/W) [-]	Ma [-]	h [km]	n [-]	\dot{Q} [MW/m ²]	λ [°]	δ [°]
-10	16,1	0,59	1,41	26,9	2,61	2,01	84,02	59,57
-5	14,7	0,56	1,37	26,1	2,70	2,07	82,98	58,70
0	13,0	0,51	1,27	24,7	2,82	2,17	81,24	57,30
5	11,2	0,46	1,17	23,0	2,98	2,27	79,46	55,69
10	9,2	0,38	1,70	23,8	3,06	2,40	77,37	53,63
15	6,9	0,29	2,04	23,8	3,74	2,55	75,19	51,41
20	4,7	0,21	2,26	23,7	4,82	2,70	73,42	49,53

Tab. 5.10: Trimmlage im Hyperschall, Stabilitätsgrenze, Spitzenlasten und Landeposition in Abhängigkeit vom Klappenwinkel η

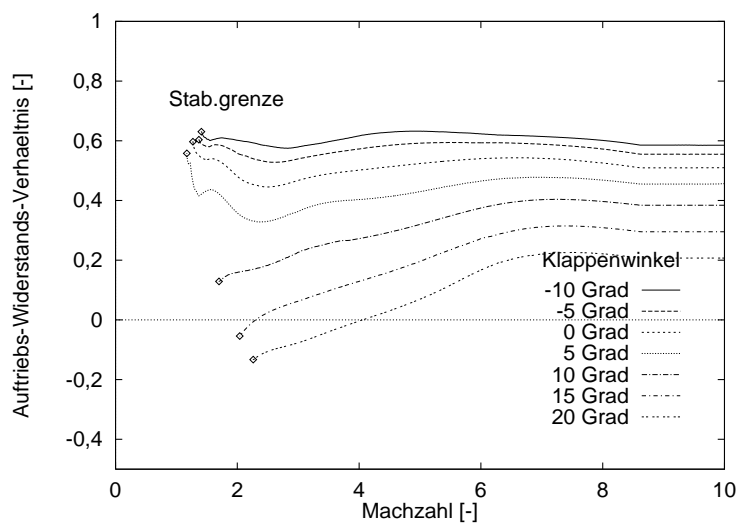


Abb. 5.22: Gleitzahl (A/W) in Abhängigkeit von der Machzahl für verschiedene Klappenwinkel η

Schwerpunkt	Stabilitätsgrenze		Hyperschall
	Ma [-]	h [km]	(A/W) [-]
nominal	1,27	24,7	0,51
$\Delta x = 50$ mm	1,11	22,6	0,39
$\Delta x = 100$ mm	stabil		0,30

Tab. 5.11: Einfluß von Schwerpunktsverschiebungen auf die Flugstabilität, Klappenwinkel $\eta = 0^\circ$

5.4 Aspekte der Missionssicherheit

Auf Grund des experimentellen Charakters der betrachteten Rückkehrmission wird im Systementwurf, Kap. 4, weitgehend auf Redundanzen verzichtet. Daher kommt der Frage nach der Missionssicherheit im Störungs- oder Versagensfall von Komponenten oder von Teilsystemen eine große Bedeutung zu. Für den vorliegenden gelenkten Rückkehrflug sind insbesondere Störungen des Flugführungssystems (Sensorik, Flugsoftware, Aktorik) kritisch [9].

Im Rahmen des konzeptionellen Entwurfs sollte in diesem Zusammenhang in erster Linie analysiert werden, inwieweit es im Störungsfall möglich ist, mit bordautonomen Mitteln den Flugkörper in einem unbewohnten Gebiet, in unserem Fall in der vergrößerten Sicherheitszone der FOTON-Mission von 250×250 km, zu landen. Hierzu werden im weiteren zwei Maßnahmen betrachtet: 1. Verstellung der Trimmklappen und 2. Aufbringung einer Rotation des Fahrzeugs um die Längsachse. In beiden Fällen besteht die Absicht darin, bei Verlust der Lenkfähigkeit den Rückkehrflug in einem stabilen quasi-ballistischen Modus fortzusetzen und damit das mögliche Landegebiet drastisch einzuschränken. Die Bewegungsimulationen gehen von Anfangsbedingungen entsprechend [Tab. 5.1](#), einem anfänglichen Seitenreichweitenflug ($\mu_a = -45^\circ = \text{konst.}$) sowie einer Klappenstellung von $\eta = 0^\circ$ ohne Querruderausschlag, d. h. $\xi = 0^\circ$, aus.

Fahrzeugtrimmung für verschwindende Gleitzahlen In diesem Fall wird angenommen, daß die Heckklappen nach einem (Teil-)Systemausfall weiterhin angesteuert werden können. Damit eröffnet sich entsprechend [Abschnitt 5.3](#) durch eine Veränderung der aerodynamischen Gleichgewichtslage zu kleinen Anstellwinkeln hin und der daraus resultierenden Abnahme der aerodynamischen Güte (A/W) die Möglichkeit eines quasi-ballistischen Rückkehrfluges.

Beispielhaft werden im folgenden Störfälle betrachtet, bei denen in einer vorgegebenen Flughöhe der nominale Flug durch eine Klappenverstellung von $\eta = 0^\circ$ auf 30° und das gleichzeitige Abschalten der Lageregelungstriebwerke beendet wird. Die Veränderung der Klappenstellung in 60 km Höhe (bei $t \approx 160$ s) führt nach [Abb. 5.23](#) auf eine Schwingungsanregung $\alpha(t)$ in der Nickachse, während die beiden anderen Fahrzeugachsen, hier anhand des Schiebewinkels gezeigt, davon nicht betroffen sind. Im Mittel sinkt die Gleitzahl (A/W) auf einen Wert nahe Null ab. Die Fluglasten der annähernd ballistischen Rückkehr übersteigen entsprechend der [Tab. 5.12](#) deutlich die Nominalwerte, wobei die Spitzenbelastungen erwartungsgemäß für eine früher, d. h. in größeren Flughöhen erfolgende, Klappenverstellung ansteigen. Die Landepunkte sind 50 bis 106 km entfernt von dem der FOTON-Kapsel; sie liegen damit innerhalb des Suchbereichs der russischen Kapsel.

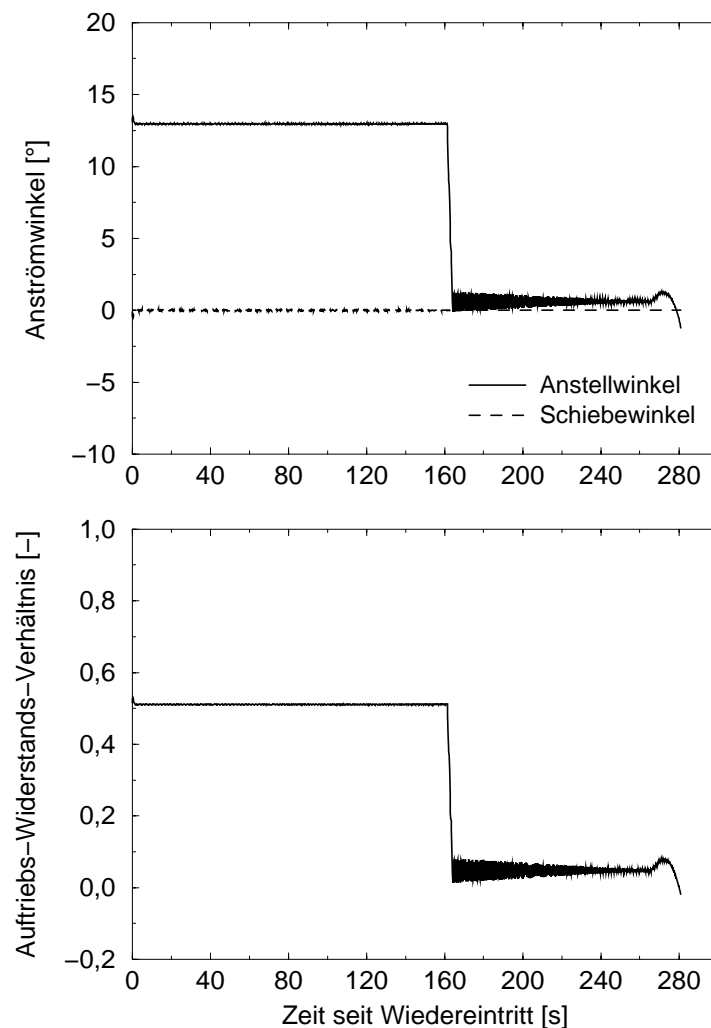


Abb. 5.23: Zeitlicher Verlauf der Anströmwinkel α und β sowie der Gleitzahl (A/W), Klappenverstellung bei $h = 60$ km

Rotation der Kapsel Eine Rotationsbewegung des Fahrzeugs kann ebenso auf einen quasi-ballistischen Flugbahnverlauf führen, da in diesem Fall die Richtung des Auftriebsvektors ständig variiert und dadurch die Wirkung des Auftriebs im Mittel verschwindet. Eine solche Rotation kann (auch bei feststehender Klappenstellung) z. B. durch die Aktivierung der Rolldüsen während einer gewissen Zeitdauer erreicht werden. Die Bewegungssimulationen gehen der Frage nach, ob diese Drehbewegung stabil ist, welche Flugbelastungen sich ergeben und welches Landegebiet erreicht werden kann. Die betrachteten Beispiele gehen wiederum von einer Einleitung der Rollbewegung in unterschiedlichen Höhen aus und unterscheiden sich zusätzlich in der Zeitdauer der Düsenaktivierung; diese wird in der Simulation über einen Maximalwert für die Rollwinkelgeschwindigkeit definiert, nach dessen Erreichen die Rolldüsen ebenso wie bereits zuvor die übrigen Triebwerke abgeschaltet werden. Die Klappen bleiben hierbei in der Nominalstellung.

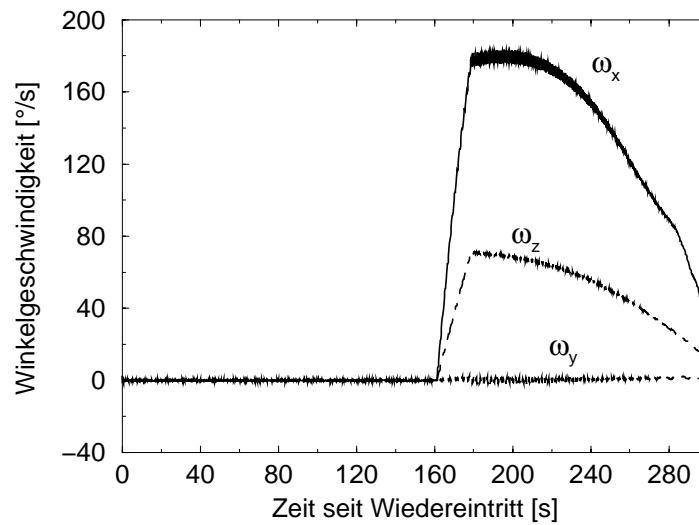


Abb. 5.24: Zeitlicher Verlauf der Winkelgeschwindigkeitskomponenten ($\omega_x, \omega_y, \omega_z$), Initialisierung der Rollbewegung bei $h = 60$ km

Die [Abb. 5.24](#) und [5.25](#) zeigen das Bewegungsverhalten des Flugkörpers exemplarisch für eine Initialisierung der Rollbewegung in 60 km Höhe und den Aufbau einer Winkelgeschwindigkeit um die Rollachse bis $\omega_{x,\max} = 180^\circ/\text{s}$. Der [Abb. 5.24](#) ist zu entnehmen, daß sich innerhalb kurzer Zeit eine Rotation des Flugkörpers sowohl um die Längs- als auch um die Hochachse aufbaut, die nach Abschalten der Rolldüsen allmählich aerodynamisch gedämpft wird. Auf Grund der hohen Umlaufgeschwindigkeit kann die Rotation jedoch bis in den supersonischen Flugabschnitt hinein aufrecht erhalten werden. Um die Nickachse treten dagegen nur geringfügige Winkelgeschwindigkeiten auf. Die [Abb. 5.25](#) verdeutlicht die damit verbundene Bewegungsform des Flugkörpers; während der Aktivierung der Düsen steigt der Anstellwinkel und damit die Gleitzahl (A/W) leicht an, wobei gleichzeitig am Verlauf des Flugwindhängewinkels abzulesen ist, daß die Auftriebsrichtung und damit der gesamte Flugkörper um den lokalen Geschwindigkeitsvektor rotiert und so der gewünschte Effekt der Kompensation des Auftriebsinflusses auf die Flugbewegung eintritt.

Ein entsprechendes Bewegungsverhalten kann auch bei einer früheren Einleitung der Notfallmaßnahme und bei anderen Maximalwerten der Winkelgeschwindigkeit $\omega_{x,\max}$ beobachtet werden, wobei der Einfluß der Rotationsgeschwindigkeit auf die Fluglasten und auf die Landeposition nachrangig ist. Dies kann am Beispiel der Initialisierungshöhe $h = 60$ km der [Tab. 5.12](#) entnommen werden. Weiter wird erkennbar, daß die Fluglasten im Vergleich zur oben diskutierten Trimmklappenverstellung bezüglich der Wärmelast im Staupunkt \dot{Q} etwas geringer, dafür aber hinsichtlich der Verzögerungslast erhöht sind. Die berechneten Landepositionen liegen wiederum in akzeptabler Entfernung von der FOTON-Landestelle.

Aus dem Vergleich der einzelnen Positionen kann geschlossen werden, daß es einen günstigen

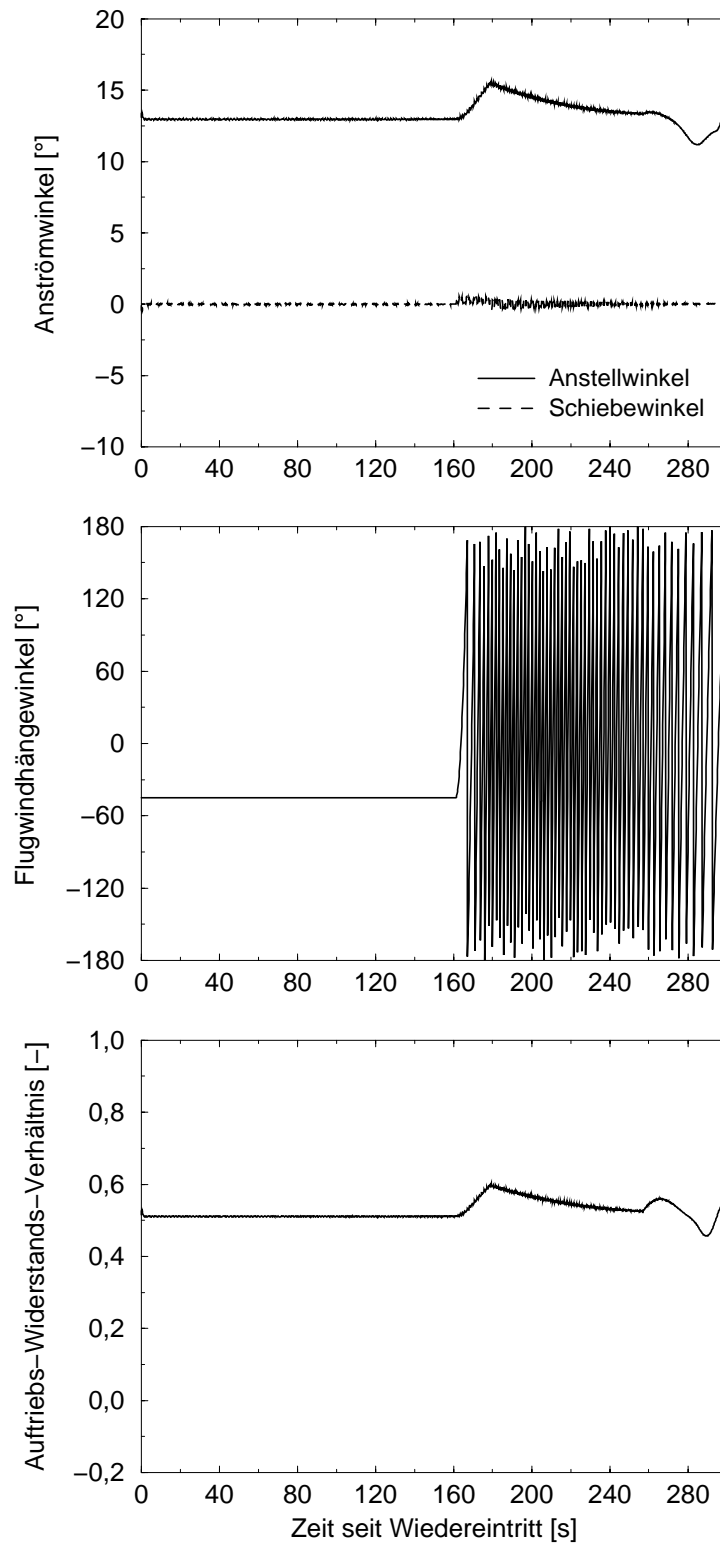


Abb. 5.25: Zeitlicher Verlauf der Fluglagewinkel α , β und μ_a sowie der Gleitzahl (A/W), Initialisierung der Rollbewegung bei $h = 60$ km

Einleitung Notfall-Maßnahme bei	Spitzenlasten		Landeposition		Entfernung zu FOTON Δx [km]		
	$\omega_{x,\max}$ [°/s]	h [km]	n [-]	\dot{Q} [MW/m ²]		λ [°]	δ [°]
Klappenverstellung von $\eta = 0^\circ$ auf 30°	–	100	10,6	2,94	71,09	46,93	106
	–	80	9,0	2,93	71,22	47,21	76
	–	60	7,2	2,49	72,37	48,26	50
Initialisierung Rollbewegung	60	100	11,8	2,78	70,97	46,90	110
	180	80	11,6	2,56	70,94	46,89	112
	180	60	9,4	2,33	72,22	48,06	28
	360	60	9,2	2,31	72,13	47,98	19
nominal: $\eta = 0^\circ = \text{konst.}$			2,8	2,17	81,24	57,30	–
FOTON			–	–	72,26	47,81	–

Tab. 5.12: Spitzenlasten und Landepositionen bei Einleitung von Notfall-Maßnahmen während des Fluges

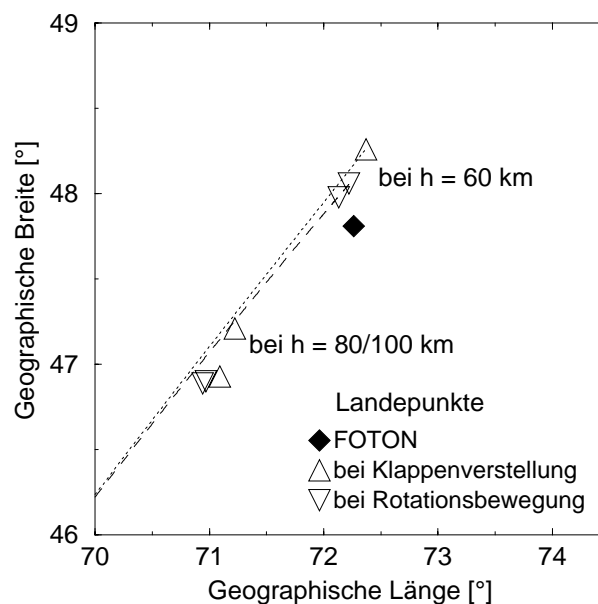


Abb. 5.26: Landepunkte für die betrachteten Notsituationen

Zeitpunkt für die Einleitung von Notfall-Maßnahmen gibt. Dieser Sachverhalt geht auch aus der Lage der Landepunkte in [Abb. 5.26](#) hervor, welche eine Initialisierung bei ca. 60 km Höhe als am zweckmäßigsten erscheinen lassen.

Zusammenfassend kann festgestellt werden, daß die betrachteten Notfallprozeduren geeignet sind, bei einem Störungs- oder Teilausfall des Flugführungssystems den COLIBRI-Flugkörper in die für die FOTON-Bergung zur Verfügung stehende Sicherheitszone zu überführen. Dabei müssen allerdings wesentlich höhere mechanische und thermische Flugbelastungen als im Nominalfall toleriert werden.

5.5 Konzeptbewertung

Die in den vorigen Abschnitten diskutierten Detailanalysen erlauben sowohl die Bewertung des vorliegenden Missions- und Systemkonzepts als auch die Beurteilung der Frage, welcher Grad der Modelldetaillierung i. a. für die vorliegende Aufgabenstellung erforderlich bzw. zweckmäßig ist. Zugleich kann auch die damit eng verknüpfte Fragestellung des Grades der Wechseleinflüsse zwischen den einzelnen Subsystemen bzw. Fachdisziplinen und deren jeweilige Bedeutung für einen ausgewogenen Gesamtentwurf verdeutlicht werden.

Die Flugleistungen und die mechanischen Fluglasten konnten bereits mit den einfachen Ansätzen des Kap. 3 gut abgeschätzt werden, ohne z. B. auf Ergebnisse von Bahnoptimierungen zur Berechnung optimaler Flugsteuerungen zurückgreifen zu müssen. Voraussetzung hierfür ist jedoch, daß die verwendeten Fahrzeugparameter (A/W), β_k und r_N die tatsächlichen Verhältnisse bzw. das Detailmodell wiedergeben. Für die Bestimmung der aerothermodynamischen Lasten (lokale Spitzenlasten und Belastungsprofile) dagegen ist eine genauere Kenntnis des Flugbahnverlaufs notwendig. Zudem sollten wegen des hohen Gewichtsanteils des Thermalschutzes an der Gesamtmasse sowohl für die Berechnung der äußeren Belastungen als auch für die Auslegung des Thermalschutzsystems selbst Detailverfahren eingesetzt werden. Im vorliegenden Fall sind die thermischen Lasten, deren Spitzenwerte Auswahlkriterium für das TPS-Material sind und deren Profilform mit dem TPS-Gewicht bestimmt, weitgehend durch die (nicht frei wählbaren) Eintrittsbedingungen und das Zielgebiet bestimmt, während die Flugsteuerung nur einen geringen Einfluß hat. Wichtige TPS-Entwurfsparameter sind dagegen systemspezifische Beschränkungsgrößen wie maximale Anfangs- und Endtemperatur oder maximale Innenwandtemperatur sowie die Katalysitätseigenschaften des TPS-Materials.

Für die Bestimmung der aerodynamischen Eigenschaften wird für den konzeptionellen Entwurf von Rückkehrkörpern häufig nur der für den Hyperschall brauchbare Newtonsche Modellansatz eingesetzt. Die Ergebnisse im Abschnitt 5.3 zeigen jedoch, daß die hiermit berechneten Werte zu ungenau sind; insbesondere die für die Flugleistungseigenschaften und den Systementwurf gleichermaßen wichtige aerodynamische Gleichgewichtslage α ($c_m = 0$) wird falsch geschätzt. Zudem ist das Newton-Verfahren nicht im für die Flugstabilität kritischen Überschall- und Unterschallgebiet einsetzbar. Daher müssen bereits in dieser Entwurfsphase ergänzend entweder numerische Detailverfahren eingesetzt oder Windkanalexperimente durchgeführt werden. Insgesamt spielt die Qualität der aerodynamischen Modellierung eine zentrale Rolle für den konzeptionellen Entwurf. Besonders stark wirken sich Fehleinschätzungen auf die Flugleistungen und die Flugbelastungen und damit auch auf die Auslegung von Thermalschutz und Struktur aus, zusätzlich über die Stabilitätsproblematik auch auf die Auslegung des Flugregelungssystems.

Die Bestimmung optimaler Flugsteuerungen ist neben der Bedeutung für die Auslegung des

TPS-Systems auch für die Ableitung der Anforderungen an die Fluglenkung wichtig. So konnte gezeigt werden, daß für die betrachtete Flugkörperklasse das Hauptaugenmerk auf die Ziel- bzw. Landegenauigkeit zu richten ist, während die Einhaltung von Lastbeschränkungen eine untergeordnete Rolle spielt, da die Spitzenlasten nur kurzzeitig auftreten und weitgehend von den Eintrittsbedingungen bestimmt sind. Ebenso unterstützen die Detailuntersuchungen zur Lageregelung die Entwurfsaufgabe z. B. bezüglich der Frage des Treibstoffbedarfs und zur Auslegung der Kaltgas-Triebwerke. Die eigentliche Reglerauslegung ebenso wie die Entwicklung von Lenkverfahren kann dagegen nicht als Bestandteil der konzeptionellen Analyse angesehen werden; die oben diskutierten Arbeiten zur Fluglenkung und -regelung begründen sich im vorliegenden Fall vielmehr aus dem zentralen Missionsziel eines gelenkten Rückkehrfluges. Entsprechendes gilt für die Betrachtungen zur Missionssicherheit, die für die speziellen Erfordernisse der COLIBRI-Mission insbesondere wegen der teilweise nicht redundanten Systemauslegung sinnvoll sind.

Die Grundstruktur hat bei ungeflügelten Rückkehr-Flugkörpern typischerweise einen hohen Anteil in der Größenordnung von 20 % an der Gesamtmasse [66], so daß für deren Auslegung auf FEM-Methoden zurückgegriffen werden sollte. Eine entsprechende, den Übergang zwischen Konzept- und Detailentwurf bildende Analyse konnte hier jedoch nicht durchgeführt werden. Im Rahmen des konzeptionellen Entwurfs bestehen über die Massenverteilung und damit die Schwerpunktslage Rückwirkungen auf die aerodynamischen Eigenschaften; wie gezeigt, ist die Sensitivität der aerodynamischen Gleichgewichtslage gegenüber Schwerpunktsverschiebungen sehr ausgeprägt. Die Massenabschätzung der elektrischen Subsysteme sowie des Bergungssystems basiert im vorliegenden Fall weitgehend auf den Erfahrungen des MIRKA-Projekts, für das ähnliche Randbedingungen wie für COLIBRI galten. Daher erschien hierzu keine Detaillierung notwendig, was jedoch auch für den allgemeinen Fall sinnvoll ist, da die Wechselwirkungen zu anderen Subsystemen in dieser Entwurfsphase vergleichsweise schwach ausgeprägt sind.

Insgesamt konnte das in den Kapiteln 3 und 4 definierte Missions- und Flugkörperkonzept durch die Detailanalysen bestätigt und abgesichert werden. Auf Subsystemebene mußte lediglich das Bergungssystem um einen Stabilisierungs-Fallschirm ergänzt werden, um die im unteren Überschall zu erwartenden Stabilitätsprobleme zu überwinden. Damit steht eine ausreichend detaillierte Ausgangsbasis für die Entwicklung eines Experimental-Flugkörpers zur Verfügung. Gleichzeitig steht mit den im Rahmen der vorliegenden Arbeit angewandten Verfahren eine für den konzeptionellen Entwurf von Rückkehrkörpern ausreichende Modellierungstiefe bereit, wobei, wie oben diskutiert, in einzelnen Disziplinen noch die Notwendigkeit von Modell-Verbesserungen besteht. Die momentan als einzelne Entwicklungswerkzeuge vorliegenden Verfahren und Methoden könnten darüber hinaus in zukünftigen Arbeiten zusammengeführt werden, um dem wissenschaftlichen Ziel einer gekoppelten, multidisziplinären Missions- und

System-Gesamtoptimierung für die Auslegung von Rückkehrfahrzeugen näher zu kommen. Allerdings ist für die Vereinheitlichung und Verknüpfung der unterschiedlichen Werkzeuge ein erheblicher Programmieraufwand zu erwarten. Zusätzlich wird der numerische Aufwand insbesondere für die Teilaufgaben des Systementwurfs (Thermalanalyse, Subsystemanordnung) im Rahmen eines in sich geschlossenen Gesamt-Optimierungsverfahrens schnell so groß, daß selbst auf modernen Höchstleistungsrechnern ein interaktives Eingreifen des Systemingenieurs in den Entwurfsprozeß notwendig und auch sinnvoll ist.

6 Zusammenfassung

Der vorliegende Bericht diskutiert die Vorgehensweise des konzeptionellen Systementwurfs für eine auf wissenschaftliche und technologische Flugexperimente ausgerichtete Rückkehrmission eines auftriebsgestützten Flugkörpers. Anhand diesem konkreten Anwendungsbeispiel wurden die Missions- und Entwurfsparameter von Rückkehrsystemen identifiziert, ihre gegenseitigen Wechselwirkungen analysiert und damit auch die für ein ausgewogenes Flugkörper-Gesamtkonzept notwendige bzw. zweckmäßige Detaillierungstiefe von Modellen bzw. Verfahren der einzelnen Fachdisziplinen bestimmt. Damit liefert die Arbeit einen Beitrag zum tieferen Verständnis dieser komplexen gegenseitigen Abhängigkeiten, die bereits zu Beginn der Entwicklung eines Rückkehrsystems bzw. Raumtransportsystems allgemein zu beachten sind, um aufwendige Modifikationen im Verlauf eines Projekts zu begrenzen.

Für diese Aufgabenstellung wurden Entwurfs- und Analyseverfahren der Aero- und Aerothermodynamik, des CAD-Entwurfs und der Missionanalyse neu entwickelt bzw. bereitgestellt und angewandt. Die Fahrzeugentwicklung verfolgt den multidisziplinären, iterativ-sequentiellen Ansatz, der ausgehend von einem sich auf vereinfachte Modelle und Entwurfsverfahren stützenden Anfangskonzept durch den Einsatz genauerer Methoden und das Durchlaufen mehrerer Entwurfszyklen eine stetige Verbesserung des Systementwurfs erreicht, wobei zugleich die Anforderungen auf Gesamtsystem- und Subsystemebene miteinander in Einklang zu bringen sind. Im ersten Entwurfsschritt wurden verschiedenste Konfigurationen und Missionsszenarien hinsichtlich ihrer Eignung für die Erfüllung der vorgegebenen Missionsziele miteinander verglichen. Als Referenzkonfiguration ergab sich hierbei eine Fahrzeugform mit abgeflachter Körperunterseite und am Heck angeordneten Trimmklappen. Dieses Konzept COLIBRI bietet mit einer aerodynamischen Güte von $(A/W) \approx 0,5-0,6$ eine ausreichende Manövrierfähigkeit für die wichtigste Vorgabe der Demonstration eines gelenkten Rückkehrfluges. Als Referenzmission erwies sich ein Mitflug des Rückkehrkörpers als externe Nutzlast der FOTON-Kapsel als besonders zweckmäßig. In diesem Fall kann auf die Entwicklung einer eigenen Deorbit-Antriebseinheit verzichtet und zusätzlich auf die Erfahrungen des MIRKA-Kapselprojekts, teilweise sogar auf bereits hierfür entwickelte Komponenten zurückgegriffen werden. Dies trägt insbesondere der Forderung nach einem Kleinprojekt Rechnung.

Dieses Anfangskonzept wurde danach als CAD-Entwurf bis hinab auf Subsystemebene konkretisiert und auf der Basis von numerischen Detailverfahren und Windkanalmessungen abgesichert. Diese Arbeiten betrafen die Bestimmung der aerodynamischen Eigenschaften, die Berechnung der auf den Flugkörper einwirkenden aerothermodynamischen Belastungen, die Festlegung und Dimensionierung des hierfür erforderlichen Thermalschutzkonzepts, sowie Flugbahnoptimierungen bzw. Bewegungssimulationen zur Ableitung von Anforderungen an die Fluglenkung und die Lageregelung, zur Flugstabilität sowie zu Aspekten der Missionssicherheit.

Der Vergleich der mit unterschiedlicher Modellgüte berechneten Wärmestrombelastungen ergab, daß hier ein Detailverfahren zum Einsatz kommen muß, da die Ergebnisse Grundlage für die Wahl und die Dimensionierung des Thermalschutzkonzepts sind. Gleichzeitig zeigten die Flugbahnanalysen, daß die Eintrittsbedingungen und weniger die Flugsteuerung die Spitzenlasten und damit die TPS-Materialauswahl bestimmen, so daß die Anforderung an die Lenkung im wesentlichen darin besteht, das Zielgebiet mit ausreichender Genauigkeit zu erreichen. Das TPS-Gewicht dagegen wird sehr stark von Entwurfsparametern wie Anfangstemperaturen und zulässiger Innenwandtemperatur bestimmt und weniger vom Niveau der äußeren Lasten. Weiterhin hat sich eine genaue aerodynamische Datenbasis als notwendig bereits für den konzeptionellen Entwurf erwiesen. Nur mit Hilfe von Windkanaldaten und numerischen Detailverfahren konnte die aerodynamische Gleichgewichtslage, die maßgeblich die Flugleistungen bestimmt und Rückwirkungen auf das Gesamtsystem-Konzept hat, ausreichend genau vorhergesagt werden. Ebenso sind aussagekräftige Daten auch für den Unter- und Überschallbereich erforderlich, um Fehleinschätzungen zur hier besonders kritischen Flugstabilität zu vermeiden.

Insgesamt liegt ein Fahrzeugentwurf vor, der alle gestellten Anforderungen erfüllt und die Basis für eine konkrete Fahrzeugdefinition und -entwicklung sein kann. Der Bedarf an wissenschaftlichen und technologischen Rückkehrexperimenten, das Erprobungspotential des vorliegenden Flugkörperkonzepts für den Nachweis der Einsatzreife von Algorithmen und Technologien für zukünftige Raumtransportsysteme und die Option auf eine spätere operationelle Nutzung für Logistikaufgaben sind die wichtigsten Gesichtspunkte, die auch im aktuellen, von der Entwicklung der X-38 bzw. des CRV geprägten Umfeld für ein entsprechendes, eventuell europäisches Kleinprojekt sprechen.

Literaturverzeichnis

- [1] Anderson, J.: Hypersonic and High Temperature Gas Dynamics. McGraw-Hill, 1989.
- [2] Auweter-Kurtz, M., Hald, H., Koppenwallner, G. und Speckmann, H.: "German Reentry Experiments on EXPRESS." IAF 94-1.3.192, 45th International Astronautical Congress, Jerusalem, Israel, Oktober 1994.
- [3] Bregman, E.R.: Flugoptimierung von aerodynamisch gestützten Orbittransferfahrzeugen unter besonderer Berücksichtigung der aerothermodynamischen Fluglasten. Dissertation, Universität Stuttgart, Institut für Raumfahrtsysteme, 1994.
- [4] Burkhardt, J.: "REENT6D – Ein FORTRAN77-Simulationsprogramm für Wiedereintrittssimulationen." Universität Stuttgart, Institut für Raumfahrtsysteme, Interner Bericht IRS-00-IB7, November 2000.
- [5] Burkhardt, J.: "Lenkalgorithmus – Statusbericht." Tischvorlage, Arbeitstreffen des TETRA-Teilprojekts GNC, München-Garching, März 2001.
- [6] Burkhardt, J., Schöttle, U., Messerschmid, E. und Kraft, G.: "Zielsetzung und Konzeption einer semiballistischen Rückkehrkapsel COLIBRI." DGLR-JT95-056, DGLR-Jahrestagung 1995, Bonn, September 1995.
- [7] Burkhardt, J. und Schöttle, U.M.: "Flight Performance and Control Aspects of a Semi-Ballistic Reentry Capsule." AIAA 96-3439, AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, San Diego, CA, USA, Juli 1996.
- [8] Burkhardt, J. und Schöttle, U.M.: "Konzeptionsstudie auftriebserzeugender Rückkehrkörper COLIBRI." Endbericht IRS-96-P10, Institut für Raumfahrtsysteme, Januar 1997.
- [9] Burkhardt, J. und Schöttle, U.M.: "Konzeptionsstudie auftriebserzeugender Rückkehrkörper COLIBRI." Arbeitsbericht IRS-97-P8, Institut für Raumfahrtsysteme, Juli 1997.
- [10] Burkhardt, J., Schöttle, U.M. und Messerschmid, E.: "Mission and System Design Aspects of a Semi-Ballistic Reentry Experiment Vehicle." IAF 97-V.2.07, 48th International Astronautical Congress, Turin, Italy, Oktober 1997.
- [11] Burkhardt, J., Schöttle, U.M. und Zimmermann, F.: "Konzeptionsstudie auftriebserzeugender Rückkehrkörper COLIBRI." Arbeitsbericht IRS-97-P11, Institut für Raumfahrtsysteme, Januar 1998.
- [12] Burkhardt, J., Zimmermann, F., Schöttle, U. und Messerschmid, E.: "Analysis of a Reentry Capsule for Space Station Sample Retrieval, ESA Consultancy on Space Station Utilization." Universität Stuttgart, Institut für Raumfahrtsysteme, Final Report IRS-96-P2, März 1996.
- [13] Cazaux, C., Pardessus, T. und Breard, G.: "The Atmospheric Reentry Demonstrator." DGLR-JT95-058, DGLR-Jahrestagung 1995, Bonn, September 1995.

- [14] Chabrilat, S.: "Optimisation and Use of Hedin's atmospheric empirical model MSIS." *Aeronomica Acta B*, No. 55-1995, Institut d'Aeronomie Spatiale De Belgique, Bruxelles, Belgique, 1995.
- [15] Chiu, S.A. und Pitts, W.C.: "Reusable Surface Insulations for Reentry Spacecraft." AIAA 91-0695, 29th Aerospace Sciences Meeting, Reno, NV, USA, Januar 1991.
- [16] Cohen, N.: "Correlation Formulas and Tables of Density and Some Transport Properties of Equilibrium Dissociating Air for Use in Solutions of the Boundary-Layer Equations." Technical Note NASA-TN-D-194, NASA, Langley Research Center, Hampton, VA, USA, 1960.
- [17] Cohen, N.: "Boundary-Layer Similar Solutions and Correlation Equations for Laminar Heat-Transfer Distribution in Equilibrium Air at Velocities up to 41400 Feet per Second." Technical Report NASA-TR-R-118, NASA, Langley Research Center, Hampton, VA, USA, 1961.
- [18] Cooke, J.: "An Axially Symmetric Analogue for General Three-Dimensional Boundary Layers." Techn. Ber., Deputy Controller Aircraft (Research and Development), Ministry of Supply, Washington, D.C., USA, 1959.
- [19] Curry, D.M.: "Space Shuttle Orbiter Thermal Protection System Design and Flight Experience." Techn. Ber., NASA, Johnson Space Center, Houston, TX, USA, Mai 1993.
- [20] DARA: "Definition eines Deutschen Wiedereintritts-Technologieprogramms." Bonn, Mai 1991.
- [21] DASA: "EXPRESS II Concept, a Controllable Low-Lift Reentry Vehicle." Präsentationsunterlagen, Bremen, 1994.
- [22] DASA Raumfahrt Infrastruktur: "Informationsbroschüre „Space Propulsion"." München, April 1996.
- [23] DASA/Jena-Optronik GmbH, Kayser-Threde GmbH: "MIRKA – Critical Design Review." Mai 1993.
- [24] DASA/Jena-Optronik GmbH, Kayser-Threde GmbH: "MIRKA – Nutzerhandbuch Experiment-schnittstellen." Dok.Nr. MK-EX-HB-0001, November 1993.
- [25] Erichsen, P.: "Performance of Satellite Propellant-Storage Systems." Techn. Ber. ESRO-TN-117, European Space Research and Technology Centre, ESRO (ESTEC), Noordwijk, The Netherlands, Oktober 1973.
- [26] Esch, H.: "Kraftmessungen an einem Modell der semiballistischen Rückkehrkapsel COLIBRI." DLR, Köln, Interner Bericht IB-39113-97A04, September 1997.
- [27] Farachi, F., Zimmermann, F. und Schöttle, U.: "Impact of a Tether-Assisted Deorbitation on the Performance of Guided Capsule Re-Entry." DGLR-JT99-203, DGLR-Jahrestagung 1999, Berlin, September 1999.
- [28] Figgen, A., Roenneke, A.J. und Well, K.H.: "Untersuchungen zur Lenkung und Regelung einer semiballistischen Kapsel beim Wiedereintritt in die Erdatmosphäre." 3. Space Course, Lehrgang über Raumtransportsysteme, Stuttgart, Februar-März 1995, S. 209-229.
- [29] Frühauf, H.H., Fertig, M., Olawsky, F. und Bönisch, T.: "Upwind Relaxation Algorithm for Re-entry Nonequilibrium Flows." In: *High Performance Computing in Science and Engineering* (Herausgegeben von Krause, E. und Jäger, W.), Springer Verlag, Berlin, 1999.

-
- [30] Fuhry, D.P.: "Adaptive Atmospheric Reentry Guidance for the Kistler K-1 Orbital Vehicle." AIAA 99-4211, AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, Portland, OR, USA, August 1999.
- [31] Graf, E.D.: "The X-38 and Crew Return Vehicle Programmes." ESA Bulletin 101, Februar 2000.
- [32] Graf, E.D., Leveugle, T., Berthe, P., Klädtke, R. und Basile, L.: "International Cooperation on X-38 and Crew Return Vehicles (X-38/CRV) for the International Space Station." AIAA 98-1635, AIAA 8th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Norfolk, VA, USA, April 1998.
- [33] Groß, A.: Anwendung eines Gradienten-Projektions-Algorithmus auf die Fluglenkung einer semi-ballistischen Kapsel. Diplomarbeit IRS-97-S27, Universität Stuttgart, Institut für Raumfahrtssysteme, Dezember 1997.
- [34] Hankey, W.: Re-Entry Aerodynamics. Education series, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 1988.
- [35] Harpold, J.C. und Graves, C.A.: "Shuttle Entry Guidance." Journal of the Astronautical Sciences, Bd. 27, Nr. 3, S. 239–268, Juli-September 1979.
- [36] Hedin, A.E.: "Extension of the MSIS Thermospheric Model into the Middle and Lower Atmosphere." Journal of Geophysical Research, 96, A2, S. 1159–1172, 1991.
- [37] 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, 58, S. 1421–1447, 1996.
- [38] Herdrich, G., Auweter-Kurtz, M., Hartling, M. und Laux, T.: "Multi-Channel Temperature Measurements on Ceramic Heat Shields." IAF 97-I.5.06, 48th International Astronautical Congress, Turin, Italy, Oktober 1997.
- [39] Herdrich, G., Auweter-Kurtz, M., Hartling, M. und Laux, T.: "Present Design of the Pyrometric Sensor System PYREX-KAT38 for X-38." AAAF International Symposium: Atmospheric Re-entry Vehicles and Systems, Arcachon, France, März 1999.
- [40] Hilsenrath, J., Klein, M. und Woolley, H.: "Tables of Thermodynamic Properties of Air Including Dissociation and Ionization from 1500 Kelvin to 15000 Kelvin." Technical Report AEDC-TR-59-20, National Bureau of Standards, Thermodynamics Section, Washington, D.C., USA, 1959.
- [41] Hinüber, A.: Numerische Analyse des Thermalverhaltens typischer Hitzeschutzschilde. Studienarbeit IRS-95-S4, Universität Stuttgart, Institut für Raumfahrtssysteme, März 1995.
- [42] Isakowitz, S.J.: "International Reference Guide to Space Launch Systems." American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Washington, D.C., USA, 1991 Edition.
- [43] Jahn, G.: Theoretische und experimentelle Untersuchung des Hitzeschutzverhaltens einer Rückkehrkapsel. Dissertation, Universität Stuttgart, Institut für Raumfahrtssysteme, 1998.
- [44] Jahn, G., Burkhardt, J., Fertig, M. und Schöttle, U.: "MIRKA-Hitzeschildexperiment." Endbericht IRS-98-P2, Institut für Raumfahrtssysteme, April 1998.
- [45] Kark, A.: Untersuchungen zur Steuerbarkeit einer semiballistischen Rückkehrkapsel mittels Heckklappen. Studienarbeit IRS-98-S18, Universität Stuttgart, Institut für Raumfahrtssysteme, Juli 1998.

- [46] Kasper, R. und Schmitt, G.: "Das Mikro-Rückkehrkapsel-Projekt MIRKA." DGLR-JT95-057, DGLR-Jahrestagung 1995, Bonn, September 1995.
- [47] Kurz, A.: Untersuchung der Eigenschaften beschichteter C/C-SiC-Strukturen. Studienarbeit IRS-00-S3, Universität Stuttgart, Institut für Raumfahrtsysteme, Mai 2000.
- [48] Larson, W.J. und Wertz, J.R.: Space Mission Analysis and Design. Space Technology, Microcosm Inc./ Kluwer Academic Publishers, 1992.
- [49] Macret, J.L. und Leveugle, T.: "The Atmospheric Reentry Demonstrator Program: Overview and Flight Results." IAF 99-V.2.10, 50th International Astronautical Congress, Amsterdam, The Netherlands, Oktober 1999.
- [50] Mease, K.D. und Kremer, J.P.: "Shuttle Entry Guidance Revisited." AIAA 92-4450, AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, Hilton Head Island, SC, USA, August 1992.
- [51] Messerschmid, E. und Fasoulas, S.: Raumfahrtsysteme. Springer-Verlag, Berlin Heidelberg New York, 2000.
- [52] Messerschmid, E. und Schötte, U.M.: "Der Wiedereintritt von Kapseln und geflügelten Fahrzeugen in die Atmosphäre." 3. Space Course, Lehrgang über Raumtransportsysteme, Stuttgart, Februar-März 1995.
- [53] Mooij, E., Kremer, F.G.J. und Sudmeijer, K.J.: "Conceptual Design of a Small Re-entry Test Vehicle." AIAA 98-1631, AIAA 8th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Norfolk, VA, USA, April 1998.
- [54] Mooij, E., Sudmeijer, K.J. und Kremer, F.G.J.: "Mission Analysis of a Low-Cost Re-entry Test Vehicle." AIAA 99-4935, AIAA 9th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Norfolk, VA, USA, November 1999.
- [55] Noack, E.: "ASTRA-Programmierung." ASTRA-Workshop, Tischvorlage, Bonn, Februar 2000.
- [56] Papageorgiou, M.: Optimierung – Statische, dynamische und stochastische Verfahren für die Anwendung. R. Oldenbourg-Verlag, München Wien, 1991.
- [57] Paus, M.: Ein numerisches Verfahren für die optimale Echtzeitsteuerung von Luft- und Raumfahrzeugen. Dissertation, Universität Stuttgart, Institut für Flugmechanik und Flugregelung, 1996.
- [58] Petro, A.J., Andrews, D.G. und D., W.E.: "A Personnel Launch System for Safe and Efficient Manned Operations." IAF 90-161, 41st International Astronautical Congress, Dresden, Germany, Oktober 1990.
- [59] Rauscher, U.: 6D-Simulation des gesteuerten Rückkehrfluges der COLIBRI-Rückkehrkapsel auf einem Parallelrechner. Diplomarbeit IRS-95-S11, Universität Stuttgart, Institut für Raumfahrtsysteme, August 1995.
- [60] Regan, F. und Anandakrishnan, S.: Dynamics of Atmospheric Re-Entry. Education Series, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 1993.
- [61] Roenneke, A.J.: Ein bordautonomes Verfahren zur Flugführung und Regelung von Rückkehrfahrzeugen. Dissertation, Universität Stuttgart, Institut für Flugmechanik und Flugregelung, 2001, noch nicht veröffentlicht.

-
- [62] Roenneke, A.J. und Well, K.H.: "Nonlinear Flight Control for a High-Lift Reentry Vehicle." AIAA 95-3370, AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, Baltimore, MD, USA, August 1995.
- [63] Schittkowski, K.: "NLPQL – A FORTRAN Subroutine for Solving Constrained Nonlinear Programming Problems." Annals of Operations Research 5, S. 485–490, 1985/86.
- [64] Schmitt, G., Pfeuffer, H., Kasper, R., Kleppe, F., Burkhardt, J. und Schöttle, U.M.: "The MIRKA Re-Entry Mission." IAF-98-V.2.07, 49th International Astronautical Congress, Melbourne, Australia, September-Oktober 1998.
- [65] Schöttle, U., Auweter-Kurtz, M., Burkhardt, J., Fertig, M., Frühauf, H.H., Habiger, H., Jahn, G. und Messerschmid, E.: "Flugdatenauswertung der MIRKA-Experimente HEATIN und PYREX." DGLR-JT98-203, DGLR-Jahrestagung 1998, Bremen, Oktober 1998.
- [66] Schöttle, U.M.: "Wiedereintrittsprobleme von Raumflugsystemen, Teil I: Flugmechanische und aerothermodynamische Grundlagen." Vorlesungsskript, Universität Stuttgart, Institut für Raumfahrtssysteme, 2000.
- [67] Schöttle, U.M. und Burkhardt, J.: "Konzeptionsstudie auftriebserzeugender Rückkehrkörper COLIBRI." Zwischenberichte IRS-94-P4, IRS-94-P5, IRS-95-P7, IRS-95-P12, IRS-96-P6, Institut für Raumfahrtssysteme, 1994-96.
- [68] Schöttle, U.M., Burkhardt, J. und Zimmermann, F.: "Optimal Flight Control of a Reentry Capsule with Consideration of Mission Constraints." AIAA 97-3659, AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, New Orleans, LA, USA, August 1997.
- [69] Smith, G.: Numerische Lösung von partiellen Differentialgleichungen. Vieweg, Braunschweig, 1970.
- [70] Starke, J., Reinhold, S., Keerl, P.N. und Ovadya, S.Y.: "SPARC – Small Payload Return Capsule." Final Report. DASA – CoC Ottobrunn, RIX 53, April 1996.
- [71] Tava, M.: Analysis of Reentry Window, Visibility, and Heating Rate Constraints for Semiballistic Sample Return Capsules. Diplomarbeit IRS-96-S17, Universität Stuttgart, Institut für Raumfahrtssysteme, September 1996.
- [72] Wagner, S., Lösch, R. und Wirtz, R.: "Numerische Methoden für den aerodynamischen Entwurf hypersonischer Fluggeräte." 3. Space Course, Lehrgang über Raumtransportsysteme, Stuttgart, Februar-März 1995, S. 433-464.
- [73] Wallner, E., Burkhardt, J., Zimmermann, F., Schöttle, U.M. und Well, K.H.: "A Guidance and Control Concept for the X-38 Re-Entry Vehicle." IAF 99-A.1.04, 50th International Astronautical Congress, Amsterdam, The Netherlands, Oktober 1999.
- [74] Wieser, C.: Aerodynamischer Vorentwurf von Hyperschallkonfigurationen für die Missions- und Systemanalyse zukünftiger Raumtransportsysteme. Studienarbeit, Universität Stuttgart, Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Dezember 1995.
- [75] Wilde, D.: "IRDT Demonstration Flight, Final Report." DaimlerChrysler Aerospace, Bremen, Mai 2000.
- [76] Willemse, B.: Preliminary Design of a Moving-Mass Control System for a Reentry Capsule. Studienarbeit IRS-96-S6, Universität Stuttgart, Institut für Raumfahrtssysteme, April 1996.

- [77] Williams, S.D. und Curry, D.M.: "Thermal Protection Materials – Thermophysical Property Data." Reference Publication NASA-RP-1289, NASA, Washington, D.C., USA, Dezember 1992.
- [78] Wirtz, R.: Eine Methodik für die aerodynamische Vorentwurfsrechnung im Hyperschall. Dissertation, Universität Stuttgart, Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, 1993.
- [79] Zimmermann, F.: Analyse von Lenkkonzepten zur aerodynamischen Flugsteuerung der semibalistischen Rückkehrkapsel COLIBRI. Diplomarbeit IRS-95-S7, Universität Stuttgart, Institut für Raumfahrtssysteme, Juni 1995.
- [80] Zimmermann, F.: Optimierung der seilgestützten Rückkehrmission einer gelenkten Wiedereintrittskapsel. Dissertation, Universität Stuttgart, Institut für Raumfahrtssysteme, 2001, noch nicht veröffentlicht.
- [81] Zimmermann, F., Burkhardt, J. und Schöttle, U.M.: "Comparison of Guidance Concepts for a Semi-Ballistic Reentry Capsule." AIAA 96-3708, AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, San Diego, CA, USA, Juli 1996.
- [82] "Advanced Modeling ExtensionTM Release 2.1, Benutzerhandbuch." Autodesk, Inc., Part No. 600001-00203-12, August 1992.
- [83] "AutoCAD[®] Release 12, Referenzhandbuch." Autodesk, Inc., Part No. 600001-00104-12, August 1992.
- [84] "FESTIP System Study, Concept Selection Workshop – Handout." Lenggries, Germany, September 1998.
- [85] "IMSL - International Mathematical Standard Library." Houston, TX, USA, Januar 1989.
- [86] "Rahmenkonzept für Arbeiten zur Erforschung der Grundlagen für den Hyperschallflug im Rahmen von Sonderforschungsbereichen der Deutschen Forschungsgemeinschaft." Rahmenkonzept der Sonderforschungsbereiche 253, 255 und 259, Fassungen 1989 bis 1995.
- [87] "Präzisionsnavigation in Raumflugkörpern mit Wiedereintritt in die Erdatmosphäre (SpaceNav), Definitionsstudie zum Experiment SpaceNav - Phase B." 1992.
- [88] "Technologieprogramm Heiße Strukturen – Phase I." Tischvorlage der Endpräsentation (MAN, DASA/Dornier und DLR), Bonn, Juni 1996.
- [89] "USERS Feasibility Study – Final Study Report, Annex A: Machbarkeitsstudie COLIBRI, Abschlußbericht." Dok.Nr. COL-GD-AB-0001, August 1995.

Anhang

Der Anhang ergänzt die flugmechanischen Grundlagen des Abschnitts 2.1 um die graphische Darstellung der Koordinatensysteme und um die Angabe der Bewegungsgleichungen. Eine ausführlichere Darstellung ist in [4] zu finden.

A.1 Koordinatensysteme

Die im Rahmen der Arbeit der Arbeit verwendeten Koordinatensysteme und die für die Aufstellung der Transformationsbeziehungen benötigten Größen werden im weiteren graphisch veranschaulicht. Zunächst stellt die Abb. A.1 schematisch die Zusammenhänge zwischen den einzelnen Systemen dar. Hierbei sind die Komponenten des Zustandsvektors nach Gl. (2.3) durch Unterlegung hervorgehoben. Die Abb. A.2 zeigt die Übergänge von System zu System im Detail. Die Abb. A.2a beschreibt den Übergang vom erdfesten, geozentrischen System (j) in die mit dem Flugkörper mitbewegten Systeme (h) – dem über die geozentrische Breite definierten Horizontalsystem – und (v) – dem auf eine ruhende Atmosphäre bezogenen Geschwindigkeitssystem. Die Abb. A.2b zeigt die Zusammenhänge zwischen dem Hauptachsensystem (o) und dem aerodynamischen System (a), in dem i. a. die Luftkräfte und -momente angegeben werden. Ergänzend verdeutlicht die Abb. A.2c, daß bei Berücksichtigung von atmosphärischen Winden \vec{w} zwei Geschwindigkeitssysteme zur Beschreibung der Flugbewegung erforderlich sind.

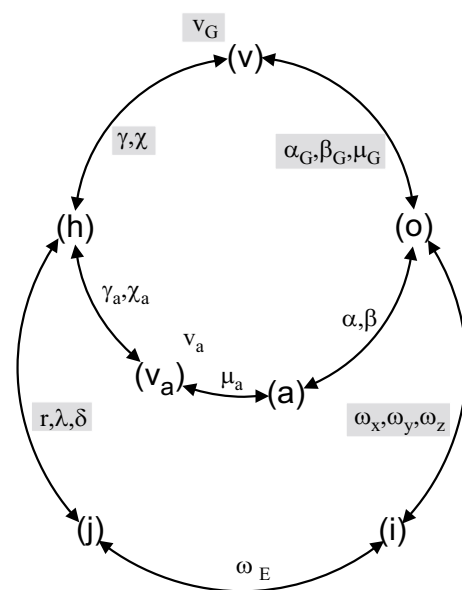


Abb. A.1: Koordinatensysteme und Transformationsgrößen (schematisch)

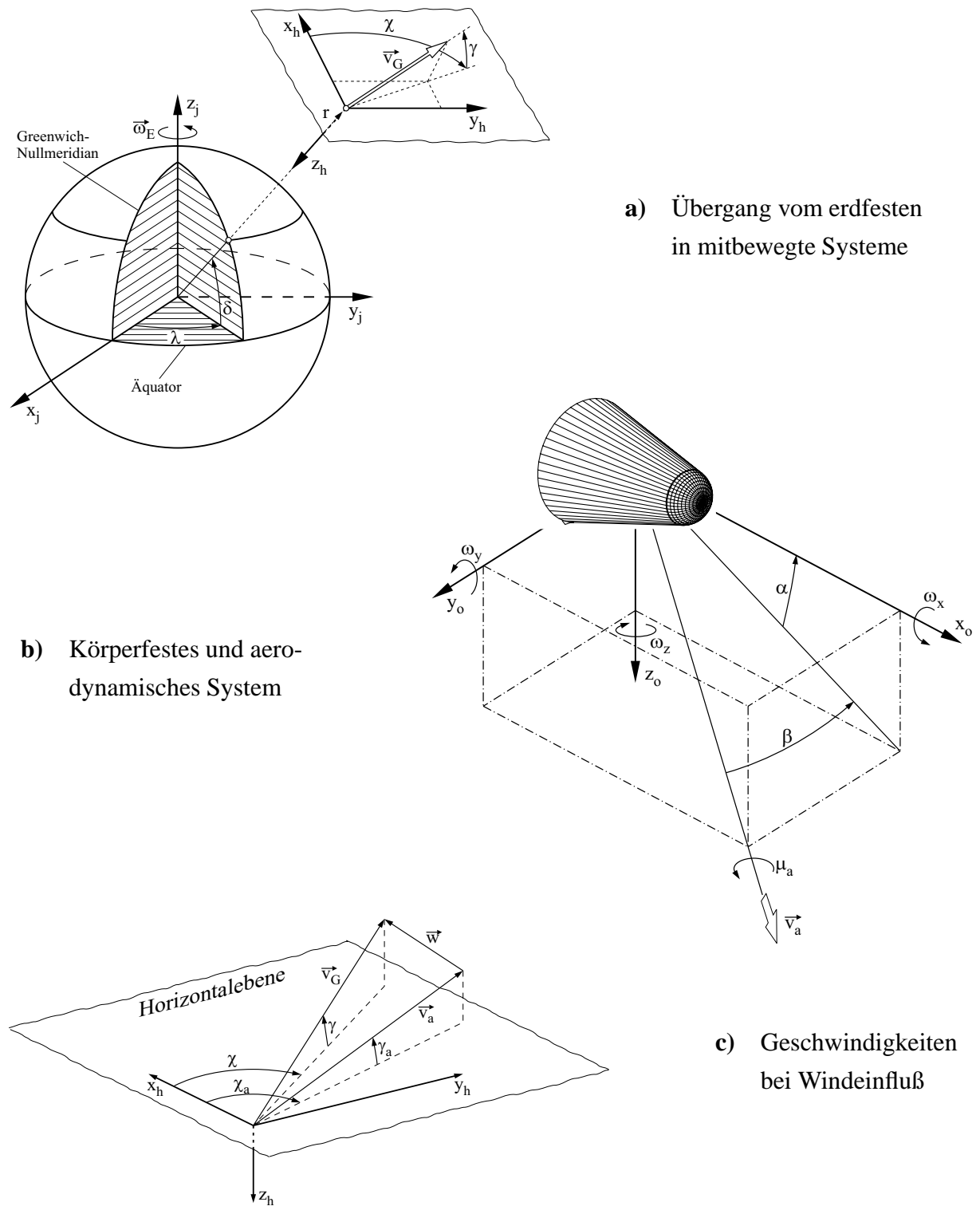


Abb. A.2: Koordinatensysteme – Zusammenhänge im Detail

A.2 Bewegungsgleichungen

Die Vektorzustandsgleichung Gl. (2.4) kann je nach Anwendung in unterschiedlichen Koordinatensystemen aufgestellt werden. Im vorliegenden Fall wird die **Translationsbewegung** im Horizontalsystem (h) ausgewertet. Für die kinematischen Zusammenhänge gilt:

$$\begin{aligned} \dot{r} &= v_G \sin \gamma \\ \dot{\lambda} &= \frac{v_G \cos \gamma \sin \chi}{r \cos \delta} \\ \dot{\delta} &= \frac{v_G \cos \gamma \cos \chi}{r} \end{aligned} \quad (\text{A.1})$$

Die Dynamik der Flugbewegung wird über den Betrag des Geschwindigkeitsvektors über Grund \vec{v}_G und seine Orientierung gegenüber dem Horizontalsystem (h) ausgewertet:

$$\begin{pmatrix} \dot{v}_G \\ v_G \dot{\gamma} \\ v_G \cos \gamma \dot{\chi} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \gamma \cos \chi & \cos \gamma \sin \chi & -\sin \gamma \\ -\sin \gamma \cos \chi & -\sin \gamma \sin \chi & -\cos \gamma \\ -\sin \chi & \cos \chi & 0 \end{bmatrix} \cdot \vec{a}, \quad (\text{A.2})$$

wobei der Beschleunigungsvektor \vec{a} für den Fall eines antriebslosen Flugkörpers Gravitations-, Luftkraft- und Relativbeschleunigungsanteile umfaßt:

$$\vec{a} = \vec{a}_{\text{grav}} + \vec{a}_{\text{aer}} + \vec{a}_{\text{rel}} \quad (\text{A.3})$$

Für die Gravitationsbeschleunigung gilt im Horizontalsystem (h):

$$\vec{a}_{\text{grav}} = \begin{pmatrix} g_\delta \\ g_\lambda \\ g_r \end{pmatrix} \quad (\text{A.4})$$

Die im aerodynamischen System (a) ermittelten Luftkräfte Widerstand W , Querkraft Q und Auftrieb A werden mittels

$$\begin{aligned} \vec{a}_{\text{aer}} &= -\frac{W}{m} \begin{pmatrix} \cos \gamma_a \cos \chi_a \\ \cos \gamma_a \sin \chi_a \\ -\sin \gamma_a \end{pmatrix} + \frac{Q}{m} \begin{pmatrix} -\cos \mu_a \sin \chi_a + \sin \mu_a \sin \gamma_a \cos \chi_a \\ \cos \mu_a \cos \chi_a + \sin \mu_a \sin \gamma_a \sin \chi_a \\ \sin \mu_a \cos \gamma_a \end{pmatrix} \\ &\quad - \frac{A}{m} \begin{pmatrix} \sin \mu_a \sin \chi_a + \cos \mu_a \sin \gamma_a \cos \chi_a \\ -\sin \mu_a \cos \chi_a + \cos \mu_a \sin \gamma_a \sin \chi_a \\ \cos \mu_a \cos \gamma_a \end{pmatrix} \end{aligned} \quad (\text{A.5})$$

ins Horizontalsystem (h) überführt. Für die die Relativbeschleunigung des (h)-Systems gegenüber dem Inertialsystem beschreibenden Terme gilt:

$$\begin{aligned} \vec{a}_{\text{rel}} = & -2 \omega_E v_G \cos \gamma \begin{pmatrix} \sin \delta \sin \chi \\ -\sin \delta \cos \chi + \tan \gamma \cos \delta \\ \cos \delta \sin \chi \end{pmatrix} - r \omega_E^2 \cos \delta \begin{pmatrix} \sin \delta \\ 0 \\ \cos \delta \end{pmatrix} \\ & - \frac{v_G^2}{r} \cos \gamma \begin{pmatrix} \sin \gamma \cos \chi + \cos \gamma \sin^2 \chi \tan \delta \\ \sin \chi (\sin \gamma - \cos \gamma \cos \chi \tan \delta) \\ \cos \gamma \end{pmatrix} \quad (\text{A.6}) \end{aligned}$$

Falls Windeinflüsse vernachlässigt werden, vereinfachen sich die Gln. (A.2)-(A.6) ganz wesentlich, da die Systeme (v) und (v_a) zusammenfallen, Abb. A.2 c, und damit $v = v_a = v_G$, $\gamma_a = \gamma$, $\chi_a = \chi$ und $\mu_a = \mu_G$ gilt:

$$\begin{aligned} \begin{pmatrix} \dot{v} \\ v \dot{\gamma} \\ v \cos \gamma \dot{\chi} \end{pmatrix} = & \begin{bmatrix} \cos \gamma \cos \chi & \cos \gamma \sin \chi & -\sin \gamma \\ -\sin \gamma \cos \chi & -\sin \gamma \sin \chi & -\cos \gamma \\ -\sin \chi & \cos \chi & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{pmatrix} g_\delta \\ g_\lambda \\ g_r \end{pmatrix} \\ & + \frac{1}{m} \begin{pmatrix} -W \\ -Q \sin \mu_a + A \cos \mu_a \\ Q \cos \mu_a + A \sin \mu_a \end{pmatrix} + r \omega_E^2 \cos^2 \delta \begin{pmatrix} \sin \gamma - \cos \chi \tan \delta \cos \gamma \\ \cos \gamma + \cos \chi \tan \delta \sin \gamma \\ \sin \chi \tan \delta \end{pmatrix} \\ & + 2 \omega_E v \begin{pmatrix} 0 \\ \cos \delta \sin \chi \\ \cos \delta \cos \chi \sin \gamma - \sin \delta \cos \gamma \end{pmatrix} + \frac{v^2}{r} \cos \gamma \begin{pmatrix} 0 \\ 1 \\ \tan \delta \sin \chi \cos \gamma \end{pmatrix} \quad (\text{A.7}) \end{aligned}$$

Zusätzlich entfällt die Unterscheidung bei den Anströmwinkeln, d. h. $\alpha = \alpha_G$ und $\beta = \beta_G$.

Die Gleichungen der **Rotationsbewegung** werden im körperfesten System (o) aufgestellt. Dabei wird die Lage des Flugkörpers im Raum gegenüber dem Geschwindigkeitssystem (v), das an die Geschwindigkeit über Grund v_G geknüpft ist, angegeben. Die wind-unabhängigen Grössen α_G , β_G und μ_G werden als Lagewinkel verwendet:

$$\begin{aligned} \dot{\alpha}_G &= (\omega_y - \omega_{v,y}) - \tan \beta_G [\cos \alpha_G (\omega_x - \omega_{v,x}) + \sin \alpha_G (\omega_z - \omega_{v,z})] \\ \dot{\beta}_G &= \sin \alpha_G (\omega_x - \omega_{v,x}) - \cos \alpha_G (\omega_z - \omega_{v,z}) \\ \dot{\mu}_G &= \frac{1}{\cos \beta_G} [\cos \alpha_G (\omega_x - \omega_{v,x}) + \sin \alpha_G (\omega_z - \omega_{v,z})] \end{aligned} \quad (\text{A.8})$$

Hierbei beschreiben die Komponenten $\omega_{v,i}$ die Führungsgeschwindigkeit des (v)-Systems gegenüber dem Inertialsystem (i) [4], während $\vec{\omega}$ die absolute Drehgeschwindigkeit gegenüber dem Inertialsystem darstellt. Diese kann mit Hilfe der Eulerbeziehungen ermittelt werden:

$$\begin{aligned}\dot{\omega}_x &= \frac{M_x + (I_{yy} - I_{zz})\omega_y \omega_z}{I_{xx}} \\ \dot{\omega}_y &= \frac{M_y + (I_{zz} - I_{xx})\omega_z \omega_x}{I_{yy}} \\ \dot{\omega}_z &= \frac{M_z + (I_{xx} - I_{yy})\omega_x \omega_y}{I_{zz}}\end{aligned}\tag{A.9}$$

Hierbei sind M_i die einwirkenden Momente und I_{ii} die Hauptträgheitsmomente des Flugkörpers.

Bei gegebenen Startwerten kann das Gleichungssystem (A.1), (A.2), (A.8) und (A.9) durch numerische Integration gelöst werden. Es weist Singularitäten bei $\delta = \pm 90^\circ$, Gl. (A.1), $\gamma = \pm 90^\circ$, Gl. (A.2) und $\beta = \pm 90^\circ$, Gl. (A.8) auf, die durch geeignete Alternativformulierungen abgefangen werden müssen.

Englische Kurzfassung

Conceptual Design and Mission Analysis of a Medium Lift-to-Drag Reentry Vehicle

B.1 Introduction

One key issue for the development of future reusable space transportation vehicles is to provide the required reentry technologies. Since ground test facilities can simulate only a small fraction of the hypersonic environment encountered during reentry flight, flight testing is the only means to provide data for validating design methodologies, verifying numerical prediction methods, and to attain operational experience in this field of technology. In Europe ESA's Atmospheric Reentry Demonstrator (ARD) [49] and the German capsule projects EXPRESS [2] and MIRKA [64, 65] serve this purpose¹.

In order to extend the flight testing potential beyond the capabilities of Apollo-type low (L/D) or ballistic capsules, a small lifting reentry vehicle called COLIBRI (**C**oncept of a **L**ifting **B**ody for **R**entry **I**nvestigations) is conceived as a testbed to autonomously perform scientific and technology experiments with three primary goals: 1. investigate aero-thermodynamic phenomena encountered during hypersonic flight, 2. test advanced materials and concepts for thermal protection systems (TPS), and 3. perform both flight dynamics and guidance, navigation, and control (GNC) experiments during a controlled atmospheric reentry flight [6, 8]. Such small controllable vehicles could also, once flight tested, serve as a low-cost option to allow frequent return and easy recovery of small payloads from the International Space Station [12], since the operation of winged reentry vehicles such as the Shuttle Orbiter is complex and the flight rate low. This holds also true for large manned vehicles such as the Crew Return Vehicle and its prototype X-38 presently being developed in the United States with major European contributions [31].

The report focuses on the conceptual design and the mission analysis of the COLIBRI vehicle. The vehicle design is performed in a sequence of steps employing more and more sophisticated

¹ The EXPRESS mission failed in January 1995 due to a launcher malfunction, the MIRKA and the ARD mission were successfully carried out in October 1997 and in October 1998, respectively.

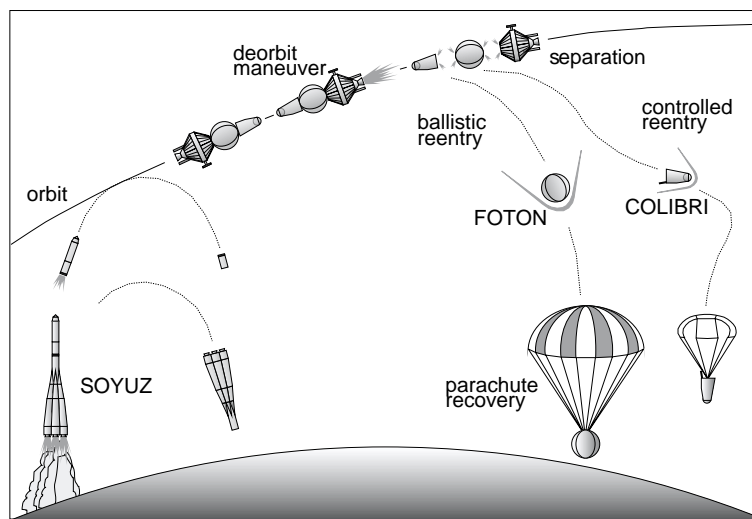


Fig. B.1: Mission profile of COLIBRI

analysis tools in subsequent iteration cycles. In addition to this, the design consolidation is based on wind tunnel results concerning aerodynamics and on plasma wind tunnel experiments regarding aerothermodynamic TPS material properties. The results of these detail analyses allow a review of the validity of the previous simplified assumptions and an evaluation, which level of analysis and design tools is suitable for conceptual mission and vehicle design to provide a basis sufficiently accurate for a subsequent definition and development phase.

B.2 Reference Mission and Vehicle Design

As a compromise between system cost and overall system complexity aspects, a “piggy-back”-flight opportunity on a Russian FOTON carrier-capsule, launched into a low Earth orbit by a Soyuz rocket, has been found to be the best carrier option for the COLIBRI vehicle according to the following advantages [8]: The experimental vehicle needs not to be equipped with a deorbit propulsion module, because the carrier capsule will perform the deorbit maneuver prior to separation of the COLIBRI vehicle, which reduces both, development and operational cost. In addition to this, the SOYUZ launch cost are comparatively low and the operational experience acquired within the MIRKA capsule program, where also a FOTON flight opportunity has been chosen, could be used.

The mission profile of COLIBRI is illustrated in Fig. B.1. During the orbital mission of FOTON the COLIBRI vehicle stays in a dormant mode, observing only minor thermal control functions to stay within temperature bounds. After the deorbit burn, generated by the expendable FOTON deorbit module, and the subsequent separation maneuver, COLIBRI performs an autonomous and controlled reentry flight to a designated recovery site.

To support the selection of the vehicle shape three-degree-of-freedom (3DOF) trajectory simulations have been performed, by which for a representative set of vehicle parameters the flight performance and the flight loads have been assessed. The most important design parameters are the lift-to-drag ratio (L/D) and the ballistic coefficient $\beta_k = m/(C_D S)$, that, together with the sole flight control, the bank angle μ_a , govern the mechanical and aerothermal loads encountered during reentry. These design drivers must be selected such that cross range requirements, determining the width of the reentry window, and flight constraints

$$\begin{aligned}
 &\bullet \text{ load factor} && n = \sqrt{L^2 + D^2}/(m g_0) \leq n_{\max} \\
 &\bullet \text{ heat flux} && \dot{Q} \leq \dot{Q}_{\max} \\
 &\bullet \text{ integral heat load} && Q = \int_{t_0}^{t_f} \dot{Q} dt \leq Q_{\max} \\
 &\bullet \text{ surface temperature} && T \leq T_{\max}
 \end{aligned} \tag{B.1}$$

are met. The maximum admissible values are highly dependent on the state of technology involved, regarding heat resistant, lightweight materials and structures, and on the experimental payload considered.

The dependency of the cross range on (L/D) is depicted in [Fig. B.2](#) for an initial orbit in the equatorial plane. Maximum cross range is typically obtained by bank angles of $\mu_a = 45^\circ \pm 1^\circ$. Subject to such control values the load factor n remains below 3 g during the flights. However the simulation results do not take into account flight constraints, which require a modulation of bank angle controls to stay within the admissible boundaries. The impact of the flight controls must be determined by flight path optimization.

From [Fig. B.2](#) it may also be noted, that variations of the ballistic coefficient β_k have only a minor influence on the flight performance. This design parameter, however, has a pronounced effect on the heating loads encountered during reentry flights as becomes evident from inspection of [Fig. B.3](#) for typical reentry conditions. The integral heat load grows with increasing (L/D) and increasing β_k due to the longer atmospheric flight phase. These results have been obtained by using the well-known semi-empirical stagnation point model

$$\dot{Q} = \frac{c}{\sqrt{(r_N/[1\text{ft}]})} \sqrt{\frac{\rho}{\rho_0}} \cdot \left(\frac{v}{v_R}\right)^{3.15} \tag{B.2}$$

with r_N the nose radius in ft, ρ the local atmosphere density, v the velocity, the reference values $\rho_0 = 1.225 \text{ kg/m}^3$, $v_R = 7924.8 \text{ m/s}$, and the dimensioning coefficient $c = 2 \cdot 10^8 \text{ W/m}^2$. The facts described above indicate that medium lift-to-drag vehicles yield reduced maximum heat loads in addition to an increased landing area compared to low (L/D) or even ballistic vehicles.

The reentry cross range also determines the frequency of landing opportunities which is an important feature if the number of recovery sites is limited. As an example [Fig. B.4](#) shows the

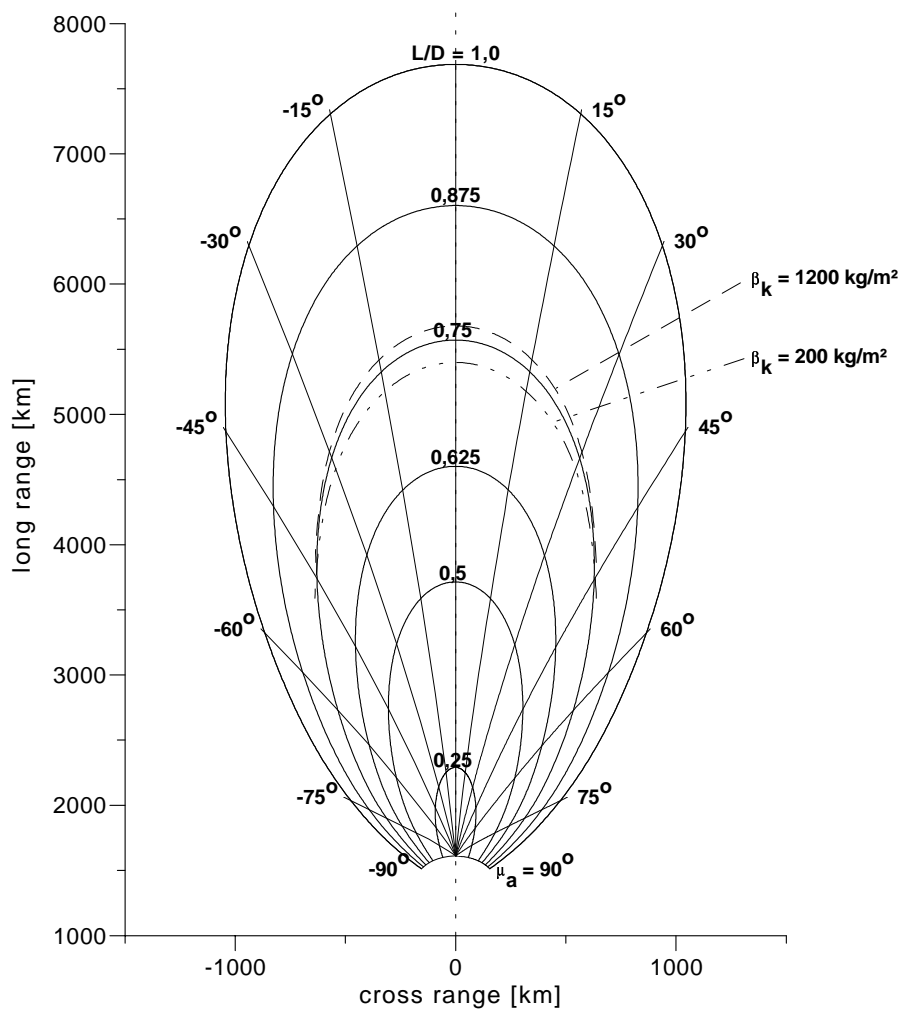


Fig. B.2: Attainable landing area (entry conditions $v_E = 7800 \text{ m/s}$, $\gamma_E = -2,8^\circ$, $\beta_k = 600 \text{ kg/m}^2$)

number of accesses that averagely occur in different periods of time to the arbitrarily assumed recovery base of Castilla V., Spain. Four vehicles with different cross range capabilities ranging from 0 to 300 nm (1 nautical mile $\approx 1.85 \text{ km}$) according to L/D properties of 0, 0.2, 0.4, and 0.7 (approx.) are considered. As can be noted, within this range the monthly chances to attain the desired target grow by more than ten times. This is an important fact in order to provide frequent return opportunities e.g. from the International Space Station.

Based on the observations described above, on the general objective of the mission to perform technology and scientific experiments, and on aerodynamic analyses utilizing the modified Newtonian flow model, a vehicle shape as depicted in [Fig. B.5](#) has been selected [8]. This sphere-cone exhibits a oblate bottom surface and a two-segment body flap. The dimensions of approximately 1.5 m in length and 1 m in maximum diameter have been chosen to meet the geometrical constraints of the payload fairing of the Soyuz launch rocket. The shape offers

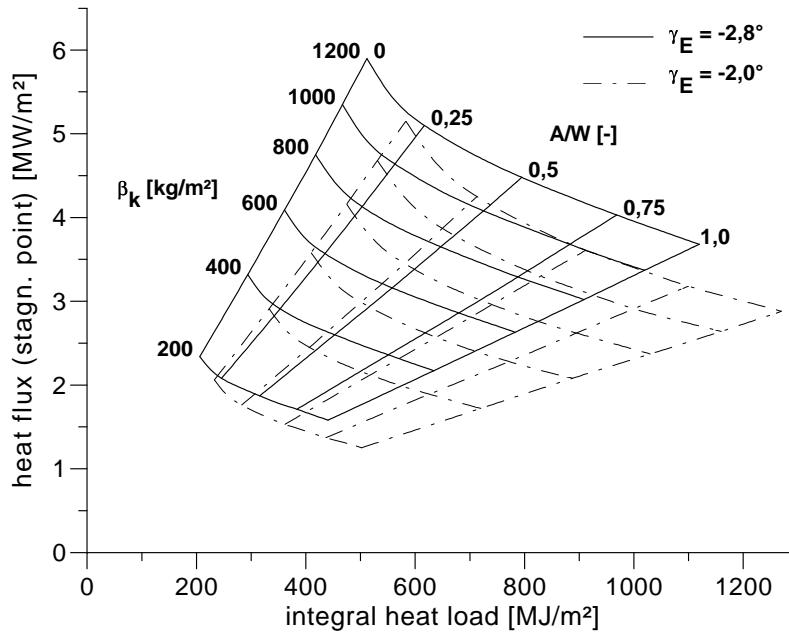


Fig. B.3: Heating loads at the stagnation point
 ($v_E = 7800 \text{ m/s}$, $\mu_a = 45^\circ$, $r_N = 0,2 \text{ m}$)

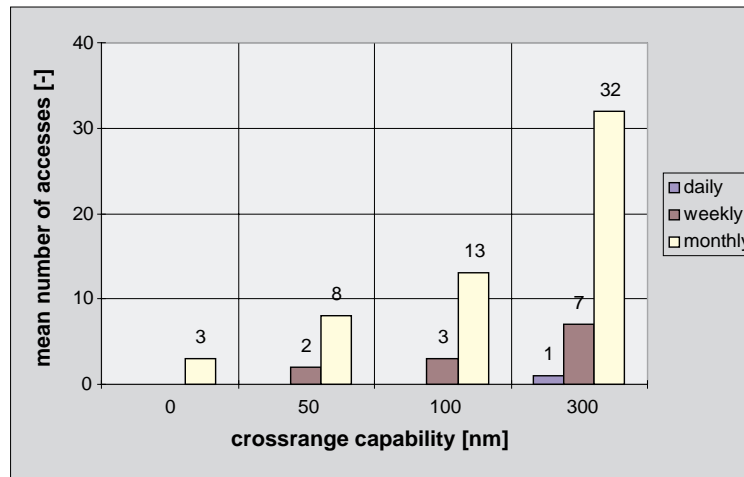


Fig. B.4: Mean number of accesses to Castilla V., Spain [71]

moderate lift-to-drag ratios of approx. 0.5 at comparatively low angles of attack $\alpha \approx 10^\circ$ to 20° , in general advantageous for aerodynamic stability, thus, providing enough aerodynamic maneuverability to support guidance and control experiments. The body of the vehicle is flattened to enable the investigation of 3D flow effects, e.g. corner flow and flow separation, and to improve aerodynamic roll stability. The flap is planned to be used for experiments to investigate its aerodynamic effectiveness and coupling effects in pitch, yaw, and roll dynamics.

Attitude control in three axes is performed by cold gas thrusters, which allow a lift vector variation for flight path control. To guide the vehicle to a designated landing site an autonomous

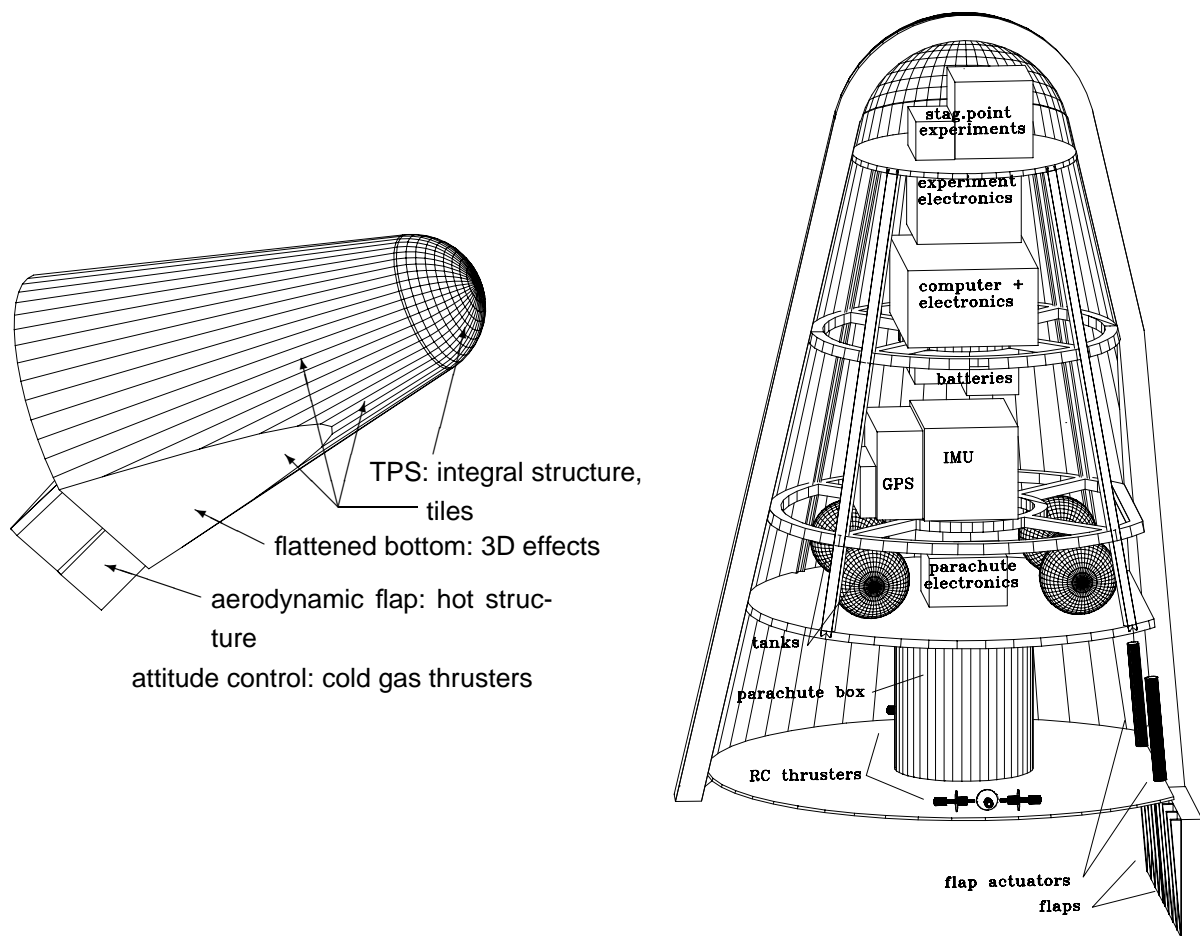


Fig. B.5: Conceptual design of the reentry vehicle COLIBRI

guidance concept based on the on-board prediction of future paths is preferred compared to tracking methods using prescribed trajectories optimized off-line. A new predictive guidance scheme has been established successfully[68, 81]. For navigation purposes a multi-sensor system has been suggested which allows high precision navigation and guidance by combining position and attitude data from a GPS receiver, an inertial measurement unit, and an air data system. Though this complex subsystem seems to be not necessary for a capsule-type vehicle, it could be flight qualified for future reusable space transportation systems.

For the same reason a non-ablative segmented heat shield has been proposed, where the properties of several different concepts (self-carrying C/SiC panels, tiles, and flexible insulation) could be investigated during one flight. Other major design features comprise a single mission vehicle (though reusable subsystem concepts such as the TPS can be tested), a modular structure concept, and a conventional parachute system for recovery on land.

The main design drivers with respect to system mass are the thermal protection system (TPS) and the structure (shell and supporting structure) with a portion of 21.2 % and 24.5 % of the total mass of $m = 170$ kg.

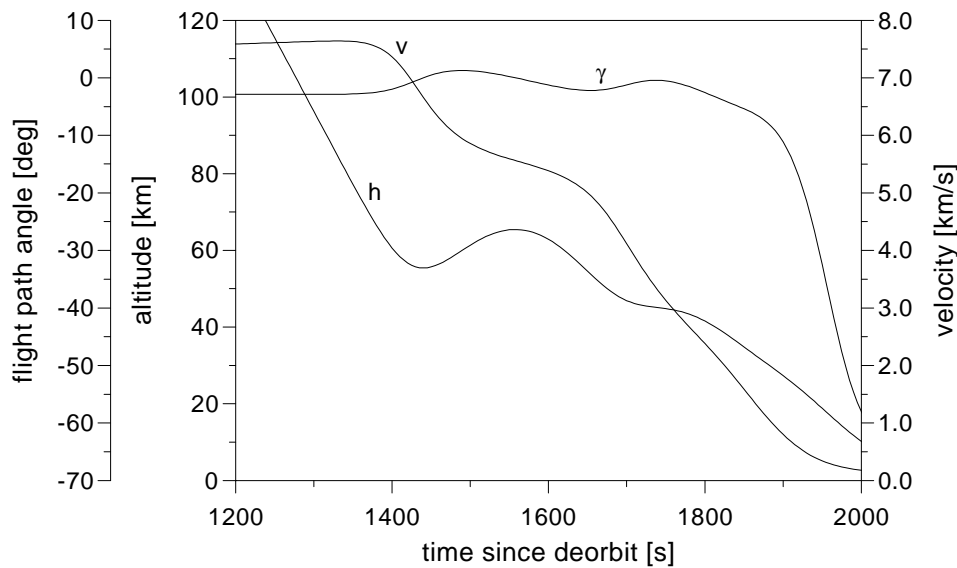


Fig. B.6: State histories of the reference trajectory for TPS design

B.3 Aerothermal load and TPS analysis

During the next design step an improved aerothermal load analysis has been performed, based on a nominal trajectory obtained by 3 DOF reentry simulations. Also, plasma wind tunnel test results have become available, which provide properties, e.g. emissivity and heat conduction characteristics, of candidate materials for thermal protection.

Fig. B.6 presents the time histories of velocity v , altitude h , and flight path angle γ . Based on the Newtonian flow model the angle of attack was trimmed for $(L/D) = 0.6$. Bank angle controls have been kept constant at -45° for maximum cross range. The flight profile shows an initial shallow descent into the atmosphere, a typical skip maneuver at approx. 1400 s of flight time, and a steep descent during the final portion of the flight.

For the above flight conditions the aerothermodynamic heat load distribution on the windward surface of the vehicle has been determined. The prediction of the aerothermal heat load distribution requires a time-dependent calculation of the heat flux along the entire atmospheric trajectory. The method of heating analysis employed at this stage is based on an axisymmetric analogon method [3] with the pressure distribution obtained from the modified Newtonian flow model. Applying this technique to solutions of the axisymmetric boundary layer equations along inviscid surface streamlines, which were defined by an Euler scheme, the local heat flux is determined assuming equilibrium air chemistry and fully catalytic wall properties. An example result of this analysis is shown in Fig. B.7, where the time histories of the heat flux at several downstream locations S on the windward centerline are depicted. Because of the small radius $r_n = 0.255$ m of the vehicle nose, high heating rates up to 2.2 MW/m^2 at the stagnation point are observed. The value obtained by this analysis is 26% lower than the rough value calculated by

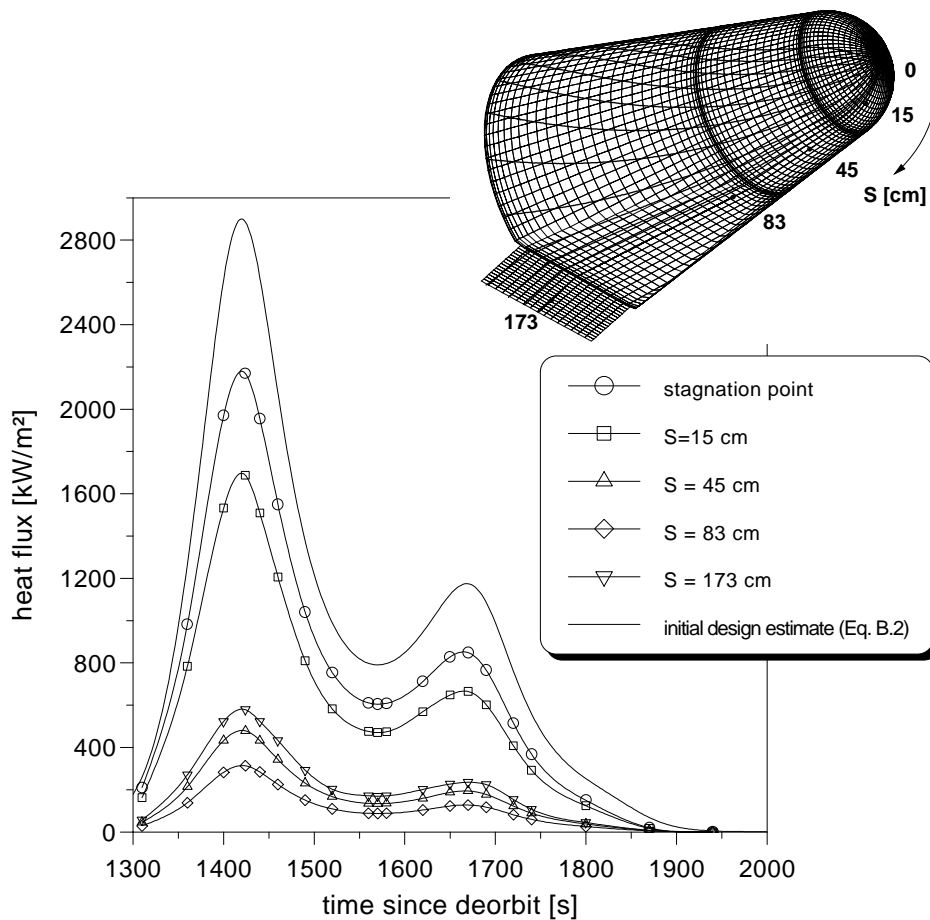


Fig. B.7: Heat flux histories on the windward center line

using Eq. B.2. This means, that for further investigations Eq. B.2 has to be adjusted by reducing the constant factor c accordingly. It may also be observed, that the heat flux quickly decreases downstream of the stagnation point.

The results on heating rate distribution and derived surface temperatures provide the data for a subsequent one-dimensional analysis of the thermal conduction through the heat shield in order to better estimate the thickness d of the insulation and, thus, the mass of the TPS². Typically, the minimum-weight heat shield design is subject to temperature constraints imposed on the back wall of selected materials, assumed to be adiabatic. The TPS concept considered for this analysis comprises several layers. The material data has been taken from Refs. [15, 77].

An illustrative example of typical temperature profiles at different depths of the heat shield vs. reentry flight time is presented in Fig. B.8. This example corresponds to an axial downstream location on the conical surface segment ($S = 0.45$ m) and an initial temperature of $T_0 = 307$ K.

² A one-dimensional analysis is sufficiently accurate for this purpose, since the heat transport is mainly directed perpendicular to the surface.

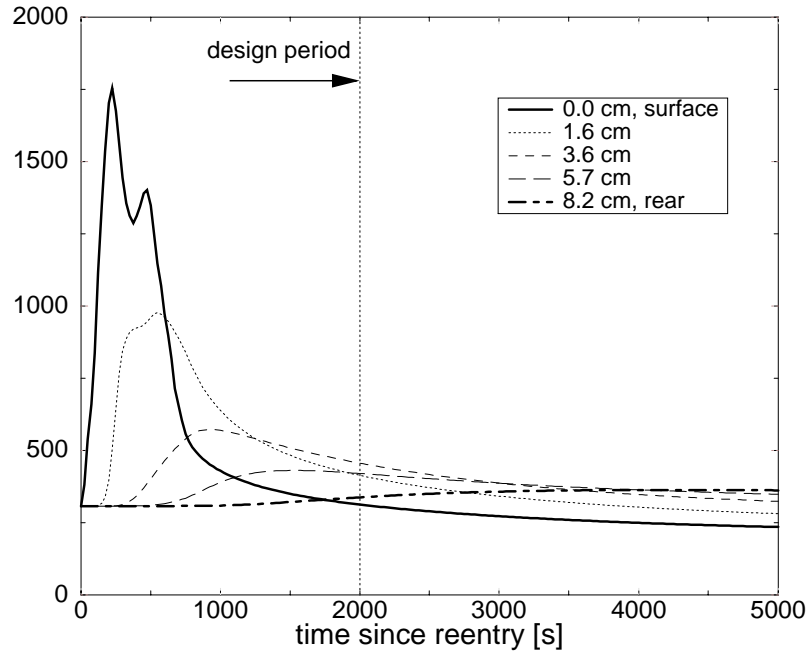


Fig. B.8: Temperature profiles at different depths of the TPS
 ($S = 45$ cm, $T_0 = 307$ K, $T_{\max,R} = 338$ K)

The maximum admissible backwall temperature was prescribed to be $T_{\max,R} = 338$ K, which is a very conservative assumption. It is noted, that the backwall temperature is still increasing beyond the design period of $\Delta t_D = 2000$ s, i.e. the time interval during which no violation of the admissible value $T_{\max,R}$ is allowed. By then the vehicle will have landed already several minutes ago. The local thickness d and, hence, the specific mass of the TPS is determined by the total heat Q absorbed at a location S , and by the parameters T_0 , Δt_D , and $T_{\max,R}$.

The results of the 1 D analysis allow an estimation of the TPS total mass by dividing the vehicle surface into several areas and by applying the local results, i.e. the specific mass m/A , to these areas. Compared to the initial estimate in Ref. [67] the TPS mass could be reduced by 17%. As an extra result the center of mass is shifted towards the rear by 21 mm, which is not negligible e.g. for the aerodynamic properties of the vehicle [8].

To evaluate the assumptions of this TPS analysis a sensitivity study with respect to the main parameters, the initial temperature and the design period, has been performed. From [Tab. B.1](#) it may be observed, that for longer design periods Δt_D the TPS thickness and weight increases drastically, while the violation ΔT with respect to the prescribed back wall temperature $T_{\max,R}$ is reduced. For

Δt_D [s]	d [mm]	m/A [kg/m ²]	ΔT^* [K]
2000	82	12.7	25.6
3500	102	15.9	9.2
5000	113	17.5	2.7

*at the back wall

Tab. B.1: Sensitivity subject
 to the design period
 Δt_D , $S = 0.45$ m

the same location $S = 0.45$ m diminishing of the initial temperature by 30 K towards $T_0 = 277$ K leads to a reduction of the TPS thickness by 17% and the TPS specific mass by 16%, respectively [8]. These results indicate that a relatively accurate estimate of Δt_D and T_0 is necessary already on the level of a conceptual design to avoid an incorrect dimensioned TPS.

Tab. B.2 compares for two locations $S = 0.45$ m and 0.83 m the results of the (nominal) fully-catalytic wall case and a partially catalytic wall case, where the aerothermal heat flux profile has been reduced by 30% according to TPS material surface measurements in plasma wind tunnels. It seems to be surprising, that the aerothermal load reduction has only a minor effect on the specific mass and, thus, the design of the TPS. However, a significant decrease of the maximum surface temperature $T_{\max,s}(t)$ experienced during the reentry flight is observed. This quantity dictates primarily the TPS material selection by considering the admissible value T_{\max} of possible candidates.

load profile	S [cm]	$T_{\max,s}$ [K]	d [mm]	m/A [kg/m ²]
100%	45	1754	82	12.7
	83	1574	73	11.7
70%	45	1602	76	12.0
	83	1437	69	11.0

Tab. B.2: Results for nominal and reduced heat flux profile

B.4 Guidance and control requirements

In a parallel mission design step extensive trajectory optimizations utilizing a dynamic 3 DOF model have been performed with the primary goal to assess the impact of bank angle controls on the reentry flight to support the derivation of a proper guidance concept and to provide a basis for comparison of guidance performance. Exemplary results have been discussed in Refs. [7, 68]. As a main conclusion regarding TPS design, it was shown that for this type of vehicle and mission, where the entry conditions are given, the freedom of optimization with respect to the maximum heat flux and the integral heat load is rather limited. In general the problem to meet the required landing site dominates the optimization, which is an important fact to keep in mind for the design of a proper guidance concept for this type of vehicle.

From Fig. B.9 it may be observed, that the stagnation point heat flux profiles as obtained by both, the trajectory optimization and by applying the guidance scheme, outlined in Refs. [68, 73], show only minor differences. The optimization example considered employs two different objective functions, minimizing the control effort and minimizing the integral heat load. Though the bank angle controls are quite different, the heat flux profiles providing the data basis for the TPS analysis are similar. Considering the low influence of a heat flux profile reduction on the TPS weight discussed above, it can be concluded, that the TPS design is only affected to a minor extent by the atmospheric flight control μ_a . In addition to this, for this type of vehicle in the first place the entry conditions determine the peak value of the heat flux, and hence, the TPS material

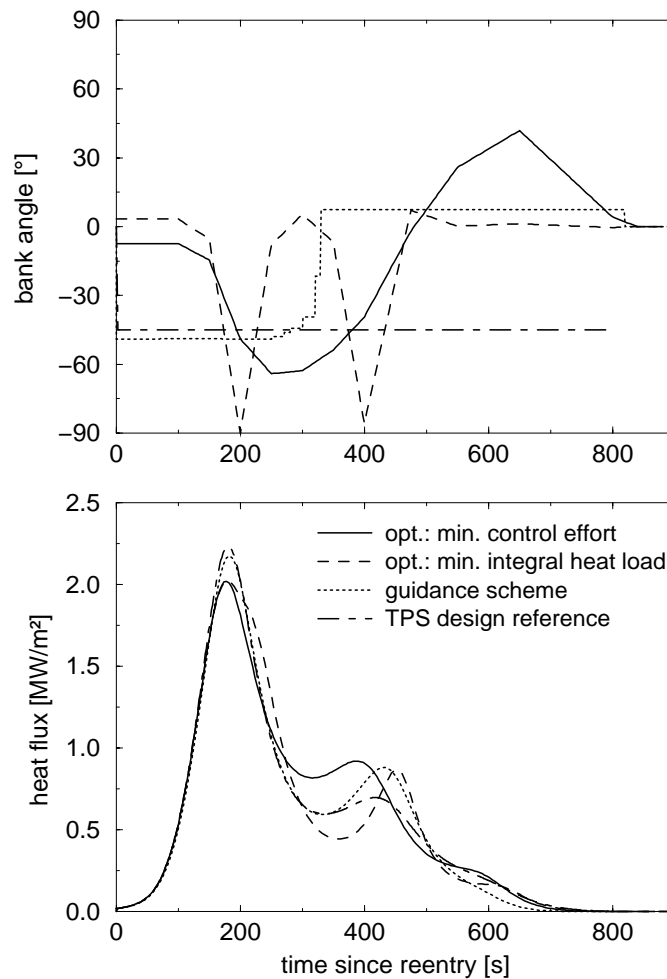


Fig. B.9: Heat flux histories for different bank angle controls

selection.

The design of the attitude control concept for this type of vehicle has been addressed in [62]. The vehicle properties were shown to be slowly varying, and hence can be treated as locally time invariant for the design. Therefore, linear control laws have been suggested. The gain functions involved were obtained by a linear quadratic regulator optimization problem. For attitude control purposes cold gas thrusters providing thrust levels up to 20 N have been found to be sufficient to keep the vehicle at the desired reference orientation [67]. This statement is only valid, if the desired orientation corresponds to the trimmed equilibrium state in pitch and yaw, as will be outlined in the next section.

B.5 Aerodynamics analysis

The aerodynamic vehicle characteristics initially established by means of the modified Newtonian flow model have subsequently been assessed more accurately by sophisticated prediction

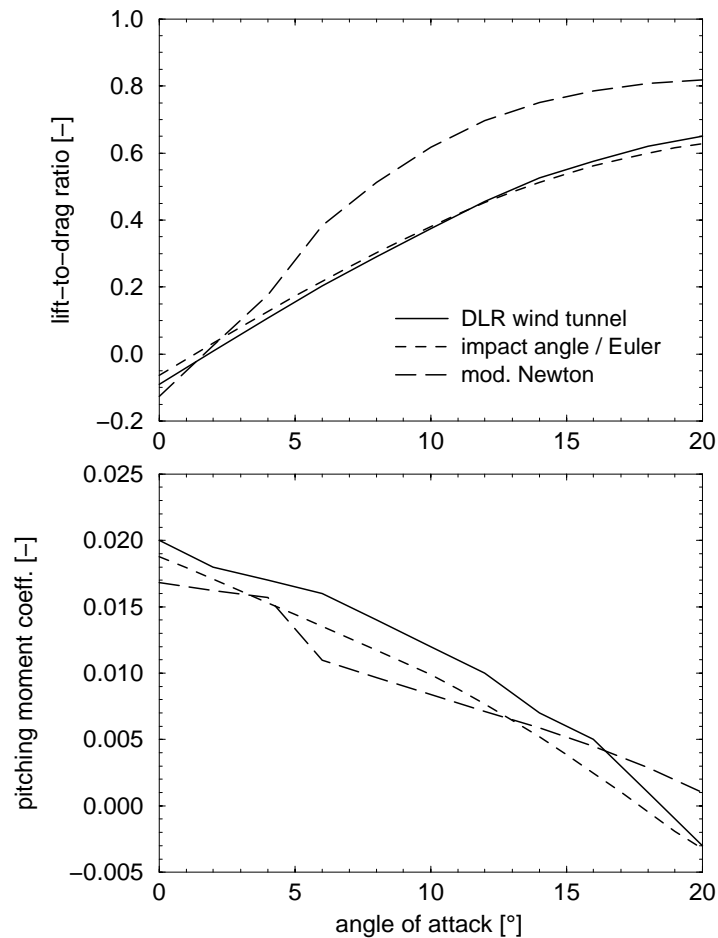


Fig. B.10: Comparison of aerodynamic data, flap carted-in, $M = 4.0$

tools including Navier-Stokes methods and by wind tunnel experiments. Hence, the data, obtained by the Newtonian model, which is valid only during hypersonic flight, has been extended towards the supersonic and the subsonic regime. In the low supersonic regime an impact angle method calibrated by an Euler scheme has been applied [74, 78]. The numerical results have been compared with wind tunnel measurements performed by the German Aerospace Research Establishment (DLR) [26]. Both, numerical and experimental data allow a valuation of the results obtained by the Newtonian model. As an example [Fig. B.10](#) provides a comparison of numerical and experimental aerodynamic data for the vehicle with the body flap carted-in, i.e. for the basis sphere-cone vehicle, and for a free-stream Mach number $M = 4.0$.

From both graphs it is observed that the impact angle/Euler results are in good coincidence with the wind tunnel measurements. The results obtained by applying the modified Newton method differ considerably from these values. A good estimate of the pitching coefficient characteristic $C_m(\alpha)$ is very important to precisely calculate the trimmed attitude $\alpha_{\text{trim}} = \alpha(C_m = 0)$, because this value defines within a small bandwidth possible lift-to-drag ratios and, thus, the maneuver-

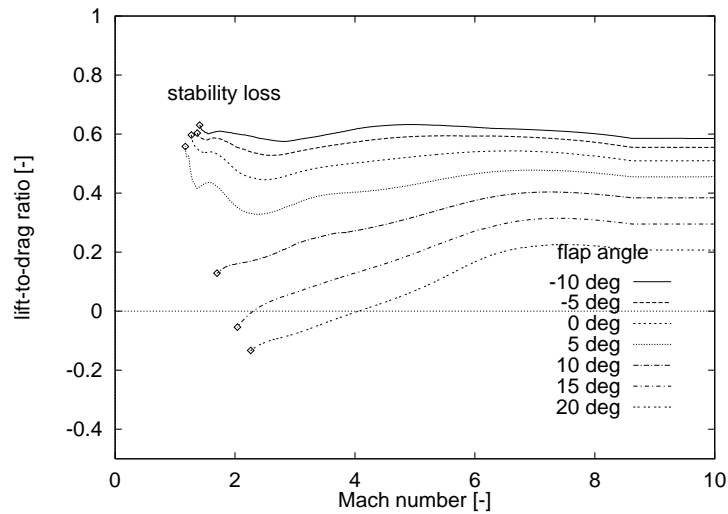


Fig. B.11: (L/D) vs. Mach number for different flap settings η

ing capability [7]. Therefore it can be stated, that for hypersonic aerodynamic design a data base relying only on modified Newton model calculations is not sufficient.

In Ref. [7] it was shown, that even small deviations in the order of $\Delta\alpha \approx 0.3$ deg of the trimmed attitude from the desired one, result in high aerodynamic torques which are well above the control capability of the reaction cold gas thrusters. To overcome the uncertainties still remaining by applying accurate numerical tools and wind tunnel measurements, the use of the experimental flap for trim control might be mandatory for this type of vehicle.

The general trimming capability of the flap becomes obvious from inspection of Fig. B.11. The results are obtained by 6DOF simulations applying a constant bank angle $\mu_a = 45^\circ$, and a simplified control model. Within the hypersonic flight regime the lift-to-drag ratio can be adapted to the desired or required value within the range $(L/D) = 0.6 \div 0.2$ by proper flap setting. It may also be observed, that the vehicle shape, designed for hypersonic static and dynamic stability, shows vanishing stability margins when approaching the transsonic flight regime. The occurrence of the stability loss can be delayed to some extent by a proper flap control or be avoided by utilizing a stabilizing chute prior to the main parachute deployment at subsonic speeds.

B.6 Mission safety analysis

Due to the experimental character of the COLIBRI mission, the system design considers no redundancies for most of the subsystems. Therefore, attention has to be put on the mission safety in the case of system failures especially if components of the GNC system are concerned. In such emergency situations it has to be ensured that the vehicle is able to autonomously perform a

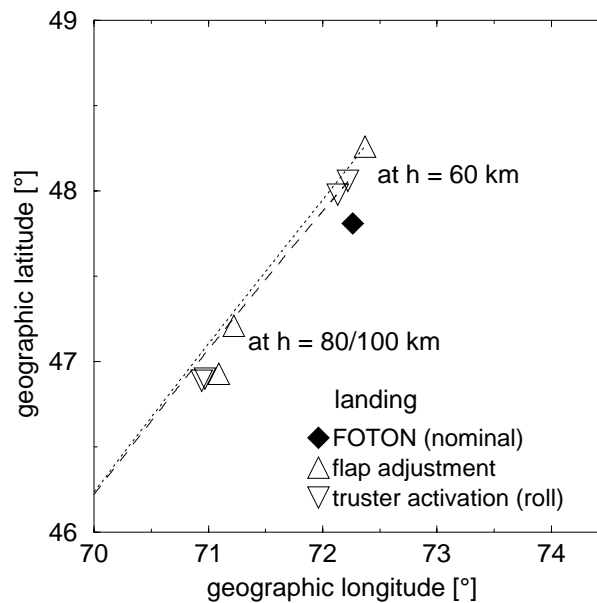


Fig. B.12: Landing area for the emergency cases considered

landing in unsettled areas. For the COLIBRI mission the task is to meet a landing site within the clearance area of the FOTON vehicle, which is a quadrat of 250 km length around the nominal landing area of FOTON.

To achieve this objective, the vehicle should continue the reentry flight in a stable quasi-ballistic mode, after the guidance and control capability is lost. Two different strategies have been considered: 1. a proper setting of the trim flaps, and 2. activation of the attitude control thrusters to initialize a roll motion around the longitudinal axis [9]. From [Fig. B.12](#) it may be noted, that both methods proof to be workable, since the landing sites calculated for different altitudes at which the emergency occurs are well inside the clearance area. The largest distance to the nominal FOTON landing area is in the range of 100 km. Because of the ballistic character of such emergency trajectories the flight loads by far exceed the nominal constraints. The maximum loads encountered are in the range from 7 to 12 g for the load factor and in the range from 2.3 to 3.0 MW/m² for the heat flux at the stagnation point [9].

B.7 Summary

The doctoral thesis discusses the conceptual design and mission analysis of an experimental medium lift-to-drag reentry vehicle. For this purpose aerodynamic, aerothermodynamic, CAD, and mission analysis tools have been developed and applied, respectively.

Based on simplified assumptions and models, a sphere-cone vehicle shape with a oblate bottom surface and a two-segment body flap, launched with a Soyuz rocket as an external payload of

the Russian FOTON carrier-capsule, was found to meet best the mission requirements. This concept has been consolidated by detailed numerical analyses and experimental data.

During the course of the study it was shown, that for such vehicles the flight performance and the mechanical loads experienced during the reentry flight can be calculated sufficiently accurate by applying simplified assumptions and models, while for the estimate of the aerothermal flight loads a more detailed analysis is necessary, to provide adequate data for TPS material selection and sizing. Since the impact of the controls of the atmospheric flight segment on the aerothermal load level is rather limited, the entry conditions mainly determine the heat flux peak value and, thus, the TPS material selection. Concerning guidance, this implies, that an on-board guidance scheme should primarily focus on the problem, to meet the target conditions. The TPS thickness and, thus the TPS weight are affected to a minor extent by the entry conditions and are strongly dependant on design parameters such as the admissible backwall temperature, which have to be selected accurately to avoid a bad dimensioned thermal protection system.

Regarding aerodynamics, it was demonstrated that for a conceptual design, results obtained by applying the Newtonian flow model are not sufficiently accurate to predict hypersonic aerodynamic properties, which mainly determine the performance of the vehicle. In addition to this, there is a need to provide aerodynamic data also for the supersonic and subsonic flight regime, where the control capability may not be sufficient even if the experimental body flaps are used not only for trimming the vehicle but for flight control purposes. For the present vehicle design the deployment of a stabilizing chute at supersonic speeds is recommended to ensure stable flight conditions until the deployment of the main parachute.

Additional 6 DOF analyses simulating the loss of the control capability during the reentry flight have shown that in such cases the vehicle is still able to reach the clearance area of the FOTON capsule. This indicates, that the mission safety can be guaranteed, if proper on-board emergency procedures are provided.

The overall vehicle and mission concept presented provides a basis for the definition and the development of an experimental medium lift-to-drag reentry vehicle, serving as a testbed for scientific and technology experiments, with an additional potential for a subsequent operational use e.g. for payload retrieval in a future ISS scenario.

Lebenslauf

Geburtsdatum:	12. August 1963
Geburtsort:	Schwäbisch Hall
Staatsangehörigkeit:	deutsch
Familienstand:	ledig
1967 bis 1971	Grundschule in Gaildorf
1971 bis 1982	Schenk von Limpurg-Gymnasium in Gaildorf
1982 bis 1984	Zeitsoldat: Radaraufklärer, FmKp 4, Donauwörth
1984 bis 1985	Studium der Physik an der Universität Heidelberg
1985 bis 1992	Studium der Luft- und Raumfahrttechnik an der Universität Stuttgart
6/1992 bis 9/1993	Wissenschaftlicher Mitarbeiter am Institut für Raumfahrtsysteme der Universität Stuttgart
10/1993 bis 6/2001	Wissenschaftlicher Angestellter am Institut für Raumfahrtsysteme der Universität Stuttgart
seit 7/2001	Systemingenieur bei Astrium GmbH, Friedrichshafen