

Bemannte Missionen zum Mars mit kontinuierlichen Antrieben

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

vorgelegt von

Tanja D. Schmidt
geboren in Bad Kreuznach

Hauptberichterin: Professorin Dr.-Ing. habil. Monika Auweter-Kurtz

Mitberichter: Professor Dr. rer. nat Ulrich Walter

Tag der mündlichen Prüfung: 26. Juli 2005

In Memoriam Annemarie Weiler

Vorwort und Danksagung

Diese Arbeit ist am Institut für Raumfahrtsysteme (IRS) der Universität Stuttgart in Zusammenarbeit mit dem Institut für Weltraumsensorik und Planetenerkundung (bis Dez.2002) und dem Institut für Raumsimulation (ab Jan 2003) des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR) entstanden. Die Veröffentlichung wurde in alter deutscher Rechtschreibung verfaßt.

An dieser Stelle möchte ich mich herzlich bei meinen Kollegen vom IRS, der Fakultät für Luft- und Raumfahrttechnik und Geodäsie und vom DLR bedanken für die nette und gute Zusammenarbeit über die letzten Jahre hinweg.

Ich möchte mich bei Herrn Professor Dr. rer. nat. Ulrich Walter für seine Kommentare und seinen Beitrag zu dieser Arbeit bedanken.

Ein ganz besonderer Dank gilt Frau Professor Dr.-Ing habil. Monika Auweter-Kurtz für die Initiierung und Betreuung dieses wissenschaftlichen Projektes und für ihre Unterstützung während der Arbeit.

Herrn Dr. rer nat. Wolfgang Seboldt vom DLR in Köln gilt mein Dank für die Betreuung und Unterstützung der Arbeit beim DLR sowie für die Anregungen und Diskussionen im Verlauf meiner Zeit beim DLR.

Zonta International gilt mein Dank für die finanzielle Unterstützung.

Kurzfassung

Im Rahmen dieser Arbeit werden bemannte Missionen zum Mars für unterschiedliche Antriebskonzepte im Hinblick auf Flexibilität, kurze Gesamtmissionsdauern, kurze Transferzeiten und moderate Startmassen untersucht und verglichen. Die untersuchten Antriebskonzepte sind kontinuierliche elektrische Antriebe sowie chemische und nuklear-thermische Antriebe, die zur Kategorie der impulsiven Antriebe gehören.

Die im Rahmen dieser Arbeit hierzu erstellten Programme bzw. Routinen zur Bahnsimulation und -optimierung werden vorgestellt. Es werden die Ergebnisse einer detaillierten, systematischen Bahnanalyse für helio- und planetozentrische Bahnen und für Rundreise-Missionen aufgezeigt. Speziell für die kontinuierlichen elektrischen Antriebe werden Variationen der Antriebsparameter (Schub, spezifischer Impuls und Triebwerkswirkungsgrad) durchgeführt und deren Einfluß auf Flugzeit und Startmasse bzw. Treibstoffmasse untersucht. Es werden die hierfür notwendigen minimalen Antriebsparameter für bemannte Marsmissionen ausgearbeitet und verschiedene elektrische Antriebskonzepte hinsichtlich Anwendbarkeit untersucht.

Die atmosphärischen Flugsegmente einer solchen Mission werden im Rahmen dieser Arbeit mittels Literaturstudien untersucht. Die in der Literatur diskutierten Konzepte für Schwerlaststartraketen an der Erde, Marsaufstiegsfahrzeuge sowie Aeromanöver-Vehikel für Mars und Erde werden hinsichtlich Anwendbarkeit für bemannte Marsmissionen evaluiert und Konzeptvorschläge ausgearbeitet.

Neben dem Antriebssystem werden im Rahmen dieser Arbeit die Lebenserhaltung, Habitate und die Energieversorgung untersucht. Es werden Modelle für diese Subsysteme erstellt und verschiedene Konzepte miteinander verglichen. Basierend auf den Ergebnissen dieser Arbeit wird ein Konzeptvorschlag einer bemannten Marsmission mit kurzer Gesamtmissionsdauer unter Verwendung kontinuierlicher elektrischer Antriebe vorgestellt.

Abstract

Within this work piloted Mars missions are analyzed with respect to flexibility, a short total mission duration, moderate transfer times and moderate masses. The propulsion concepts that have been analyzed within this work are continuous electric propulsion and chemical and nuclear-thermal propulsion system, which belong to the impulsive propulsion concepts. The programs and routines for trajectory simulation and optimization that have been implemented within this work are presented. The results of detailed, systematic analyses for helio- and planetocentric trajectories as well as for roundtrip-trajectories are shown. For continuous electric propulsion parameter variations concerning thrust, specific impulse and thruster efficiency are performed and the influence of these propulsion parameters on flight time and spacecraft initial mass, propellant mass respectively, is investigated. The minimum thruster configuration for piloted Mars missions is assessed. The application of different electric propulsion concepts for piloted Mars missions is analyzed.

The atmospheric flight phases of such missions are assessed within this work by a literature research. The concepts as heavy lift launch vehicles from Earth, Mars ascent vehicles as well as aeromaneuver vehicles for Mars and Earth that are discussed in the literature are evaluated and designs for aeromaneuver vehicles are developed.

Besides the propulsion system, life support, habitats and electric power systems are investigated. Models of these subsystems are developed and different concepts are compared. Based on the results of this work a mission concept for a short-stay option for piloted Mars missions with continuous electric propulsion is presented.

Inhaltsverzeichnis

Abbildungsverzeichnis	xix
Tabellenverzeichnis	xxii
Symbolverzeichnis und Abkürzungen	xxiii
1 Einleitung	1
1.1 Historie bemannter Marsmissionen und elektrischer Antriebe	1
1.2 Bemannte Mars Exploration und Programm-Prinzip	2
1.3 Gütefaktoren für bemannte Marsmissionen	3
1.4 Motivation und Aufgabenstellung	4
1.4.1 Motivation	4
1.4.2 Aufgabenstellung	4
1.5 Überblick	6
2 Bahnsimulation und -optimierung	7
2.1 Vereinfachungen	7
2.2 Bewegungsgleichungen für kontinuierlich beschleunigte Raumfahrzeuge . .	7
2.2.1 Gravitative Beschleunigung	8
2.2.2 Schubbeschleunigung	8
2.2.3 Differentialgleichungssystem	9
2.3 Analytische Approximation für Impulsive Antriebe	10
2.4 Programme zur Bahnsimulation- und -optimierung	11
2.4.1 Bahnsimulation und -optimierung mit GESOP-SNOPT	12
2.4.2 Bahnsimulation und -optimierung mit InTrance	15
2.4.3 Planetozentrische Flugbahnsimulation	17
2.4.4 Spiralisieren an der Erde	19
3 Raumfahrzeug Modell	21
3.1 Vereinfachtes Raumfahrzeug Modell	21

3.2	Habitat and Lebenserhaltungssystem	22
3.2.1	Transfer Habitat	22
3.2.2	Lebenserhaltungssystem	25
3.3	Energieversorgungssystem	29
3.3.1	Quelle	29
3.3.2	Wandler	30
3.3.3	Konverter	31
3.3.4	Energiespeicher	31
3.3.5	Radiator	31
3.4	Treibstoff- und Lagertanks	32
3.5	Schwerlast Startraketen	32
3.6	Marsaufstiegsfahrzeug	33
3.7	Vehikel für die Aeromanöver	34
3.8	Kick- und Marsabstiegsstufen	35
3.8.1	Kickstufen	35
3.8.2	Mars Abstiegsstufen	36
3.9	Crewtaxi	37
4	Elektrische Antriebe	39
4.1	Klassifizierung der Elektrischen Antriebe	39
4.1.1	Elektrothermische Antriebe	39
4.1.2	Elektromagnetische Antriebe	40
4.1.3	Elektrostatische Antriebe	41
4.2	Vorläufige Evaluierung Elektrischer Antriebe für bemannte Mars Missionen	42
4.3	Antriebsparameter und Triebwerksmodellierung	43
4.3.1	Modellierung der elektrischen Antriebe	44
4.3.2	Massenmodell des Antriebssystems	51
5	Systematische Analysen und Parametervariationen	55
5.1	Finden der adäquaten Antriebsparameter	55
5.2	Heliozentrische Transitphase	58
5.2.1	Klassifizierung der heliozentrischen Transitbahnen	58
5.2.2	Ergebnisse der systematischen Bahnanalyse für die Basiskonfiguration: 100 N and 3000 s	61
5.2.3	Variation des Schubniveaus	64
5.2.4	Variation der maximalen Relativgeschwindigkeit	66

5.2.5	Rundreise-Missionen	68
5.2.6	Zusammenfassung	72
5.3	Systematische Untersuchungen für Impulsive Antriebe	73
6	Detaillierte Raumfahrzeuguntersuchungen und Missionskonzept	77
6.1	Lebenserhaltungssystem und Habitatdesign	77
6.1.1	Lebenserhaltungssystem	77
6.1.2	Habitat	79
6.2	Antrieb und Energieversorgung	80
6.2.1	Antriebssystem	80
6.2.2	Energieversorgungssystem	81
6.3	Missionsdesign	83
6.4	Adäquater Spezifischer Impuls	84
6.5	Evaluierung von Antrieb und Energieversorgungssystem	86
6.5.1	Heliozentrischer Transit	86
6.5.2	Spiralieren um die Erde	89
6.6	Analyse des Basislagertransporters	94
6.6.1	Heliozentrischer Transit	94
6.6.2	Spiralieren an der Erde	95
6.6.3	Zusammenfassung	96
6.7	Analyse des ERV-Transporters	97
6.7.1	Heliozentrischer Transit	97
6.7.2	Spiralieren an der Erde	98
6.7.3	Zusammenfassung	99
6.8	Missionsabbruch während des Hinfluges	100
6.9	Missionskonzept	102
6.10	Zusammenfassung	106
7	Zusammenfassung und Ausblick	107
	Literaturverzeichnis	113
A	Bemannte Mars Missionsszenarien: Einteilung und Übersicht	121
A.1	Einteilung bemannter Marsmissionsszenarien	121
A.2	Basisszenario	123
A.3	Historische Übersicht	125

B	Weitere Ergänzungen zu Raumfahrtantrieben	126
B.1	Einteilung der Antriebskonzepte	126
B.2	Elektrische Antriebe	127
B.2.1	Triebwerkswirkungsgrad	127
B.2.2	Treibstoffauswahlkriterien	129
C	Koordinatensysteme und Orbitalelemente	132
C.1	Heliozentrisches ekliptikales System	132
C.2	Geozentrisches und Areozentrisches System	132
C.3	Lokales Horizontsystem	132
C.4	Bahnfestes System	134
C.5	Orbitalelemente	134
D	Umgebungsmodelle und Herleitungen	136
D.1	„Patched Conic“-Methode und Einflußsphärengrenzen	136
D.2	Schubrichtung beim Spiralisieren an Erde	137
D.3	Störbeschleunigung aufgrund der Sonne während planetozentrischer Transfers	138
D.4	Beschleunigung aufgrund von Restatmosphäre	138
D.5	Eklipsenphasen beim Spiralisieren an der Erde	139
D.5.1	Erdschattenmodell	139
D.5.2	Berechnung der Eklipsenbedingungen	140
E	Lebenserhaltungssystem: Komponenten und Modelle	142
E.1	Atmosphären Management	142
E.1.1	Luftaufbereitung	142
E.1.2	Luftüberwachung, -kontrolle und -verteilung (AMCS)	150
E.1.3	Temperatur- und Feuchtigkeitskontrolle (THC)	152
E.1.4	Schadstoffilterung (TCCS)	153
E.2	Wasser Management	155
E.2.1	Wasser Lagerung	155
E.2.2	Wasser Produktion	155
E.2.3	Wasser Rückgewinnung	156
E.2.4	Wasserüberwachung und -nachbehandlung	158
E.3	Feuerdetektion und -bekämpfung (FDS)	160
E.4	Untersuchte Lebenserhaltungssystemkonzepte	161

F	Habitat Innenausstattung	165
F.1	Bordküche und Nahrungslagerung	165
F.2	Waschraum und Toilette	166
F.3	Hygieneartikel und medizinische Versorgung	166
F.4	Trainings- und Erholungseinrichtungen	167
F.5	Bekleidung	167
F.6	Raum- und Marsanzüge	168
F.7	Privatkabinen	168
F.8	Einrichtungen für Kommunikation, Wartung und Fahrzeugüberwachung . .	168
F.9	Luftschleuse (LS)	169
F.10	Labor	169
F.11	Variation von Crewgröße und operationeller Dauer	169
G	Energieversorgungssystem: Komponenten und Modelle	171
G.1	Konverter	171
G.2	Wandler	174
G.2.1	Brayton Wandlung	174
G.2.2	Stirling Wandlung	176
G.2.3	Photovoltaische Wandler	176
G.3	Quelle	178
G.4	Energiespeichersystem (ESS)	179
G.4.1	Notfallspeicher	180
G.4.2	Eklipsenspeicher	180
G.5	Radiatoren	180
G.5.1	Wärmeabstrahlung	181
G.5.2	Wanderradiator (RW)	181
G.5.3	Konverterradiator (RK)	182
G.6	Untersuchte Energieversorgungskonzepte	183
G.6.1	Nuklear-dynamische Wandler	183
G.6.2	Photovoltaische Wandler	184
H	Atmosphärische Flugsegmente	186
H.1	Aeromanöver	186
H.1.1	Eintrittskorridor und Aeromanöver Parameter	186
H.1.2	Randbedingungen, Parameter und Fahrzeugdesign Festlegungen . .	192

H.1.3	Allgemeine Bemerkungen zur Aeromanövern an der Erde	196
H.2	Aufstieg am Mars	197
H.2.1	Konfigurationen	197
H.2.2	Parameter	199
H.2.3	Fahrzeugdesign	201
H.3	Landung auf dem Mars	202
H.3.1	Konfigurationen und Landevorgang	202
H.3.2	Parameter	203
H.3.3	Fahrzeugdesign	204
I	Modellierung weiterer Komponenten und Gesamtraumfahrzeugdesign	207
I.1	Schwerlaststartrakete	207
I.2	Kickstufen	208
I.3	Marsabstiegsstufen	210
I.4	Gesamtraumfahrzeugdesign	210
I.4.1	bemanntes Hinflugfahrzeug	211
I.4.2	Rückkehrfahrzeug	212
I.4.3	Basislagertransporter	212
I.4.4	ERV-Transporter	213
J	Zusätzliche Diagramme und Tabellen	215
K	Weitere Missionskonzepte	222
K.1	Missionskonzept mit impulsiven Antrieben	222

Abbildungsverzeichnis

2.1	Definition der Schubvektorwinkel im \mathcal{O} -System	8
2.2	Orbittransfers mittels einer ballistischen elliptischen Transferbahn	10
2.3	Schema der GESOP Modell-Schnittstelle	12
2.4	Schematische Übersicht des Programms InTrance	15
2.5	Definition der Schubvektorwinkel in InTrance	16
3.1	Freies Volumen pro Person über Zeit	23
3.2	Unterschiedliche Auslegungskonzepte für Habitate	24
3.3	Metabolische Randbedingungen	26
3.4	Schema der Komponenten des Energieversorgungssystem	29
3.5	Schematische Darstellung einer Kickstufe mit 2 Vinci194M Triebwerken	36
3.6	Schematische Darstellung einer Abstiegsstufe	36
3.7	Schematische Darstellung eines Crewtaxi	37
4.1	Elektrothermische Triebwerke	40
4.2	Elektromagnetische Triebwerke	41
4.3	Elektrostatische Triebwerke	42
4.4	Schübe und spezifische Impulse für unterschiedliche elektrische Triebwerke	43
4.5	Modellierung eines thermischen Lichtbogentriebwerkes mit $\dot{m} = 150 \text{ mg/s}$	45
4.6	Schematische Darstellung von Eigenfeld-MPD-Triebwerken	45
4.7	Modellierung eines wasserstoffbetriebenen Eigenfeld-MPD-Triebwerks	47
4.8	Modellierung eines Eigenfeld-MPD-Triebwerks mit Argon	48
4.9	Schematische Darstellung möglicher Triebwerksclusterkonzepte	51
5.1	Spiralbahnen für unterschiedliche Schubniveaus für 3000 s	56
5.2	Spiralisieren an der Erde für unterschiedliche I_{sp} bei 100 bzw 300 N Schub	57
5.3	Typ A Hin- und Rückflugbahnen	59
5.4	Typ B Hin- und Rückflugbahnen	60

5.5	Typ C Hin- und Rückflugbahnen	60
5.6	Transitzeiten von Rückkehrbahnen im Zeitraum von 2016 bis 2037	62
5.7	Flugbahnen für gleiche relative Winkelpositionen	63
5.8	Transitzeiten von Hinflugbahnen im Zeitraum von 2016 bis 2037	63
5.9	Transitzeiten für Rückflugbahnen für unterschiedliche Schubniveaus	64
5.10	Schnellste Rückkehrbahnen für unterschiedliche F_{\max} in der 2018+ Periode	65
5.11	Rückkehrbahnen zum Zeitpunkt MJD 58334 für unterschiedliche F_{\max}	65
5.12	Hinflugzeiten für unterschiedliche Relativgeschwindigkeiten	66
5.13	Hinflugbahnen für unterschiedliche Relativgeschwindigkeiten	67
5.14	Rückflugzeiten für unterschiedliche Relativgeschwindigkeiten	67
5.15	Rückflugbahnen für unterschiedliche Relativgeschwindigkeiten	68
5.16	Rückflugzeiten für unterschiedliche Aufenthaltszeiten am Mars	69
5.17	30 Tage Aufenthalt: Flugbahnen für unterschiedliche spezifische Impulse	70
5.18	30 Tage Aufenthalt: Flugbahnen für unterschiedliche spezifische Impuls bei 50 N Schub	70
5.19	Rückflugzeiten für unterschiedliche Aufenthaltszeiten am Mars	71
5.20	120 Tage Aufenthalt: Rückkehrbahnen für unterschiedliche Schübe und $I_{sp}=3000$ s	71
5.21	Transitzeit und Raumfahrzeugmasse für unterschiedliche F_{\max} und I_{sp}	72
5.22	Antriebserfordernisse von ballistischen Flugbahnen	75
5.23	Treibstoffmassen für Rückkehrbahnen für Impulsive Antriebe	76
6.1	Massen und Abmaße für unterschiedliche Energieversorgungssysteme	82
6.2	Startmasse des bemannten Hinflugfahrzeugs	84
6.3	Startmasse des Rückkehrfahrzeugs	85
6.4	Startmasse des ERV-Transporters	86
6.5	Startmassen des bemannten Hinflugfahrzeugs über den Transitzeiten für das Ar-EF-MPD-Triebwerksmodell	87
6.6	Spiralieren an der Erde für das bemannte Hinflugfahrzeug mit und ohne Eklipsenfeuerung für ein photovoltaisches Energieversorgungssystem	92
6.7	Orbitabsenkung und Abbremsung durch Restatmosphäre	93
6.8	Flugbahnen mit und ohne Berücksichtigung der Restatmosphäre	93
6.9	Rückflugbahnen des bemannten Hinflugfahrzeugs für unterschiedliche Ab- bruchzeitpunkte exemplarisch für das Hallionen-Triebwerksmodell	101
6.10	Heliozentrische Flugbahnen für die bemannten Fahrzeuge	104
6.11	Heliozentrische Flugbahnen für die Nutzlasttransporter	104
A.1	Klassische Rundreise-Optionen	123

B.1	Ballistische Transferbahnen mit impulsiven Manövern	126
B.2	Flugbahnen impulsiver und kontinuierlich beschleunigter Raumfahrzeuge	127
B.3	Triebwerkswirkungsgrad für unterschiedliche Triebwerkstypen	128
B.4	Triebwerkswirkungsgrad für Ionen- und Fremdfeld-MPD-Triebwerke	129
C.1	Lokales Horizontsystem	133
C.2	Bahnfestes System	134
C.3	Orbitelemente	135
D.1	Schema eines kegelförmigen angenommenen Erdkernschattens	139
D.2	Schema der Umbra Geometrie	140
E.1	LiOH-Kartuschen System	143
E.2	4-Bett-Molekular-Siebe System	144
E.3	2-Bett-Molekular-Siebe System	145
E.4	Sabatier System	147
E.5	Advanced Carbon Formation Reaktor System	148
E.6	Bosch System	149
E.7	Festkörperelektrolyse System	149
E.8	Umkehrosmose System	157
E.9	Vapor Compression Distillation System	158
E.10	Komponenten der Wasserüberwachung und -nachbehandlung	159
E.11	Lebenserhaltungssystem mit offenem Wasser- und Luftkreislauf	162
E.12	Lebenserhaltungssystem mit Multifiltration und „Vapor Compression De- stillation“ und offenem Luftkreislauf	163
E.13	Lebenserhaltungssystem mit Multifiltration und „Vapor Compression De- stillation“ und einem Luftkreislauf mit CO_2 Reduktion	164
G.1	Energieversorgungskomponenten schematisch dargestellt	171
G.2	Schematische Darstellung der Komponenten vom Wandler zum Verbraucher	172
G.3	NS,WS→NS,GS Konverter mit NS-Kabeln (A und B)	172
G.4	HS,WS→NS,GS Konverter mit HS Kabel A und NS Kabel B	173
G.5	HS,WS→NS,GS Konverter mit HS Kabel A, kein Kabel B	173
G.6	NS,GS→NS,GS Konverter mit NS Kabeln (A und B)	173
G.7	NS,GS→NS,GS Konverter mit NS Kabel A, kein Kabel B	173
G.8	Joule Kreisprozeß	174
G.9	Stirling Kreisprozeß	176

G.10	Massendiagram für Nuklearreaktoren	178
G.11	Schema eines Energiespeichersystems	179
G.12	Schematische Darstellung der untersuchten Energieversorgungssysteme . .	183
G.13	Massen des Energieversorgungssystems für unterschiedliche Leistungen . .	185
H.1	Aerodynamischer Eintrittskorridor für Marsatmosphäreneintritt	187
H.2	Fliegbare Eintrittskorridorbreite für Marsatmosphäreneintritt	188
H.3	Korridorbreite mit und ohne Flugwindhängewinkelsteuerung am Mars . . .	190
H.4	Staupunktärmestromdichte für Marsatmosphäreneintritt	190
H.5	Faktor f zur Berechnung des radiativen Wärmestromanteils für Aeromanöver	191
H.6	Mars Aeromanöver Fahrzeug Konzepte	193
H.7	Fliegbare Korridorbreiten für Aeromanöver an der Erde	195
H.8	Staupunktärmestromdichte an der unteren Korridorgrenze	195
H.9	Erde Aeromanöver Fahrzeug Konzepte	196
H.10	Aufheizung während Aeromanövern an der Erde	197
H.11	Marsaufstiegsfahrzeug mit unterschiedlichen Besatzungskabinen	198
H.12	Schematische Darstellung der unterschiedlichen Aufstiegsfahrzeuge	199
H.13	Massen über Flugzeit für unterschiedliche MAV-Triebwerke	200
H.14	Aufstieg am Mars in verschiedene Zielorbits	201
H.15	Landekonfigurationen für die unterschiedlichen Marsaufstiegsfahrzeuge . .	202
H.16	Auswirkung der Atmosphärendichte bzw. des Hitzeschilddurchmessers . . .	204
H.17	Darstellung eines Landefahrzeuges mit ausklappbarem Hitzeschild	205
H.18	Schematische Darstellung der verschiedenen Auf/Abstiegskonzepte	206
I.1	Schematische Darstellung verschiedener Schwerlastträgerkonzepte	208
I.2	Verschiedene Nutzlastkonfigurationen einer Schwerlaststartrakete	208
J.1	Treibstoffmassen für Rückkehrbahnen im Zeitraum von 2016 bis 2037 . . .	215
J.2	Treibstoffmassen für Hinflugbahnen im Zeitraum von 2016 bis 2037	216
J.3	Flugzeiten für Hin- und Rückflugbahnen im Zeitraum von 2016 bis 2035 . .	216
J.4	Rundreise-Missionen für die Basiskonfiguration	217
J.5	ERV-Startmassen für unterschiedliche Aufenthaltszeiten am Mars	218
J.6	ERV-Startmassen für unterschiedliche Aufenthaltszeiten am Mars	219
J.7	Transitzeiten für Rückkehrbahnen mit impulsiven Antrieben im Vergleich mit kontinuierlichen Antrieben für $I_{sp}=3000$ s	220
J.8	Startmassen des Rückkehrfahrzeugs über den Transitzeiten für das Ar-EF- MPD-Modell	220

J.9	Schubverlauf bei Abweichung von den nominalen Startbedingungen	221
K.1	Heliozentrische Flugbahnen für die bemannten Fahrzeuge	223
K.2	Heliozentrische Flugbahnen für die Nutzlasttransporter	224

Tabellenverzeichnis

2.1	Gravitationsparameter für verschiedene Himmelskörper	8
3.1	Atmosphärenanforderung in Habitaten	25
4.1	Antriebsparameter von verschiedenen Fremdfeld-MPD-Triebwerken	49
4.2	Modellierungsdaten für Hallionen-Triebwerke basierend auf dem NASA457M	50
4.3	Antriebsparameter der implementierten Triebwerksmodelle	50
4.4	Massen pro Triebwerk	53
5.1	Spiralieren um die Erde mit 3000 s und unterschiedlichen Schüben	56
5.2	Spiralieren an der Erde für unterschiedliche I_{sp} bei 100 N Schub	57
6.1	Vergleich verschiedener Konzepte für das Lebenserhaltungssystem	78
6.2	Masse, Volumen- und Leistungserfordernisse der Habitatinnenausstattung für 6 Personen und 350 Tagen operationeller Dauer	79
6.3	Habitathüllenmassen für ein bedrücktes Volumen von 510,26 m ²	79
6.4	Triebwerke, Massen und Dimensionen für unterschiedliche Antriebsmodelle	80
6.5	Massen und Abmaße für unterschiedliche Antriebsmodelle und Schubniveaus	80
6.6	Triebwerksanzahl und Leistungserfordernisse für unterschiedliche Antriebsmodelle und Schubniveaus	80
6.7	Massen und Dimensionen des Energieversorgungssystems	81
6.8	Massen und Abmaße des Energieversorgungssystems bei 100 N	83
6.9	Transitzeiten und Subsystemmassen des bemannten Hinflugfahrzeugs	87
6.10	Transitzeiten und Subsystemmassen des bemannten Hinflugfahrzeugs mit Limitierung der Treibstoffmasse	88
6.11	Transitzeiten und Subsystemmassen des bemannten Hinflugfahrzeugs für unterschiedliche Antriebsmodelle und Energieversorgungssysteme	88
6.12	Transitzeiten und Subsystemmassen des Rückkehrfahrzeugs	88
6.13	Spiralieren an der Erde für das bemannte Hinflugfahrzeug für ein Energieversorgungssystem mit Brayton Wandlern	90

6.14	Spiralieren an der Erde für das bemannte Hinflugfahrzeug für ein Energieversorgungssystem mit Stretched-Lens-Array Wandlern	91
6.15	Spiralieren an der Erde für das bemannte Hinflugfahrzeug mit und ohne Eklipsenfeuerung	91
6.16	Transitzeiten und Subsystemmassen des Basislagertransporters	94
6.17	Transitzeiten und Subsystemmassen des Basislagertransporters für unterschiedliche v_∞ am Beispiel des Xe-NASA457M	95
6.18	Spiralieren an der Erde für den Basislagertransporter	95
6.19	Brenndauern während des Spiralierens für den Basislagertransporter	96
6.20	Massen- und Faktenauflistung für den Basislagertransporter	96
6.21	Transitzeiten und Subsystemmassen des ERV-Transporters	98
6.22	Spiralieren für den ERV-Transporter mit Eklipsenfeuerung	98
6.23	Spiralieren für den ERV-Transporter ohne Eklipsenfeuerung	99
6.24	Brenndauern während des Spiralierens für den ERV-Transporter	99
6.25	Massen- und Faktenauflistung für den ERV-Transporter	100
6.26	Missionsabbruch mit dem bemannten Hinflugfahrzeug	102
6.27	Startmasse und Anzahl der Schwerlastraketenstarts	104
6.28	Gesamtflugzeiten und Triebwerksbrenndauern	105
A.1	Einteilung von in der Literatur behandelten Missionskonzepten	121
A.2	Historischer Überblick der existierenden bemannten Mars Missionskonzepte	125
D.1	Einflußsphäregrenzen für verschiedene Planeten	137
E.1	Wasserelektrolyse System	150
E.2	Modellierungsdaten der Komponenten der Luftüberwachung, Luftkontrolle und Luftverteilung	152
E.3	Modellierungsdaten der Temperatur- und Feuchtigkeitskontrolle	153
E.4	Modellierungsdaten der Komponenten der Schadstofffilterung	154
E.5	Multifiltrations System	157
E.6	Feuerdetektion und -bekämpfung	161
E.7	Masse, Volumen und Leistungserfordernisse des ausgewählten Designs des Lebenserhaltungssystems	164
F.1	Modellierungsdaten der Bordküche	165
F.2	Modellierungsdaten für die medizinische Versorgung	166
F.3	Modellierungsdaten der Trainings- und Erholungseinrichtungen	167
F.4	Modellierungsdaten für Raum- und Marsanzüge	168

F.5	Masse, Volumen und Leistungserfordernisse für ein Habitat mit fortschrittlicher starrer Struktur und einem Durchmesser von 6 m	170
G.1	Modellierungsdaten für Brayton Wandlung	175
G.2	Modellierungsdaten für Stirling Wandlung	176
G.3	Modellierungsdaten für Photovoltaische Wandler	177
G.4	Temperaturbereiche für verschiedene Fluide bei Wärmerohrradiatoren . . .	181
G.5	Modellierungsdaten der Wandlerradiatoren	182
G.6	Modellierungsdaten der Konverterradiatoren	183
G.7	Massen und Dimensionen für unterschiedliche Energieversorgungssysteme .	184
H.1	Mars Aeromanöver Rahmenbedingungen, Anforderungen und Fahrzeugdesigns bzw. -parameter	194
H.2	Erde Aeromanöver Rahmenbedingungen, Anforderungen und Fahrzeugdesigns	196
H.3	Aufstiegsfahrzeugkonfigurationen	202
H.4	Landekonfigurationen	205
I.1	Antriebsbedarf für Einschuß oder Flucht aus einem Marsorbit	209
I.2	Massen einer chemischen Kickstufe für 100 t Brennschlußmasse	209
I.3	Massenauflistung einer chemischen Marsabstiegsstufe	210
J.1	Spiralieren an der Erde für unterschiedliche I_{sp} bei 300 N Schub	215
J.2	Transitzeiten, Missionsdauern und Startmassen für bemannte Raumfahrzeuge mit 100 N Schub	217
J.3	Transitzeiten, Missionsdauern und Startmassen für bemannte Raumfahrzeuge mit 500 N Schub	217
J.4	Transitzeiten und Subsystemmassen des Basislagertransporters unter Verwendung von Brayton Wandlern	218
J.5	Spiralieren an der Erde für des Basislagertransporter	219
K.1	Antriebsbedarf für die unterschiedlichen Raumfahrzeuge der Einzelmissionen	223
K.2	Transferzeiten für die unterschiedlichen Raumfahrzeuge der Einzelmissionen	223
K.3	Startmassen der unterschiedlichen Raumfahrzeuge der Einzelmissionen . .	224

Symbolverzeichnis und Abkürzungen

Lateinische Symbole:

a	große Halbachse	n	Anzahl
oder	Beschleunigung	n_{Crew}	Besatzungsgröße
$\mathbf{a_D}$	Vektor der Beschleunigung aufgrund von Restatmosphäre	p	Semilatus Rectum
$\mathbf{a_g}$	Vektor der Gravitationsbeschleunigung des Zentralkörpers	p_A	flächenspezifische Leistung
$\mathbf{a_s}$	Vektor der Störbeschleunigung	p_m	massenspezifische Leistung
$\mathbf{a_t}$	Vektor der Schubbeschleunigung	Δp	Druckdifferenz
c_e	effektive Austrittsgeschwindigkeit	q	integrale Wärmelast
c_p	spezifische Wärmekapazität	\dot{q}	Wärmestromdichte
c_w	Widerstandsbeiwert	r	Distanz zum Zentralkörper
d	Durchmesser	\mathbf{r}	Positionsvektor des Raumfahrzeugs
e	Exzentrizität	r_{Hill}	„Hill-Radius“
\mathbf{e}	Einheitsvektor	$r_{\text{S,max}}$	Auslegungsdistanz für Solaranlagen
f	wahre Anomalie	r_{SOI}	Radius der Einflußsphärenengrenze
oder	flächenspezifische Masse	t	Zeit
oder	Schubdichte	$t_{\text{umbra,max}}$	maximale Schattenzeit
\mathbf{f}	Einheitsvektor in Schubrichtung	\mathbf{u}	Kontrollvektor
g_0	Erdgravitationsbeschleunigung	v	Geschwindigkeit
\mathbf{h}	massenspezifischer Drehimpulsvektor	Δv	Antriebsbedarf
k	Tankmassen-Faktor	v_{ex}	hyperbolische Überschußgeschwindigkeit
l	Länge	v_{Flucht}	Fluchtgeschwindigkeit
m	Masse	v_r	Betrag des Geschwindigkeitsvektors relativ zur Erdatmosphäre
m_0	Startmasse des Raumfahrzeugs	$\mathbf{v_r}$	Geschwindigkeitsvektor relativ zur Erdatmosphäre
m_{AS}	Masse des Antriebssystems	v_{∞}	Geschwindigkeit des Raumfahrzeugs relativ zum Zielkörper
m_t	Brennschlußmasse	$v_{\infty,\text{max}}$	maximale Relativgeschwindigkeit
m_{EVS}	Masse des Energieversorgungssystems	\mathbf{x}	Zustandsvektor
$m_{\text{Hab,Struk}}$	Habitathüllenmasse	$\mathbf{x_i}$	Startzustandsvektor
m_N	Nutzlastmasse	A	Fläche
m_p	Masse eines Himmelskörpers	oder	Korrelationsfaktor
m_{Tr}	Treibstoffmasse	C_3	Hyperbolische Überschußenergie
m_{Tank}	Treibstofftankmasse des primären Antriebssystems	F	Betrag des Schubvektors
\dot{m}	Massenfluß		

\mathbf{F}	Schubvektor	T	Temperatur
F_{\max}	maximaler Schub des Antriebssystems	U	Spannung
I	Stromstärke	V	Volumen
I_K	kritische Stromstärke	V_{frei}	freies Volumen im Habitatinnern nutzbar für die Crew
I_{sp}	spezifischer Impuls	V_{Hab}	Habitatgesamtvolumen
J	Kostenfunktion	$V_{\text{Hab, Sys}}$	Gesamtvolumen der Habitatinnenausstattung (ohne Lebenserhaltung)
K	Faktor bei Triebwerksmassenmodellierung	\mathcal{H}	lokales Horizontsystem, $(\mathbf{e}_r, \mathbf{e}_\varphi, \mathbf{e}_\vartheta)$
\bar{M}	mittlere Molekularmasse	\mathcal{J}	heliozentrisches ekliptikales Koordinatensystem, $(\mathbf{e}_x, \mathbf{e}_y, \mathbf{e}_z)$
M_s	Masse der Sonne	\mathcal{J}_P	planetozentrisches äquatoriales Koordinatensystem, $(\mathbf{e}_{xP}, \mathbf{e}_{yP}, \mathbf{e}_{zP})$
P	Leistung	\mathcal{O}	bahnfestes Koordinatensystem, $(\mathbf{e}_r, \mathbf{e}_t, \mathbf{e}_h)$
P_e	elektrische Leistung	\mathfrak{R}	universelle Gaskonstante
P_{ex}	Schubstrahlleistung		
R_{PS}	Abstand eines Himmelskörpers zur Sonne		
S_0	Solarkonstante: 1370 W/m^2		
S_r	flächenspezifische Strahlungsleistung im Abstand r von der Sonne		

Griechische Symbole:

α	Schubvektorwinkel	ϑ	Elevationswinkel
α_{clock}	„Clockwinkel“, Schubvektorwinkelbezeichnung in InTrance	κ	Adiabatenexponent
α_{cone}	„Conewinkel“, Schubvektorwinkelbezeichnung in InTrance	μ	Gravitationsparameter eines Himmelskörpers
β	Schubvektorwinkel	μ_p	leistungsspezifische Masse
oder	ballistischer Koeffizient	ν	massenspezifisches Volumen
γ	Flugbahnneigungswinkel	ξ	relative Winkeldistanz
γ_E	Flugbahnneigungswinkel am Atmosphärenrand	ρ	Dichte
δ	Degradationsfaktor von Solarzellen	σ	Stefan-Boltzmann-Konstante
ϵ	Emissionskoeffizient	oder	halber Öffnungswinkel des Schattenkegels
ζ	Rotationswinkel zur Umrechnung von \mathcal{H} - in \mathcal{O} -System Koordinaten	oder	Zugfestigkeit
η_{AP}	Antriebsplattenfüllgrad	φ	Azimutwinkel
η_{TW}	Triebwerkswirkungsgrad	χ	Drosselfaktor
		ω	Winkelgeschwindigkeit

Weitere Symbole und Bezeichnungen:

\square	beliebige Variable
$\dot{\square}$	$d\square/dt$
$\ddot{\square}$	$d^2\square/dt^2$
bcon	boundary constraint, Bezeichnung der Endbedingungen in GESOP
pcon	path constraint, Bezeichnung der Pfadbeschränkungen in GESOP

Indizes:

0	Startwert	Hab	Habitat
oder	Brennkammerzustand	K	Konverter
1	Ausgangsbahn	Kick	Kickstufe
a	außen	Komp	Komponente
ad	adäquat	NS	Nachschub
e	elektrisch	Q	Quelle
f	Endwert	R	Radiator
i	innen	Ref	Referenz
max	maximal	RFZ	Ramfahrzeug
op	operationell	RK	Konverterradiator
t	Düsenhals	RW	Wandlerradiator
th	thermisch	T	Transferbahn
zu	zusätzlich	Tank	Tank
AP	Antriebsplatte	Tr	Treibstoff
Bekl	Bekleidung	W	Wandler
Brenn	Brenndauer des Antriebssystems	Ziel	Zielkörper
E	Erde		

Abkürzungen:

Die Abkürzungen beziehen sich überwiegend auf die aus dem Englischen stammenden und in der Raumfahrt verwendeten Begriffe.

2BMS	2-Bett Molekular Siebe
4BMS	4-Bett Molekular Siebe
ACA	Air Constituent Analysis, Luftüberwachung und -analyse
ACFR	Advanced Carbon Formation Reactor
AE	Astronomische Einheit, 1 AE = 149 597 870 km
AMCS	Atmosphere Monitoring, Control and Supply, Luftüberwachung, -kontrolle und -verteilung
A/W	Verhältnis von Auftrieb zu Widerstand
BICV	Basisinfrastructure Cargo Vehicle, Basislager-Infrastruktur Transporter
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
DRM	Design Reference Mission, Referenzmission der NASA
DS1	Deep Space 1
EF	Eigenfeld
ERV	Earth Return Vehicle, bemanntes Rückkehrfahrzeug
ERVCV	ERV Cargo Vehicle, ERV-Transporter
ESS	Energiespeichersystem
EVS	Energieversorgungssystem
FDS	Fire Detection and Suppression
FF	Formfaktor
GESOP	Graphical Environment for Simulation and Optimization Bahnsimulations- und Optimierungsprogramm
GS	Gleichspannung
HCPA	High Current Plasma Accelerator
HS	Hochspannung

InTrance	INtelligent TRAjectory optimization using NeuroController Evolution
IRB	Iodine Removal Bed, Jod Entfernungseinrichtung
ISPR	International Standard Payload Rack
ISS	International Space Station, Internationale Raumstation
IRS	Institut für Raumfahrtsysteme
LEO	Low Earth Orbit, niedriger Erdorbit
LES	Lebenserhaltungssystem
LFA	Lorentz Force Accelerator
MCV	Microbiological Check Valve, Mikrobiologisches Kontrollsystem
MF	Multifiltration
MJD	Modifiziertes Julianisches Datum
MPD	Magnetoplasmadynamisch
MSD	Minimale Sonnendistanz
NERVA	Nuclear Engine for Rocket Vehicle Application
NLP	Non Linear Programming
NS	Niedrigspannung
PBA	Personal Breathing Apparatus
PCA	Pressure Control Assembly, Drucküberwachung und Kontrolle
PCU	Power Control Unit
PFE	Portable Fire Extinguisher, tragbarer Feuerlöscher
POSKA	Planetozentrische Orbitsimulation für kontinuierliche Antriebe
POV	Piloted Outward Vehicle, bemanntes Hinflugfahrzeug
PV	Photovoltaisch
QM	Qualitätsmonitor
R	Gleichrichter
RFZ	Raumfahrzeug
RO	Reverse Osmosis, Umkehrosmose
SAFIR	Program zur Subsystemauswahl Für bemannte Interplanetare Raumfahrzeuge
SCARLET	Solar Concentrator Array with Refractive Linear Element Technology
SF	Sicherheitsfaktor
SLA	Stretched-Lens-Array
SOE	Solid Oxide Electrolysis, Festkörperelektrolyse
SOI	Sphere of Influence, Einflußsphäre eines Himmelskörpers
SSME	Space Shuttle Main Engine
T	Transformator
TCCS	Trace Contaminant Control System, Schadstoffilterung
TD	Thermodynamisch
TFG	Tankfüllgrad
THC	Temperature and Humidity Control, Temperatur- und Feuchtigkeitskontrolle
TLT	Thermisches Lichtbogentriebwerk
TSL	Trikonischer Schwerlast Lander
TW	Triebwerk
VCD	Vapor Compression Destillation
WS	Wechselspannung

1 Einleitung

Die bemannte Exploration des Mars ist ein Raumfahrtvorhaben gigantischen Ausmaßes, das an Komplexität und Gesamtstartmasse im niedrigen Erdorbit die internationale Raumstation ISS übertreffen wird. In vielerlei Hinsicht stellt die bemannte Exploration des Mars ein Novum in der Raumfahrt dar, für die andere Richtlinien gelten bzw. neue zuvor noch definiert werden müssen. Bemannte Missionen zum Mars sind derzeit für den Zeitraum um 2033 geplant. Der bemannte Flug zum Mars ist eine interplanetare Rundreise-Mission, die aus drei Teilen besteht, dem Hinflug, dem Aufenthalt am Ziel und dem Rückflug. Alle drei Phasen hängen stark voneinander ab, und Veränderungen innerhalb einer Phase führen ebenfalls zu Veränderungen in den übrigen. So kann bei zeitkritischen Missionen der Hinflug nicht unabhängig vom Rückflug betrachtet werden und umgekehrt. Oftmals sind die besten Hinflugbahnen nicht verwendbar, da daraus zu schlechte Rückkehroptionen resultieren würden. Das Gesamtszenario stellt daher meist einen Kompromiß dar. Die erste interplanetare Rundreise-Mission überhaupt ist die Stardust-Mission, die in 2006 am Kometen Wild2 aufgesammelte Staubpartikel zur Erde zurückbringen wird. Die bemannte Exploration des Mars ist, wie viele Szenarien zeigen, nicht als einzelne bemannte Mission ausgelegt. Das sogenannte „Human Mars Exploration“-Programm besteht aus drei bemannten Missionen im Abstand von zwei Jahren mit der Option für folgende. Um Entwicklungskosten zu senken, verwenden, ähnlich wie bei den Apollo-Missionen, die in der Literatur diskutierten Szenarien für bemannte Missionen zum Mars für alle drei Einzelmisionen einheitliche Designs in bezug auf das Missionsdesign selbst, die Raumfahrzeuge und deren Subsysteme, was in dieser Arbeit als Programm-Prinzip bezeichnet wird. Die Menschen, die das Wagnis einer solchen Mission auf sich nehmen, werden in Anlehnung an den Begriff Astronaut, der im eigentlichen Sinne ein zu den Sternen Reisender ist, im Rahmen dieser Arbeit als Areonauten („Reisende zum Mars“) bezeichnet.

Die nachfolgenden Abschnitte dieser Einleitung geben einen Überblick über Veröffentlichungen zum Thema bemannte Missionen zum Mars. Es werden weiterhin verschiedene im Zusammenhang mit bemannten Marsmissionen und im Rahmen dieser Arbeit wichtige und gebräuchliche Begriffe erläutert. Die Aufgabenstellung und Motivation folgt im Anschluß, und das Kapitel endet mit einem kurzen Überblick der nachfolgenden Kapitel. Weitere Definitionen sowie das in dieser Arbeit gewählte Basismissionsszenario sind im Anhang A erläutert.

1.1 Historie bemannter Marsmissionen und elektrischer Antriebe

Als Pioniere bemannter Marsmissionen und elektrischer Antriebe sind viele historische Persönlichkeiten zu nennen. Stellvertretend seien hier Robert Goddard und Hermann Oberth erwähnt. In Oberths berühmter Veröffentlichung „Wege zur Raumschiffahrt“ [80] von 1929 wird auch gezielt die Verwendung elektrischer Antriebe („Elektrisches Raumschiff“) für Missionen zu anderen Planeten (auch Mars) behandelt und mit den herkömmlichen Ra-

keten¹ verglichen. Inspiriert von diesen Arbeiten, erscheint in 1952 Wernher von Brauns berühmtes Buch „Das Marsprojekt“ [105], das als erster Meilenstein der bemannten Mars-exploration gilt. In den darauffolgenden Jahren gab es viele Veröffentlichungen zu bemannten Marsmissionen, die in Tabelle A.2 in Anhang A zusammengestellt sind. Ein historischer Überblick über elektrische Antriebe ist in [16] gegeben. Als große Meilensteine in der Historie bemannter Marsmissionskonzepte gelten Robert Zubrin's „Mars Direct“ [112] von 1990 und die NASA Design Reference Mission v1.0 von 1997 [50] mit dem 1998 veröffentlichten Addendum (NASA Design Reference Mission v3.0) [79]. Weitere interessante Missionskonzepte sind die Caltech Mission [49] von 1999, das russische ISTC Konzept [94] von 2000 und der ESA Design-Case [21] von 2004². Als Meilensteine für die Verwendung von elektrischen Primärantrieben sind die ESEX-Mission [29] in 1999, die ein Ammoniak betriebenes thermisches Lichtbogentriebwerk verwendete, die DS1 Mission [1] in 1999 mit dem NSTAR Ionenantrieb, die Artemis „Rettungsmission“ [2] in 2001, die ein Set von 4 Ionenantrieben verwendete, und die in 2003 gestartete SMART1 Mission zum Mond [3], die ein Hallionen-Triebwerk verwendet, zu nennen. In vielen zukünftigen Missionen wie z.B. der Merkur Mission „Bepi Colombo“ ist die Verwendung elektrischer Primärantriebe vorgesehen. Aufgrund der überlegenen Vorteile dieser Antriebe für interplanetare Transfers gegenüber herkömmlichen chemischen Antrieben und das noch große Potential dieser Antriebe, ist der Gedanke von bemannten Marsmissionen mit elektrischen Antrieben im Zeitraum um 2033 nicht als abwegig zu bezeichnen, wenn es gelingt, die elektrische Energieversorgung zu gewährleisten.

1.2 Bemannte Mars Exploration und Programm-Prinzip

Seit den Anfängen der Raumfahrt gibt es Überlegungen, bemannt zum Mars zu fliegen. Daher existieren auch eine Vielzahl von mehr oder weniger detailliert ausgearbeiteten Missionsszenarien. Diese sind in Teilbereichen ähnlich, sie können aber auch vollkommen unterschiedlich sein, und dies nicht nur in bezug auf Missionsziele sondern auch bezüglich des Gesamttraumfahrzeug- und Subsystemdesigns oder der Art der verwendeten Basis am Mars. Eine Einteilung der unterschiedlichen Szenarien ist in Anhang A.1 gegeben.

Bei der Planung robotischer Sondenmissionen konzentriert man sich im allgemeinen auf einen bestimmten Zielkörper, und für die Mission dorthin wird ein bestmögliches Startfenster gesucht. Die dafür notwendigen infrastrukturellen Einrichtungen, die Subsysteme der Sonde sowie die Missionsstrategie werden speziell für dieses eine Ziel (Ort und Zeitrahmen) entworfen und sind im allgemeinen nicht anwendbar für andere Missionen (andere Nutzlasten) oder andere Startdaten. Im Falle von Verzögerungen kann das Ziel unerreichbar werden, was zum Scheitern der gesamten Mission führen kann. Bemannte Missionen zum Mars sind nicht als Einzelmissionen geplant, sondern immer in ein sogenanntes „Human Mars Exploration“-Programm eingebettet, das aus mehreren Einzelmissionen über einen längeren Zeitraum hinweg besteht. Die allgemeine Flugstrategie, sowie das Raumfahrzeug- und Subsystemdesign wird nicht für jede einzelne Mission separat geplant und entwickelt, sondern man versucht ein einheitliches Design bezüglich des Missionsszenarios, des Gesamttraumfahrzeugs und der Subsysteme zu finden, was für alle Einzelmissionen innerhalb des Programms Anwendung findet. Eine solche Vorgehensweise wurde im Rahmen dieser Arbeit als Programm-Prinzip bezeichnet. Praktisch alle in der Literatur diskutierten Szenarien wie z.B. die NASA Design Reference Mission (NASA DRM) verwenden in ih-

¹ Gemeint ist hierbei eine Rakete mit chemischem Antrieb.

² hervorgegangen aus dem AURORA Long Term Plan

rem „Human Mars Exploration“-Programm dieses Prinzip. Es wird auch versucht, ein Programm-Prinzip innerhalb von Einzelmissionen anzuwenden. Die NASA DRM, als Beispiel für eine gesplittete Mission, trennt für den Hinflug nicht nur zeitunkritische Nutzlast von Besatzung, sondern teilt die gesamte Nutzlast in ähnlich große Pakete von 80 bis 100 t auf. Somit hat jedes der Hinflugfahrzeuge eine ähnliche Nutzlastkapazität, und es kann für alle Hinflugfahrzeuge das gleiche Antriebssystem verwendet werden. Weiterhin sieht die NASA DRM vor, daß das Marsaufstiegsfahrzeug und das Rückkehrfahrzeug die gleichen LOX/CH₄ Antriebe verwenden. Somit muß dieses bisher noch nicht vorhandene Triebwerk nur einmal entwickelt werden, kann aber auf mehreren Fahrzeugen innerhalb der Mission eingesetzt werden. Die Verwendung eines Programm-Prinzips innerhalb einer Einzelmission reduziert die Anzahl der verschiedenen Komponenten, was mit einer Reduktion des Risikos einhergeht. Gesamtgesehen erhofft man sich durch die Verwendung eines Programm-Prinzips auf Einzelmissions- und Programmebene, die Missionskosten senken zu können. Die Verwendung eines Programm-Prinzips schränkt aber gleichzeitig die Flexibilität und die Missionsoptionen ein. Kurzaufenthalts-Optionen unter Verwendung impulsiver Antriebe (siehe Anhang B.1 für weitere Erläuterungen) sind, wie im folgenden gezeigt werden wird, unmöglich innerhalb des „Human Mars Exploration“-Programms, da die Antriebserfordernisse (und somit die Raumfahrzeugmassen) für hochenergetische Bahnen stark mit dem Startdatum schwanken. Ein Programm-Prinzip kann daher nicht angewendet werden, worauf im weiteren Lauf dieser Arbeit noch näher eingegangen wird. Eine Nichtverwendung eines Programm-Prinzips auf Programmebene würde zu einer Explosion der Missionskosten führen und bemannte Missionen zum Mars eher unwahrscheinlich machen. Einzig eine Wiederaufflammung eines Weltraumrennens zweier oder mehrerer Parteien, wie zu Zeiten des Kalten Krieges, könnte die Verwendung eines Programm-Prinzips hinfällig machen, da unter solchen Bedingungen Missionskosten und wissenschaftliche Resultate meist nur zweitrangig sind gegenüber den politischen Interessen.

1.3 Gütefaktoren für bemannte Marsmissionen

Die Planung und Ausarbeitung bemannter Marsmissionsszenarien ist ein komplexes interdisziplinäres Unterfangen. Neben den Aspekten des Programm-Prinzips gibt es noch weitere entscheidende Faktoren, die bei der Missionsauslegung berücksichtigt werden müssen. Die vier wichtigsten Gütefaktoren sind:

- Flexibilität
- Gesamtmissionsdauer
- Transferzeit
- Startmasse

Die Startmasse im niedrigen Erdorbit steht in direkter Verbindung zu den Missionskosten. Bei robotischen Missionen versucht man daher, diese so gering wie möglich zu halten, um Missionen möglichst kostengünstig durchführen zu können. Dies führt in der Regel zu Missionen mit komplexen Flugbahnen, langen Transferzeiten und oftmals geringer Flexibilität, wie man am Beispiel der Rosetta Mission sehen kann. Für bemannte Missionen ist die Startmasse ein wichtiger Faktor, allerdings nicht der wichtigste. Viel wichtiger als die Masse ist die Zeit. Die Gesamtmissionsdauer und die jeweiligen Transferzeiten sollten Idealerweise so kurz wie möglich sein. Beides läßt sich, wie in dieser Arbeit gezeigt wird, nur selten gemeinsam erzielen. Flexibilität ist der wichtigste Parameter. Die größtmögliche

Flexibilität innerhalb einer Mission und innerhalb des Programms ist dann gegeben, wenn es möglich ist, mit einem festen Raumfahrzeugdesign zu jedem Zeitpunkt zum Mars bzw. zurück zur Erde fliegen zu können. Somit ist es möglich, auf Verzögerungen zu reagieren und Missionen im Notfall vorzeitig abubrechen. Alle in der Literatur diskutierten Szenarien verwenden impulsive Antriebe und ballistische Flugbahnen, womit sich Flexibilität praktisch nicht erzielen läßt. Nur mit einem Antriebssystem, mit welchem es möglich ist, zu jedem Zeitpunkt signifikant in die Bahn einzugreifen, kann ein gewisses Maß an Flexibilität erzielt werden. Flexibilität steht in direktem Zusammenhang mit dem Risiko. Da bei allen herkömmlichen Szenarien Flexibilität nur eine sehr geringe Rolle spielt, sind diese Szenarien auch sehr risikoreich. Faßt man alle Aspekte und Gütefaktoren für bemannte Marsmissionen in einem Satz zusammen, so sollten bemannte Marsmissionen wie folgt ausgelegt sein:

Unter Verwendung eines Programm-Prinzips und der Berücksichtigung möglichst großer Flexibilität wird ein sicheres und einfaches Missionsdesign benötigt mit schnellen Transfers, kurzer Gesamtmissionsdauer und moderaten Massen!

1.4 Motivation und Aufgabenstellung

1.4.1 Motivation

Praktisch alle herkömmlichen Szenarien für bemannte Marsmissionen sind Langaufenthaltsoptionen mit Gesamtmissionsdauern von rund 1000 Tagen unter Verwendung impulsiver Antriebe. Diese Kombination führt zu sehr inflexiblen und sehr risikoreichen Missionen. Die Hauptaugenmerke dieser Missionen sind Masse und Transferzeit, Flexibilität und kurze Gesamtmissionsdauern werden praktisch nicht berücksichtigt. Der derzeitige Langzeitrekord eines Weltraumaufenthaltes liegt bei 439 Tagen, gehalten vom russischen Mir Kosmonauten Valeri Polyakow. Da dieser aufgrund der aktuellen Situation wohl noch längere Zeit bestehen bleiben wird, stellen Langaufenthaltsoptionen mit ca. 1000 Tagen Missionsdauer ein zu ambitioniertes Unternehmen dar, zumindest für die erste bemannte Mission zum Mars. Kurzaufenthaltsoptionen resultieren bei Verwendung impulsiver Antriebe in riesigen Startmassen, die kaum realisierbar sind und machen die Verwendung eines Programm-Prinzips unmöglich. Die Motivation hinter der Arbeit war, ein Antriebskonzept zu finden, mit dem nicht nur kurze Gesamtmissionsdauern in Rahmen des „Human Mars Exploration“-Programms erzielt werden können, sondern die gleichzeitig flexible Missionen und die Anwendung eines Programm-Prinzips ermöglichen. Antriebe, die im Rahmen dieser Arbeit hinsichtlich Anwendbarkeit untersucht werden sollen, sind elektrische Antriebe. Die Antriebsparameter sollten nicht zu futuristisch sein, um einen möglichen Einsatz in den nächsten 30 Jahren gewährleisten zu können.

1.4.2 Aufgabenstellung

Die kurze Einführung in das Gebiet bemannter Missionen zum Mars sollte die wesentlichen Merkmale solcher Missionen aufzeigen und die Unterschiede zu herkömmlichen unbemannten Sondenmissionen demonstrieren. Die Bearbeitung dieses Gebietes umfaßt zahlreiche Aspekte. Hierzu gehören die Bahnanalyse, Bahnsimulation und -optimierung bemannter und unbemannter interplanetarer Schwerlastraumfahrzeuge, die Analyse atmosphärischer

Flugsegmente, die System- und Subsystemanalyse bis hin zur Erarbeitung eines Gesamtmissionskonzeptes.

Bahnanalyse

In den Bereich Bahnanalyse fällt die Berechnung von helio- und planetozentrischen Bahnen sowie die Analyse von Rundreise-Missionen unter Verwendung unterschiedlicher Antriebskonzepte. Rundreise-Missionen sind in diesem Zusammenhang Missionen, die aus einem Hinflug-, einem Aufenthalt am Ziel und einem Rückflug zurück zur Erde bestehen. In der Literatur existieren Missionskonzepte für bemannte Missionen zum Mars mit impulsiven Antrieben seit vielen Jahrzehnten. In vielen Fällen beziehen sich die Analysen aber nur auf bestimmte und meist günstige Abflugdaten, oder sie verwenden zur Berechnung koplanare Kreisbahnen als Approximation. Ergebnisse einer systematischen Analyse von Startmöglichkeiten Erde-Mars oder Mars-Erde über einen längeren Zeitraum hinweg und unter Verwendung elliptischer nicht koplanarer Bahnen sind nur selten zu finden. Für kontinuierliche Antriebe existieren hierzu kaum brauchbare Daten, da in der Vergangenheit diese Antriebe als zu ineffizient angesehen wurden aufgrund vorhergesagter langer Flugzeiten. Die NASA untersuchte bereits Konzepte mit kontinuierlichen elektrischen Antrieben für Orbitanhebungen [35] und für das Spiralisieren auf Fluchtgeschwindigkeit aus einem niedrigen Erdorbit, aber weniger für den heliozentrischen Transit. Detaillierte Analysen über einen Zeitraum von ca. 15 Jahren³, die auch die Auswirkungen unterschiedlicher kontinuierlicher Antriebsparameter untersuchen, sind in der Literatur bislang nicht behandelt. Daher ist ein wesentlicher Bestandteil dieser Arbeit die systematische Bahnanalyse von Rundreise-Missionen und die Bewertung unterschiedlicher Antriebskonzepte. Für kontinuierliche Antriebe wurden die Antriebsparameter sowie weitere Randbedingungen variiert und deren Auswirkung auf Flugzeit und Masse untersucht. Diesbezüglich stellt diese Arbeit ein Novum dar und kann als Grundlage für weitere detailliertere Untersuchungen verwendet werden.

Atmosphärische Flugsegmente

Unter die atmosphärischen Flugsegmente fallen Aeromanöver zum Orbiteinschuß und zur Abbremsung von Raumfahrzeugen, der Start von Schwerlastraketen von der Erde, die Ankunft, Landung und der Aufstieg am Mars mit schweren Lasten, sowie die Landung auf der Erde am Ende der Mission. Die Bahn- und Systemanalyse kann nicht unabhängig von den atmosphärischen Flugsegmenten behandelt werden, da gerade die Verwendung von Aeromanövern einen entscheidenden Einfluß auf die Flugbahn und Transferzeit, sowie das Design der Raumfahrzeuge hat. Für bemannte Marsmissionen kommt hinzu, daß der Eintritt in planetare Atmosphären mit hyperbolischen Geschwindigkeiten erfolgt. Die im Vergleich zu Sondenmissionen sehr viel größeren Raumfahrzeuge benötigen spezielle und bisher noch nicht eingesetzte Designs und dürfen gewisse Lastvielfache nicht überschreiten. Im Rahmen von Literaturstudien sollen Konzepte atmosphärischer Raumfahrzeuge zusammengestellt und hinsichtlich ihrer Anwendung für bemannte Marsmissionen untersucht werden. Die für die atmosphärische Flugphase wichtigen Parameter (wie z.B. Eintrittsgeschwindigkeit, Auftriebs-Widerstandsverhältnis und ballistischer Koeffizient) sollen zusammengestellt und Konzeptvorschläge für atmosphärische Fahrzeuge ausgearbeitet werden.

³ Nach diesem Zeitintervall wiederholen sich in etwa die absoluten Konstellationen von Erde und Mars.

Systemanalyse

Die Systemanalyse umfaßt die Auslegung von Gesamtraumfahrzeugen und die Auslegung bzw. den Vergleich verschiedener Subsysteme. Im Rahmen dieser Arbeit sollen hierbei Modelle für Energieversorgungssysteme im Megawatt-Bereich sowie für Habitate, Lebenserhaltungssysteme und für den Antrieb ausgearbeitet und verglichen werden.

Mit den sich aus der Subsystemanalyse ergebenden detaillierten Raumfahrzeugmodellen sollen weitere Bahnanalysen durchgeführt werden und ein Gesamtmissionskonzept ausgearbeitet werden. Wichtig hierbei ist, daß ein Szenario ausgearbeitet wird, das eine Anwendung des Programm-Prinzips ermöglicht und eine hohe Flexibilität gewährleistet, was mit bisherigen Szenarien nicht erzielt werden kann.

1.5 Überblick

In dieser Arbeit sollen Konzepte für bemannte Marsmissionen bezüglich kurzer Missionsdauer und Flexibilität ausgearbeitet und die Anwendung elektrischer Antriebe untersucht werden. Hierfür werden zunächst im folgenden Kapitel die Grundlagen planetarer und interplanetarer Transfers für kontinuierliche und impulsive Antriebe erläutert sowie die verwendeten Modelle und Programme zur Bahnsimulation und -optimierung beschrieben.

In Kapitel 3 und 4 werden die Raumfahrzeugmodellierung bzw. die Subsystemmodellierung vorgestellt.

In Kapitel 5 sind die wesentlichen Resultate der systematischen Bahnanalyse zusammengestellt. Es werden die notwendigen Antriebsparameter aufgezeigt und die Resultate von kontinuierlichen mit denen impulsiver Antriebe verglichen. In Kapitel 5 wird der Einsatz kontinuierlicher elektrischer Antriebe von einem mehr theoretischen Standpunkt aus untersucht, und es werden mit einfachen Raumfahrzeugmodellen die notwendigen Antriebsparameter abgeschätzt.

In Kapitel 6 sind die Ergebnisse der Subsystemanalyse zusammengefaßt. Es werden die Ergebnisse der Bahnoptimierung für die verschiedenen Raumfahrzeuge aufgezeigt. Hierbei werden die aus der Subsystemanalyse resultierenden detaillierten Komponentenmodellen für das Design der Raumfahrzeuge verwendet. Das Kapitel endet mit einem Gesamtmissionskonzeptvorschlag.

Die Arbeit schließt mit einer Zusammenfassung und einem Ausblick für weitere zukünftige Arbeiten auf diesem Gebiet.

Da diese Arbeit zahlreiche Aspekte von bemannten Marsmissionen abdeckt, die alle detailliert untersucht werden mußten, stellen die einzelnen Kapitel eine Zusammenfassung der Untersuchungen dar. Details zur Missions- und Systemanalyse sowie zu den im Rahmen dieser Arbeit erstellten oder verwendeten Programmen können den Anhängen oder aus den angegebenen Literaturreferenzen entnommen werden.

2 Bahnsimulation und -optimierung

In diesem Kapitel werden die Modelle, die im Rahmen dieser Arbeit zur Simulation der Bewegung eines kontinuierlichen Raumfahrzeugs verwendet wurden beschrieben. Weiterhin sind im Rahmen dieser Arbeit zur Bahnberechnung erstellten bzw. verwendeten Programme erläutert. Für Raumfahrzeuge mit impulsiven Antrieben, kann der Antriebsbedarf und die Flugbahn mittels analytischer Gleichungen bestimmt werden. Diese werden ebenfalls im folgenden beschrieben. Die in diesem Zusammenhang verwendeten Koordinatensysteme bzw. die Transformationen zwischen den verschiedenen Koordinatensystemen sind in Anhang C erläutert. Herleitungen und ergänzende Erläuterungen zu den im Rahmen dieser Arbeit verwendeten Umgebungsmodellen sind in Anhang D zusammengefaßt.

2.1 Vereinfachungen

Neben den gravitativen Kräften aller Himmelskörper und der Schubkraft des Raumfahrzeugs existieren weitere Kräfte – oft als Störkräfte bezeichnet –, die z.B. durch den solaren Strahlungsdruck oder durch Restatmosphäre hervorgerufen werden. Idealerweise sollten alle Kräfte bei der Flugbahnberechnung berücksichtigt werden. Für Machbarkeitsanalysen und vorläufige Untersuchungen, wie sie im Rahmen dieser Arbeit durchgeführt werden, können jedoch die folgenden Vereinfachungen getroffen werden:

- Die „Patched Conic“-Methode wurde verwendet zur Berechnung der Bewegung eines Raumfahrzeugs unter dem gravitativen Einfluß verschiedener Himmelskörper. Weiterführende Erläuterungen hierzu sind im Anhang D gegeben.
- Während des heliozentrischen Transits bewegt sich das Raumfahrzeug unter dem alleinigen Einfluß der Sonne, die als Massenpunkt modelliert ist. Weitere gravitative Kräfte aufgrund anderer Himmelskörper wurden vernachlässigt. Da die Masse der Sonne um viele Größenordnungen höher ist als die Masse des Raumfahrzeugs, wurde ein Einkörperproblem betrachtet.
- Während planetozentrischer Phasen (Raumfahrzeug ist innerhalb der Einflußsphäre eines Himmelskörpers: $r < r_{\text{soi}}$) ist die alleinige gravitative Kraft die des Zentralkörpers (Erde, Mars). Störkräfte durch die Sonne werden jedoch immer mitberücksichtigt.
- Der Betrag und die Richtung des Schubvektors im Falle von kontinuierlichen Antrieben kann instantan geändert werden.

2.2 Bewegungsgleichungen für kontinuierlich beschleunigte Raumfahrzeuge

In diesem Abschnitt werden die Bewegungsgleichungen eines kontinuierlich angetriebenen Raumfahrzeugs für ein Einkörperproblem erläutert. Die Beschleunigung des Raumfahrzeugs setzt sich zusammen aus der gravitativen Beschleunigung des Zentralkörpers \mathbf{a}_g , der Schubbeschleunigung \mathbf{a}_t und Beschleunigungen durch Störkräfte \mathbf{a}_s .

$$\ddot{\mathbf{r}} = \mathbf{a}_g + \mathbf{a}_s + \mathbf{a}_t \tag{2.1}$$

Die verwendeten Beschleunigungsmodelle sind im folgenden beschrieben.

2.2.1 Gravitative Beschleunigung

Die Beschleunigung aufgrund eines radialen Gravitationsfeldes kann in einem lokalen Horizontsystem (siehe Anhang C.3) beschrieben werden durch die Gleichung (2.1)

$$\ddot{\mathbf{r}} = -\frac{\mu}{r^2} \mathbf{e}_r \quad (2.2)$$

mit μ dem Gravitationsparameter des Zentralkörpers (siehe Tabelle 2.1). Für eine de-

	Sonne	Erde	Mars
$\mu [\text{m}^3/\text{s}^2]$	$1,327 \cdot 10^{20}$	$3,986 \cdot 10^{14}$	$4,284 \cdot 10^{13}$

Tabelle 2.1 Gravitationsparameter für verschiedene Himmelskörper

taillierte Analyse während planetozentrischer Phasen können sogenannte „J-Modelle“ verwendet werden zur Modellierung der gravitativen Beschleunigung von Erde und Mars. Im Rahmen dieser Arbeit wurden aber nur radiale Gravitationsfelder für die Modellierung verwendet.

2.2.2 Schubbeschleunigung

Die Schubbeschleunigung kann beschrieben werden durch:

$$\mathbf{a}_t = \frac{\mathbf{F}}{m} \quad (2.3)$$

mit \mathbf{F} dem Schubvektor und m der momentanen Masse des Raumfahrzeugs. Der Schubvektor ist definiert in einem bahnfesten System (\mathcal{O} -System, siehe Anhang C.4). Nach Abbildung 2.1 wird seine Richtung durch zwei Schubvektorwinkel festgelegt. Der Winkel β

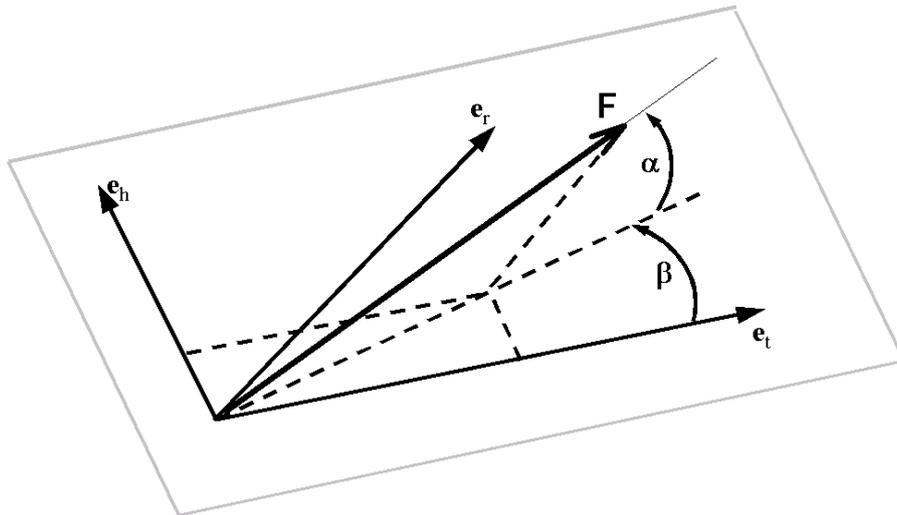


Abbildung 2.1 Definition der Schubvektorwinkel im \mathcal{O} -System

liegt in der \mathbf{e}_t - \mathbf{e}_h -Ebene und ist der Winkel zwischen \mathbf{e}_t und der Projektion von \mathbf{F} in die \mathbf{e}_t - \mathbf{e}_h -Ebene. Der Winkel α ist der Winkel zwischen der \mathbf{e}_t - \mathbf{e}_h -Ebene und \mathbf{F} . Der Schub in \mathcal{O} -System Koordinaten ergibt sich zu:

$$\mathbf{F} = F \begin{pmatrix} \sin \alpha \\ \cos \alpha \cos \beta \\ \cos \alpha \sin \beta \end{pmatrix} = F \mathbf{f} \quad (2.4)$$

mit \mathbf{f} einem Einheitsvektor, der die **Schubrichtung** vorgibt. Der **Schubbetrag** ist gegeben durch F . Durch Definition eines maximalen vom Antriebssystem aufbringbaren Schubes F_{\max} und mit Einführung eines Drosselfaktors χ (mit $0 \leq \chi \leq 1$) kann der Schubbetrag mittels Gleichung (2.5) ausgedrückt werden.

$$F = \chi F_{\max} \quad (2.5)$$

Nach Transformation des Schubvektors in \mathcal{H} -System Koordinaten (siehe Anhang C.3) ergibt sich eine Schubbeschleunigung von:

$$\begin{aligned} \mathbf{a}_t &= \frac{1}{m} (\chi F_{\max} \sin\alpha) \mathbf{e}_r \\ &+ \frac{1}{m} (\chi F_{\max} \cos\alpha \cos(\beta + \zeta)) \mathbf{e}_\varphi \\ &+ \frac{1}{m} (\chi F_{\max} \cos\alpha \sin(\beta + \zeta)) \mathbf{e}_\vartheta \end{aligned} \quad (2.6)$$

2.2.3 Differentialgleichungssystem

Mit $\ddot{\mathbf{r}}$ in \mathcal{H} -System Koordinaten ausgedrückt unter Verwendung von:

$$v_r = \dot{r} \quad (2.7a)$$

$$v_\varphi = \dot{\varphi} r \cos\vartheta \quad (2.7b)$$

$$v_\vartheta = \dot{\vartheta} r \quad (2.7c)$$

und unter Berücksichtigung, daß die Schubbeschleunigung abhängig ist von der momentanen Masse des Raumfahrzeugs, erhält man das folgende Differentialgleichungssystem, das die Bewegung eines kontinuierlich beschleunigten Raumfahrzeugs ohne Störkräfte in einem radialen Gravitationsfeld beschreibt:

$$\dot{r} = v_r \quad (2.8a)$$

$$\dot{\varphi} = \frac{v_\varphi}{r \cos\vartheta} \quad (2.8b)$$

$$\dot{\vartheta} = \frac{v_\vartheta}{r} \quad (2.8c)$$

$$\dot{v}_r = \frac{v_\varphi^2 + v_\vartheta^2}{r} + \frac{\chi F_{\max} \sin\alpha}{m} - \frac{\mu}{r^2} \quad (2.8d)$$

$$\dot{v}_\varphi = -\frac{v_\varphi v_r - v_\varphi v_\vartheta \tan\vartheta}{r} + \frac{\chi F_{\max} \cos\alpha \cos(\beta + \zeta)}{m} \quad (2.8e)$$

$$\dot{v}_\vartheta = -\frac{v_\vartheta v_r + v_\varphi^2 \tan\vartheta}{r} + \frac{\chi F_{\max} \cos\alpha \sin(\beta + \zeta)}{m} \quad (2.8f)$$

$$\dot{m} = -\frac{\chi F_{\max}}{c_e} \quad (2.8g)$$

mit dem massenspezifischen Impuls c_e , welcher als Produkt des gewichtsspezifischen Impulses I_{sp} und der Erdgravitationsbeschleunigung g_0 definiert ist:

$$c_e = g_0 I_{\text{sp}} \quad (2.9)$$

Im folgenden werden c_e als effektive Austrittsgeschwindigkeit und I_{sp} als spezifischer Impuls bezeichnet.

2.3 Analytische Approximation für Impulsive Antriebe

Im Gegensatz zu kontinuierlichen Antrieben kann der Antriebsbedarf für impulsive mittels analytischer Gleichungen approximiert werden. Für ballistische Flugbahnen, wie sie im Falle von impulsiven Antrieben verwendet werden, sind die resultierenden Transferbahnen Teilstücke von Ellipsen, Parabeln oder Hyperbeln. Für heliozentrische Transfers zwischen Erde und Mars sind nur Teilstücke von Ellipsen sinnvoll, da der Antriebsbedarf für Transferparabeln oder -hyperbeln extrem hoch ist. Allgemein kann das notwendige Δv für den Transfer zwischen zwei koplanaren Orbits mittels Gleichung (2.10) (siehe auch Abbildung 2.2) berechnet werden. Der Index T steht hierbei für die Transferbahn und 1 für die Ausgangsbahn.

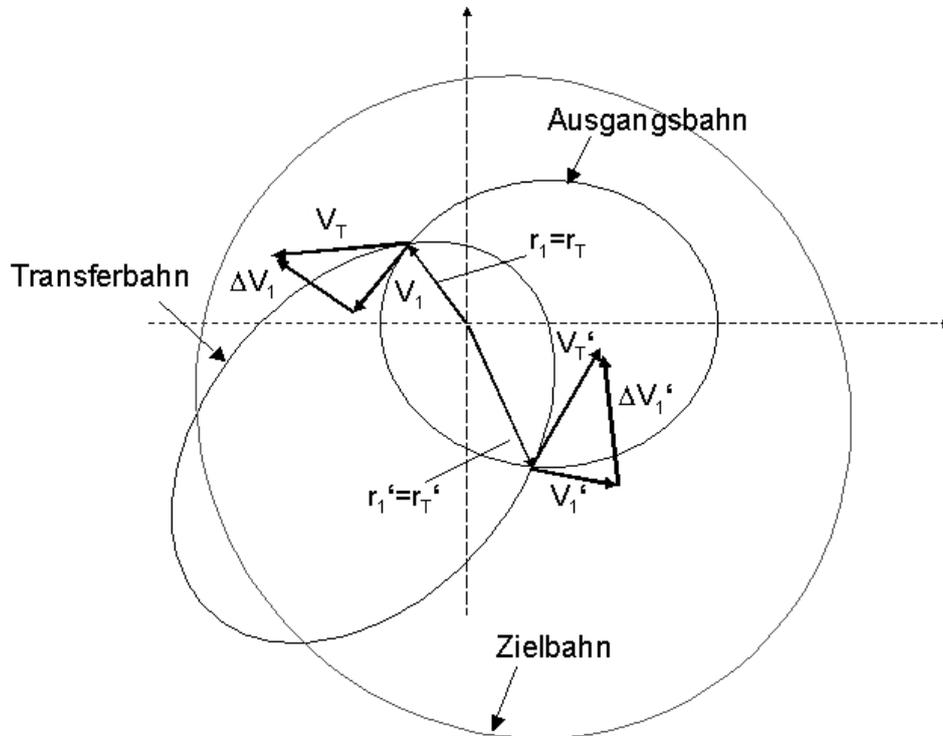


Abbildung 2.2 Schema eines Orbittransfers mittels einer ballistischen elliptischen Transferbahn

$$\Delta v = \sqrt{\mu \left(\frac{2}{r_T} - \frac{1}{a_T} \right)} - \sqrt{\mu \left(\frac{2}{r_1} - \frac{1}{a_1} \right)} = v_{\text{ex}} \quad (2.10)$$

Bezogen auf einen heliozentrischen Transfer zwischen zwei Himmelskörpern wird dieses Δv auch als hyperbolische Überschußgeschwindigkeit v_{ex} bezeichnet. Der Gravitationsparameter μ ist dann der der Sonne. Der Einschub in eine heliozentrische Transferbahn erfolgt im allgemeinen von der Oberfläche eines Himmelskörpers oder aus einem Orbit um diesen. Bei einem Orbit als Ausgangspunkt berechnet sich der für den Einschub in die Transferbahn insgesamt notwendige Antriebsbedarf Δv_1 gemäß Gleichung (2.11),

$$\Delta v_1 = \sqrt{\frac{2\mu_P}{r} + v_{\text{ex}}^2} - \sqrt{\mu_P \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right)} \quad (2.11)$$

mit r der Distanz des Raumfahrzeugs zum Massenmittelpunkt des betrachteten Himmelskörpers, a der großen Halbachse der Abflugorbits und μ_p dem Gravitationsparameter des betrachteten Himmelskörpers. Am Zielkörper kann der notwendige Antriebsbedarf zum Einschub in einen Orbit um diesen entsprechend berechnet werden. Wenn Aeromanöver verwendet werden, ist ein zweites impulsives Manöver nur notwendig, wenn die Relativgeschwindigkeit bezüglich des Zielkörper v_∞ den Wert für ein sicheres Aeromanöver $v_{\infty, \max}$ übersteigt (siehe hierzu Anhang H.1). Der notwendige Antriebsbedarf zur Anpassung der Relativgeschwindigkeit am Ziel Δv_2 berechnet sich gemäß Gleichung (2.12)

$$\Delta v_2 = v_\infty - v_{\infty, \max} \quad \text{falls } v_\infty > v_{\infty, \max} \quad (2.12)$$

Auch wenn der Antriebsbedarf analytisch berechnet werden kann, so kann das Finden der adäquaten Parameter der Transferellipse von Hand ein sehr zeitaufwendiges Unternehmen sein. Weiterhin muß berücksichtigt werden, daß die Umlaufbahnen von Erde und Mars nicht koplanar sind und daher, abhängig von der Konstellation und dem Ausgangsorbit, ein zusätzlicher Antriebsbedarf für die Inklinationsänderung notwendig wird. Im Rahmen dieser Arbeit wurde daher der für den Einschub in die Transferbahn notwendige Antriebsbedarf (Δv_1) mit dem Programm InTrance (siehe im folgenden) berechnet. Auch bei chemischen oder nuklear-thermischen Antrieben muß die notwendige Geschwindigkeitsänderung über einen längeren Zeitraum aufgebaut werden. Es gibt daher, praktisch gesehen, keine wirklichen impulsiven Manöver. Der tatsächliche Antriebsbedarf kann aufgrund von Gravitationsverlusten daher höher sein als der mit den gegebenen Gleichungen berechnete.

2.4 Programme zur Bahnsimulation- und -optimierung

In diesem Abschnitt werden die verwendeten Programme zur Bahnsimulation und -optimierung beschrieben, sowie die zur Berechnung implementierten numerischen Modelle und Programmschnittstellen erläutert. Bahnsimulationsprogramme sind Werkzeuge, die die Bewegungsgleichungen numerisch integrieren innerhalb eines Zeitintervalls von $[t_0, t_f]$ bei gegebenem Startzustandsvektor $\mathbf{x}_1 = \mathbf{x}(t_0)$ und Kontrollvektor $\mathbf{u}(t)$. Bahnoptimierungsprogramme versuchen eine Lösung des Bahnproblems zu finden innerhalb definierter Randbedingungen durch Variieren des Kontrollvektors, bis ein Kostenfunktional J minimal wird. In der Regel arbeiten diese Programme aber nicht nach der Methode „finde die beste (optimale) Lösung“ sondern eher „finde überhaupt eine Lösung“. Ein großes Problem lokaler Optimierungsprogramme (siehe hierzu [33]) ist die Abhängigkeit von einer adäquaten Startlösung, die oftmals schwer zu finden ist und Expertenwissen erfordert. Die Suche nach der optimalen Lösung kann ein kompliziertes und sehr zeitaufwendiges Unterfangen sein. Dies ist im speziellen für planetozentrische Spiralbahnen der Fall. Bis heute gibt es keine adäquaten Programme zum Optimieren von Spiralbahnen, ohne die Notwendigkeit eines stetigen Eingriffs eines Experten und der Verwendung einer guten Startlösung. Selbst mit Großrechnern benötigt man Rechenzeiten von einer Woche, wie im Falle einer Bahnoptimierung für die Smart1-Mission [41]. Daher wurde im Rahmen dieser Arbeit für die planetozentrischen Phasen das Programms POSKA entwickelt, das Bahnsimulationen durch Integration der Bewegungsgleichungen mit fest vorgegebenen Schubvektorverläufen durchführt (siehe dazu Abschnitt 2.4.3). Während der heliozentrischen Phasen wurden die Flugbahnen mit den Programmen GESOP-SNOPT und InTrance optimiert, die im folgenden kurz beschrieben sind.

2.4.1 Bahnsimulation und -optimierung mit GESOP-SNOPT

GESOP ist eine Simulations- und Optimierungssoftware mit graphischer Benutzeroberfläche. Das Programm wurde am Institut für Flugmechanik und Flugregelung der Universität Stuttgart entwickelt und wird seit 2000 in Zusammenarbeit mit dem Department of Optimization, Guidance and Control der TTI GmbH der Universität Stuttgart [104] weiterentwickelt und vertrieben. Das Programm beinhaltet verschiedene Optimierungsprogramme (PROMIS, TROPIC, SOCS und CAMTOS), sowie verschiedene Optimierer (SLSQP, SNOPT und SOCS). In der Grundversion verwendet es Simulationsprogramme basierend auf einem Runge-Kutta 4 Integrator (CAMTOS bietet zusätzlich noch weitere Integrationsmethoden an). Das Programm verfügt über einen Startwertgenerierer, Gittergenerierer, einen Iterationsmonitor zum Überwachen des Optimierungsprozesses und verfügt über Exportfilter, mit denen Daten exportiert werden können in einer Form, so daß sie von anderen Programmen wie MatLab und Excel gelesen und weiterverarbeitet werden können. Im Rahmen dieser Arbeit wurde für die Bahnberechnungen das direkte Mehrzielverfahren PROMIS (PaRameterized Optimal Control Using Multiple Shooting) verwendet. Dieses wandelt das Optimalsteuerungsproblem in ein allgemeines NLP-Problem. Für die Lösung wurde der NLP-Lösers SNOPT verwendet (siehe [44], [45] und [104] für weitere Details). GESOP stellt lediglich die Rechen- und Oberflächenumgebung zur Verfügung. Das Bahn-

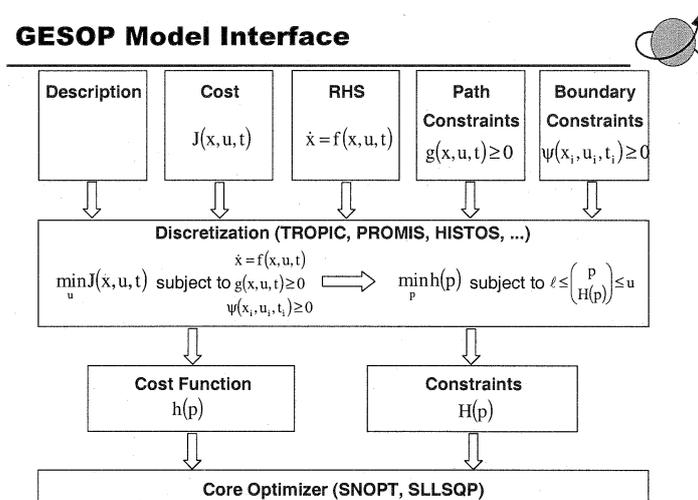


Abbildung 2.3 Schema der GESOP Modell-Schnittstelle

problem muß vom Benutzer selbst erstellt werden. Im Rahmen dieser Arbeit wurden daher für die notwendigen Teilroutinen mathematische Modelle erstellt, die mit dem Programm GESOP über die vom Programm bereitgestellte Modell-Schnittstelle (siehe Abbildung 2.3) verbunden sind. Das zu erstellende Bahnproblem enthält das Raumfahrzeugmodell (siehe Kapitel 3 und 4), den Zustandsvektor, den Kontrollvektor, das Differentialgleichungssystem (siehe Abschnitt 2.2), die Kostenfunktion sowie Rand- und Pfadbeschränkungen. Die Teilroutinen des Programms GESOP sind im folgenden beschrieben. Für die Berechnungen wurde ein einphasiges Problem angenommen, und es wurden die in GESOP standardmäßig gesetzten Werte, z.B. für die Optimierungs- und Simulationsgenauigkeit, verwendet.

Zustandsvektor

Der Zustandsvektor besteht aus 7 Komponenten, der Position und der Geschwindigkeit in \mathcal{H} -System Koordinaten sowie der momentanen Raumfahrzeugmasse.

$$\mathbf{x} = [r, \varphi, \vartheta, u, v_\varphi, v_\vartheta, m]^T \quad (2.13)$$

Startzustandsvektor

Der Startzustandsvektor \mathbf{x}_i ist gegeben durch die heliozentrische Startmasse m_0 (Transitmasse) sowie durch die heliozentrische Position und Geschwindigkeit der Erde (für den Hinflug) oder des Mars (für den Rückflug), oder durch die Position und die Geschwindigkeit des Raumfahrzeugs, die aus den Endbedingungen der planetozentrischen Simulationen resultiert.

$$\mathbf{x}_i = [r_i, \varphi_i, \vartheta_i, u_{ri}, v_{\varphi i}, v_{\vartheta i}, m_0]^T \quad (2.14)$$

Kontrollvektor

Der Kontrollvektor besteht aus drei Komponenten, den zwei Schubvektorwinkeln α und β und dem Drosselfaktor χ .

$$\mathbf{u} = [\alpha, \beta, \chi]^T \quad (2.15)$$

$$\text{mit: } -\pi/2 \leq \alpha \leq \pi/2 \quad (2.16a)$$

$$-\pi \leq \beta \leq \pi \quad (2.16b)$$

$$0 \leq \chi \leq 1 \quad (2.16c)$$

Zwischen zwei Gitterpunkten des Kontrollgitters approximiert GESOP die Werte der Kontrollgrößen entweder stückweise stetig, stückweise linear oder verwendet kubische Spline-Funktionen. Im Rahmen dieser Arbeit wurden sowohl stückweise stetige als auch stückweise lineare Approximationen verwendet. Die besten Resultate bezüglich Konvergenzverhalten und Rechenzeit wurden bei Verwendung stückweise linearer Approximation mit wenigen Gitterpunkten erzielt.

Endbedingungen

Die Endbedingungen (in GESOP als *bcon* bezeichnet) beinhalten die Zielbedingungen und die Genauigkeit, mit der diese erreicht werden. Im Falle von heliozentrischen Flugbahnen ist das Ziel, die Differenz zwischen der Position und der Geschwindigkeit des Zielkörpers und denen des Raumfahrzeugs zu minimieren. GESOP verwendet sogenannte „Equality Constraints“ und „Inequality Constraints“ zum Definieren der Endbedingungen. Bei „Equality Constraints“ versucht das Programm exakt den vorgegebenen Wert zu erzielen. „Inequality Constraints“ sind erfüllt, sobald sich die Werte innerhalb eines vorgegebenen Bereichs befinden; dabei ist $bcon \geq 0$ definiert. Im Rahmen dieser Arbeit wurden „Inequality Constraints“ verwendet. Die Endbedingungen für Position und Geschwindigkeit unter Verwendung von „Inequality Constraints“ wurden wie folgt gewählt:

$$bcon1 = R_f - \sqrt{(x_{\text{RFZ}} - x_{\text{Ziel}})^2 + (y_{\text{RFZ}} - y_{\text{Ziel}})^2 + (z_{\text{RFZ}} - z_{\text{Ziel}})^2} \geq 0 \quad (2.17a)$$

$$bcon2 = v_{\infty, \max} - \sqrt{(dx_{\text{RFZ}} - dx_{\text{Ziel}})^2 + (dy_{\text{RFZ}} - dy_{\text{Ziel}})^2 + (dz_{\text{RFZ}} - dz_{\text{Ziel}})^2} \geq 0 \quad (2.17b)$$

x, y, z sind hierbei die Komponenten des Positionsvektors und dx, dy, dz die des Geschwindigkeitsvektors in \mathcal{J} -System Koordinaten (siehe Anhang C), wobei die Indizes „RFZ“ für die Komponenten des Raumfahrzeugs und „Ziel“ für die des Zielkörpers stehen. R_f ist die maximale Distanz, die das Raumfahrzeug bezüglich des Massenmittelpunktes des Zielkörpers aufweisen darf. Im Rahmen dieser Arbeit wurde $R_f = r_{\text{SOI}}$ gewählt, d.h. die Bedingung gilt als erfüllt, sobald sich das Raumfahrzeug innerhalb der Einflußsphäre des Planeten aufhält. $v_{\infty, \max}$ ist die maximale Relativgeschwindigkeit des Raumfahrzeugs bezogen auf den Zielkörper. Zum Einschwenken in einen Orbit um den Zielkörper muß bei $v_{\infty, \max} \geq 0$ die überschüssige Geschwindigkeit entweder durch propulsive Manöver oder Aeromanöver abgebaut werden. Die maximalen Relativgeschwindigkeiten bei Verwendung von Aeromanövern werden in Anhang H.1.2 behandelt.

Pfadbeschränkungen

Pfadbeschränkungen werden verwendet, wenn weitere Parameter bestimmte Werte nicht überschreiten dürfen. In GESOP werden die Pfadbeschränkungen ($pcon$) nur an speziellen Evaluierungspunkten berücksichtigt. Hierfür gibt es ein zusätzliches Gitter, das „Constraint Grid“. Es existieren „Equality“- und „Inequality“-Pfadbeschränkungen. Im Rahmen dieser Arbeit wurde eine „Inequality“-Beschränkung für die Limitierung der minimalen Sonnendistanz (MSD) verwendet. Aus medizinischen und technischen Gründen wurde diese minimale Distanz auf $\text{MSD}=0,7 \text{ AE}$ beschränkt, was in etwa dem Venusorbit entspricht¹. Die Definition der verwendeten Pfadbeschränkung ist entsprechend der Gleichung (2.18) mit r der Distanz des Raumfahrzeugs zur Sonne.

$$pcon = r - \text{MSD} \geq 0 \quad (2.18)$$

Kostenfunktion

Die Optimalität eines Bahnproblems bestimmt sich aus einer oder mehreren Anforderungen, die in der Kostenfunktion J zusammengefaßt werden. Für bemannte Marsmissionen sind dies die Transferzeit und der Treibstoffbedarf. Die Flugbahnen müssen daher hinsichtlich mehrerer Aspekte optimiert werden. Dies kann auf verschiedene Arten erfolgen:

- Jeder Aspekt wird in der Kostenfunktion mit einen Wichtungsfaktor versehen. Diese wird somit auf eine skalare Größe reduziert. Dabei ist das Finden geeigneter Wichtungsfaktoren schon in sich selbst ein Optimierungsproblem.
- Nur ein Aspekt wird optimiert und die anderen werden als Pfad- oder Randbedingungen beschränkt.

In Rahmen dieser Arbeit wurde die zweite Vorgehensweise verwendet. Die Flugbahnen wurden hinsichtlich der Flugzeit t optimiert. Für die Treibstoffmasse m_{Tr} wurde während des Optimierungsprozesses ein maximaler Wert vorgegeben.

$$J = t \quad \text{bedeutet, daß die Flugzeit minimal werden soll} \quad (2.19a)$$

$$0 \leq m_{\text{Tr}} \leq m_{\text{Trmax}} \quad (2.19b)$$

¹ die solare Strahlung ist auf Venusabstand ca. doppelt so groß wie auf Erdbstand.

2.4.2 Bahnsimulation und -optimierung mit InTrance

Das Programm InTrance wurde am Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) in Köln im Rahmen der Doktorarbeit von Bernd Dachwald entwickelt [33]. Die Motivation, die hinter InTrance steckt, war die Suche nach einem intelligenten Verfahren zur Optimierung von Flugbahnen mit kontinuierlichen Niedrigschubantrieben, das weder eine Startlösung benötigt noch auf das Expertenwissen während des Optimierungsvorganges zurückgreifen muß. InTrance verwendet neuronale Regler in Verbindung mit einem evolutionären Algorithmus zur Optimierung des Steuervektors eines kontinuierlich angetriebenen Raumfahrzeugs. Die Flugbahnen können hierbei als ein Ergebnis einer Steuerstrategie gesehen werden, die die problemrelevanten Variablen (Zustandsvektor) und die Endbedingungen auf einen Kontrollvektor abbilden. Das Problem des Findens einer optimalen Flugbahn ist bei dieser Vorgehensweise gleichbedeutend mit dem Suchen bzw. „Lernen“ der optimalen Steuerstrategie. Ein neuronaler Regler wird verwendet, um Steuerstrategien zu implementieren. Das Finden der optimalen Parameter des neuronalen Reglers (Netzparameter) ist gleichbedeutend mit dem Finden der optimalen Steuerstrategie und somit gleichbedeutend mit dem Finden der optimalen Flugbahn (siehe [33] für weitere Details). Evolutionäre Algorithmen werden zum Finden der optimalen Netzparameter eingesetzt. Diese Parameter können auf ein Chromosom bzw. Individuum einer Population abgebildet werden, und das Optimierungsproblem ist dann gelöst, wenn das optimale Individuum gefunden wurde. Jedes Individuum (und somit die Güte der Lösung) wird mit Hilfe der Fitneß-Funktion bewertet. Der jeweilige Fitneßwert entscheidet darüber, welches der Individuen sich reproduzieren und Nachkommen produzieren darf. Die optimale Lösung wird somit über die Fitneß „gezüchtet“ und konvergiert nach einigen Reproduktionszyklen zu einer einzigen verbleibenden Lösung, der optimalen Lösung.

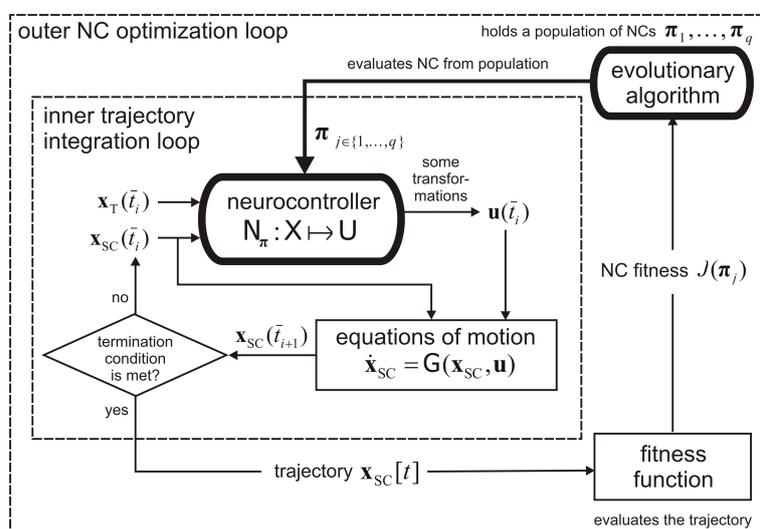


Abbildung 2.4 Schematische Übersicht des Programms InTrance [33]

In InTrance wird keine Startlösung zu Beginn des Optimierungsprozesses notwendig, sondern es startet durch eine zufällig festgelegte Population von Individuen. Bislang wurde InTrance erfolgreich zur Berechnung von heliozentrischen Bahnen für Sonnensegler oder für Raumfahrzeuge mit elektrischen Antrieben eingesetzt. Allerdings können nicht wie bei GE-SOP Berechnungen für ein beliebig selbsterstelltes Bahnproblem oder Raumfahrzeugmodell durchgeführt werden, da die Problemdefinition direkt mit der Netztopologie des neuronalen Reglers verbunden ist. Das zu optimierende Bahnproblem ist in einigen Bereichen fest vorgegeben (Zustandsvektor, Kontrollvektor, Differentialgleichungssystem), bei anderen,

wie z.B. im Fall der Fitneß-Funktion, kann man aus vorgegebenen Alternativen wählen. InTrance stellt einfache Massenmodelle für Raumfahrzeuge zur Verfügung, die für Machbarkeitsanalysen ausreichend sind. Es bietet die Möglichkeit der Verwendung verschiedener Integrationsmethoden und der Definition einer Pfadbeschränkung bezüglich der minimalen Sonnendistanz. Der Zeitraum, der Startzustandsvektor, sowie die Endbedingungen können individuell gewählt werden. Im Gegensatz zu GESOP verwendet InTrance nur ein Gitter. An jedem Gitterpunkt werden sowohl die Endbedingungen als auch die Pfadbeschränkungen evaluiert. Zwischen zwei Gitterpunkten werden die Werte für den Kontrollvektor als stückweise konstant approximiert.

Zustandsvektor

Der Zustandsvektor in InTrance besteht aus 7 Komponenten, der Position, der Winkelgeschwindigkeit und der Masse des Raumfahrzeugs.

$$\mathbf{x} = [r, \varphi, \vartheta, \dot{r}, \dot{\varphi}, \dot{\vartheta}, m]^T \quad (2.20)$$

Startzustandsvektor

Der Startzustandsvektor \mathbf{x}_i beinhaltet die Transitmasse m_0 sowie die heliozentrische Position und Winkelgeschwindigkeit der Erde für Hinflug- bzw. des Mars für Rückflugbahnen.

$$\mathbf{x}_i = [r_i, \varphi_i, \vartheta_i, \dot{r}_i, \dot{\varphi}_i, \dot{\vartheta}_i, m_0]^T \quad (2.21)$$

Zusätzlich kann eine hyperbolische Überschußgeschwindigkeit nach Größe und Richtung hinzugefügt werden, mit der es möglich wird, eine Flugbahn zu berechnen, bei der die Geschwindigkeit bezogen auf den Startkörper hyperbolisch ist.

Kontrollvektor

Der Kontrollvektor besteht wie in GESOP aus drei Komponenten, dem „Clock“-Winkel α_{clock} und dem „Cone“-Winkel α_{cone} , die gemäß Abbildung 2.5 definiert sind, sowie einem Drosselfaktor χ .

$$\mathbf{u} = [\alpha_{\text{Clock}}, \alpha_{\text{Cone}}, \chi]^T \quad (2.22)$$

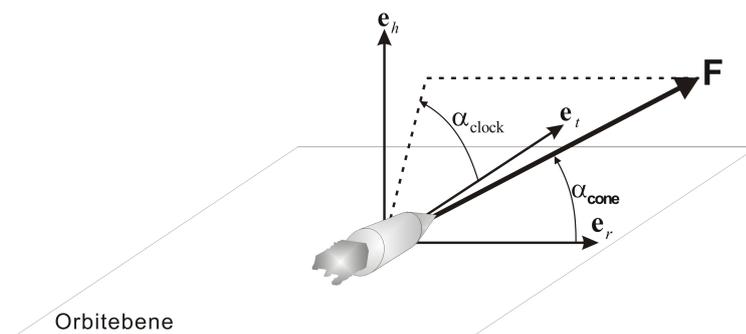


Abbildung 2.5 Definition der Schubvektorwinkel in InTrance [33]

Endbedingungen

Bezüglich der Endbedingungen verfügt InTrance über unterschiedliche auswählbare Alternativen, von freien Orbit Vorbeifügen (es wird kein bestimmter Himmelskörper angesteuert, sondern ein beliebiger heliozentrischer Orbit) bis hin zu Rendez-Vous-Bahnen ($v_\infty = 0$ km/s) mit unterschiedlichen Himmelskörpern. Im Rahmen dieser Arbeit wurde ein Vorbeiflug am Mars bzw. der Erde gewählt mit einer maximalen Distanz $R_f = r_{\text{SOI}}$ und einer bestimmten maximalen Relativgeschwindigkeit $v_{\infty, \text{max}}$. Diese Definitionen entsprechen den „Inequality“-Endbedingungen von GESOP.

Pfadbeschränkungen

In InTrance ist optional eine minimale Sonnendistanz als Pfadbeschränkung wählbar. Aus Vergleichszwecken wurde für die Berechnungen mit InTrance für minimale Sonnendistanz ein Wert von MSD=0,7 AE verwendet.

Fitneß-Funktion

Die Fitneß-Funktion oder die Fitneß eines Individuums entscheidet, ob dieses sich reproduzieren darf. In der Terminologie der Optimierung gesprochen beinhaltet die Fitneß, wie gut die Flugbahn dem vorgegebenen Zielwert entspricht (hier: wie genau die Endbedingungen erfüllt sind und wie groß die Transferzeit bzw der Treibstoffbedarf ist). Die Fitneß-Funktion überprüft die Endbedingungen und die Flugzeit (bzw. den Treibstoffbedarf) und verteilt für jedes Individuum Fitneßpunkte. Da bei den Berechnungen mit GESOP die Flugbahnen hinsichtlich Flugzeit optimiert wurden, wurde für InTrance eine Fitneß-Funktion gewählt, die die Flugzeit, die Distanz und die Relativgeschwindigkeit zum Ziel evaluiert. Auch in InTrance kann die Treibstoffmasse durch Vorgabe eines maximalen Wertes beschränkt werden. Bezüglich der Evaluierung der Distanz und der Relativgeschwindigkeit verfügt InTrance über zwei unterschiedliche Fitneß-Funktionen, J_{AND} und J_{OR} . Bei Verwendung von J_{OR} kann der Fitneßwert bei einer schlechten Distanz durch eine gute Relativgeschwindigkeit kompensiert werden und umgekehrt. Bei Verwendung von J_{AND} müssen Distanz und Geschwindigkeit gleichermaßen gut erfüllt sein. Im Rahmen dieser Arbeit wurde für die Berechnungen überwiegend die J_{OR} Fitneß-Funktion verwendet, da mit dieser für das betrachtete Problem ein besseres Konvergenzverhalten und kürzere Rechenzeiten erzielt werden konnten.

2.4.3 Planetozentrische Flugbahnsimulation

Im Rahmen dieser Arbeit wurde für planetozentrische Bahnrechnungen das Programm POSKA entwickelt, das auf C++ Routinen von Montenbruck basiert [71], [72]. Spiralisieren auf Fluchtgeschwindigkeit an der Erde bzw. am Mars, sowie gravitative Einfangmanöver und das Einspiralisieren am Mars wurden mit diesem Programm berechnet. Es verwendet einen Runge-Kutta Integrator, und es ist möglich, verschiedene Störkräfte in die Berechnungen einzubeziehen. Die gravitative Beschleunigung aufgrund der Sonne $\mathbf{a}_{\text{Sonne}}$ wird immer berücksichtigt, solange sich das Fahrzeug innerhalb der „Hill-Sphäre“ des Planeten befindet. In Anhang D.3 ist dieser Störbeschleunigungsterm behandelt.

Zustandsvektor

Der Zustandsvektor besteht aus 7 Komponenten, den Positions- und Geschwindigkeitskomponenten sowie der Masse des Raumfahrzeugs.

$$\mathbf{x} = [r, \varphi, \vartheta, u, v_\varphi, v_\vartheta, m]^T \quad (2.23)$$

Startzustandsvektor

Der Zustandsvektor am Anfang ist gegeben durch die Startmasse m_0 des Raumfahrzeugs und seine Position und Geschwindigkeit

$$\mathbf{x}_i = [r_i, \varphi_i, \vartheta_i, u_i, v_{\varphi i}, v_{\vartheta i}, m_0]^T \quad (2.24)$$

Der Startzustandsvektor für das Spiralisieren an der Erde wird bestimmt durch den gewählten Startorbit (Zusammenbauorbit des Raumfahrzeugs). Für gravitatives Einfangen am Mars und Einspiralisieren ist der Anfangszustandsvektor, der in planetozentrische Koordinaten transformierte Zustandsvektor am Ende der heliozentrischen Transitphase.

Kontrollvektor

Der Kontrollvektor besteht wie in GESOP aus den Schubvektorwinkeln und dem Drosselfaktor.

$$\mathbf{u} = [\alpha, \beta, \chi]^T \quad (2.25)$$

Da POSKA ein reines Simulationsprogramm ist, muß der Kontrollvektor vorgegeben werden. Den adäquaten Kontrollvektor zu finden, kann ein sehr zeitaufwendiger Prozeß sein, der zusätzlich ein hohes Expertenwissen erforderlich macht.

Endbedingungen

Die Endbedingungen sind als „Inequality“-Endbedingungen definiert und hängen vom betrachteten Bahnproblem ab. Für Spiralisieren an der Erde und für ein gravitatives Einfangen ist das Abbruchkriterium die Exzentrizität e der Bahn mit:

$$bcon = e - 1 \quad \text{für Spiralisieren an der Erde} \quad (2.26a)$$

$$bcon = 1 - e \quad \text{für planetare gravitative Einfangmanöver} \quad (2.26b)$$

Für das Einspiralisieren am Mars bestimmen die Bahnelemente des Zielorbits die Abbruchbedingungen.

Pfadbeschränkungen

Für planetozentrische Flugbahnen wurden keine speziellen Pfadbeschränkungen angenommen.

2.4.4 Spiralisieren an der Erde

Das Spiralisieren an der Erde startet aus einem niedrigen Kreisorbit, der gleich dem Zusammenbauorbit der Raumfahrzeuge ist. In den meisten Fällen² arbeiten die Triebwerke kontinuierlich während des Spiralisierens bei einem konstantem Schubniveau mit $F = F_{\max}$ und konstantem spezifischen Impuls bis zum Erreichen der Fluchtgeschwindigkeit.

Kontrollvektor für das Spiralisieren an der Erde

Die schnellste Flucht von der Erde wird erreicht, wenn der maximale verfügbare Schub stets in Geschwindigkeitsrichtung aufgebracht wird [86]. Der Kontrollvektor ergibt sich somit zu:

$$\mathbf{u} = [\alpha, \beta, \chi]^T = [\alpha, 0.0, 1.0]^T \quad (2.27)$$

mit Werten für α entsprechend Gleichung (2.28). Die Herleitung ist in Anhang D.2 aufgezeigt.

$$\alpha = \arctan \left(\frac{e \sin f}{1 + e \cos f} \right) \quad (2.28)$$

Der Faktor f ist hierbei die wahre Anomalie des momentanen Orbits.

Endbedingungen

Als Endbedingung wurde das Erreichen der Fluchtgeschwindigkeit verwendet. Dies ist dann gegeben, wenn entweder die aktuelle Geschwindigkeit des Raumfahrzeugs v_{RFZ} größer als die Fluchtgeschwindigkeit aus dem momentanen Orbit oder die Exzentrizität größer als 1 ist. Beide Kriterien können als Abbruchbedingung verwendet werden.

$$v_{\text{RFZ}} \geq v_{\text{Flucht}} = \sqrt{\frac{2\mu_E}{r^2}} \quad (2.29a)$$

$$e \geq 1 \quad (2.29b)$$

Um eine Spiralbahn an eine mögliche heliozentrische Transitbahn anzupassen, muß der finale Zustandsvektor angepaßt werden. Im einfachsten Fall, daß beide Bahnen in der gleichen Ebene liegen, wird der Startazimut³ φ_i solange variiert, bis die Richtung des Geschwindigkeitsvektors mit der zu Beginn der heliozentrischen Transitphase notwendigen übereinstimmt.

Beschleunigung aufgrund von Restatmosphäre

Für das Spiralisieren an der Erde wurde im Rahmen dieser Arbeit ein Restatmosphärenwiderstandsmodell entwickelt und in das Programm POSKA implementiert. Die dominante Kraft, die auf das Raumfahrzeug wirkt, ist entgegengesetzt dem Geschwindigkeitsvektor des Raumfahrzeugs relativ zur Atmosphäre \mathbf{v}_r . Dieser berechnet sich mittels:

² Eine Ausnahme stellen Missionen dar, die bei Verwendung photovoltaischer Energieversorgungsanlagen keine Eklipsenfeuerung während planetarer Schattenphasen durchführen.

³ Praktisch gesehen ist das die Position des Raumfahrzeugs, an welcher das Triebwerk gezündet wird und von da an bis Erreichen der Fluchtgeschwindigkeit arbeitet.

$$\mathbf{v}_r = \mathbf{v}_{\text{RFZ}} - \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{r}_{\text{RFZ}} \quad (2.30)$$

mit $\boldsymbol{\omega}$ der Winkelgeschwindigkeit der Erde, \mathbf{r}_{RFZ} bzw. \mathbf{v}_{RFZ} dem Positions- bzw. Geschwindigkeitsvektor des Raumfahrzeugs. Die Beschleunigung des Raumfahrzeugs aufgrund von Restatmosphäre \mathbf{a}_D berechnet sich nach Gleichung (6.7)

$$\mathbf{a}_D = -\frac{1}{2} c_w \frac{A_{\text{ref}}}{m} \rho v_r^2 \mathbf{e}_v \quad (2.31)$$

mit $\mathbf{e}_v = \mathbf{v}_r/v_r$ einem Einheitsvektor in \mathbf{v}_r -Richtung, A_{ref} der momentanen projizierten Fläche in \mathbf{e}_v -Richtung und c_w den Widerstandsbeiwert des Raumfahrzeugs (üblicherweise mit 1,5 bis 3 angenommen [71]). Die Dichte ρ hängt von verschiedenen Aspekten ab. Sie variiert mit der Höhe, der chemischen Zusammensetzung der Atmosphäre, der Temperatur und der Sonnenaktivität. Es existiert somit eine starke temporale und räumliche Variation der Dichte. Das Dichtemodell, das im Rahmen dieser Arbeit verwendet wurde, basiert auf C++ Routinen von Montenbruck [71]. Es enthält ein Harris-Priester Modell, das zusätzlich noch tageszeitliche Schwankungen berücksichtigt, die durch den solaren Strahlungsdruck hervorgerufen werden.

3 Raumfahrzeug Modell

Dieses Kapitel beschreibt die Gesamtraumfahrzeugmodellierung sowie die Modellierung der untersuchten Subsysteme mit Ausnahme des Antriebssystems, welches separat in Kapitel 4 behandelt wird. Die Systemmodellierung ist von wichtiger Faktor für die Bahnanalyse, da das Design der Raumfahrzeuge entscheidenden Einfluß auf die Flugbahnen hat. Für die Bahnrechnungen mit den Programmen GESOP-SNOPT und POSKA mußten im Rahmen dieser Arbeit Gesamtraumfahrzeug- bzw. Subsystemmodelle implementiert werden. Für das Habitat, das Lebenserhaltungssystem und die Energieversorgung ist im Rahmen einer Diplomarbeit am Institut für Raumfahrtsysteme (IRS) der Universität Stuttgart [51] das Programm SAFIR entwickelt worden. Mit diesem Programm können Gesamtmassen, -volumina und Leistungserfordernisse für die Subsysteme bzw. deren Komponenten berechnet und verglichen werden, basierend auf vorhandenen oder in Konzeptstudien gegebenen Daten. Im Rahmen dieser Arbeit wurden die in SAFIR vorhandenen Modelle überarbeitet und ergänzt. Die Modelle sind in den entsprechenden Anhängen detailliert beschrieben. Für die Berechnung von Aufstiegs- bzw. Abstiegsfahrzeugen für Erde und Mars wurden Modelle erstellt, die aus den Ergebnissen der im Rahmen dieser Arbeit durchgeführten Literaturstudie zu Aeromanövern (siehe Anhang H.1) resultieren bzw. auf Daten einer weiteren Diplomarbeit am IRS [87] basieren. Generell sei hier bemerkt, daß die erstellten detaillierten Modelle auf derzeitigen¹ Technologieprojektionen für den Zeitraum um ca. 2030 beruhen. Weitere Masseneinsparpotentiale beispielsweise durch Verwendung von Supraleitung beim Konverterkomplex des Energieversorgungssystems wären denkbar. Dies bedarf aber der Verwendung gänzlich neuer Technologien für Raumfahrtanwendungen, was im Hinblick auf den kurzen Entwicklungszeitraum bis 2030 jedoch eher unrealistisch erscheint. Daher wurden derartige Konzepte im Rahmen dieser Arbeit nicht weiter betrachtet.

3.1 Vereinfachtes Raumfahrzeug Modell

Für die systematischen Bahnuntersuchungen, deren Ergebnisse im Kapitel 5 behandelt werden, wurde ein vereinfachtes Raumfahrzeugmodell verwendet. Die Startmasse m_0 setzt sich aus den folgenden Teilen zusammen:

$$m_0 = m_N + m_{EVS} + m_{AS} + m_{Tank} + m_{Tr} \quad (3.1)$$

Die Nutzlastmasse m_N beinhaltet alle Komponenten, die zum Mars transportiert oder dort gelandet werden müssen, wie z.B. das Basislager Infrastruktur, Rover, das Habitat bzw. Aeromanöver Vehikel. Die Masse des Energieversorgungssystems m_{EVS} berücksichtigt alle notwendigen Komponenten zur Energiespeicherung und -wandlung, sowie Kabel und zusätzliche Strukturelemente oder Adapter. Die Masse des Antriebssystems m_{AS} beinhaltet den Primärtrieb inklusive Anschlußleitungen, sowie Lageregelungs- und Steuertriebwerke inklusive deren Treibstoff und Tanks. Die Tankmasse m_{Tank} umfaßt alle Treibstofftanks des Primärtriebs inklusive Leitungen und Adapter. Dabei hängt m_{Tank} im wesentlichen von der Art und Menge des verwendeten Treibstoffs (m_{Tr}) und dem Tankmaterial ab. Da für kontinuierliche Antriebe die Masse des Antriebssystems viel kleiner als die Masse des Energieversorgungssystems ist, wurde in den Voruntersuchungen der Term m_{AS} zunächst vernachlässigt. Die Tankmasse wurde als Funktion der Gesamtreibstoffmasse unter zu Hilfenahme eines Tankmassen-Faktors k modelliert mit $m_{Tank} = k m_{Tr}$. Die Gesamtraumfahrzeugmasse wird damit zu:

¹ Stand 2005

$$m_0 = m_N + m_{EVS} + (1 + k) m_T \quad (3.2)$$

Für weiterführende Analysen und für die Ausarbeitung eines Gesamtmissionskonzeptes werden detailliertere Modelle notwendig. Hierfür wurden im Rahmen diese Arbeit Subsystemmodelle entwickelt und in das Programm SAFIR implementiert. Im folgenden werden diese einzelnen Subsysteme kurz erläutert. Detailliertere Beschreibungen können den Anhängen E, F und G entnommen werden.

3.2 Habitat and Lebenserhaltungssystem

3.2.1 Transfer Habitat

Das Habitat stellt zusammen mit dem Lebenserhaltungssystem, das für die Crew wichtigste Subsystem dar. Es ist nicht nur der Wohn- und Arbeitsraum der Areonauten, sondern soll diese auch vor den Gefahren der Weltraumumgebung, wie z.B. vor der Strahlung oder Mikrometeoroiden, schützen. Das Habitat beinhaltet neben dem Lebenserhaltungssystem und Einrichtungen zur Nahrungsmittelaufbereitung, auch die Privatkabinen, Lager-, Hygiene- und medizinische Einrichtungen, Trainingsgeräte sowie Einrichtungen für Telekommunikation, Fahrzeugüberwachung und -kontrolle. Abhängig vom Verwendungszweck existieren unterschiedliche Habitatdesigns. Im Falle eines Mars Oberflächenhabitats, wird nicht nur eine Luftschleuse benötigt, sondern es muß ein mit der vorhandenen Schwerkraft in Vereinbarung zu bringendes Design verwendet werden. Des weiteren benötigen die Areonauten spezielle Marsdruckanzüge. Für den interplanetaren Flug können im Habitat zusätzliche Schutzeinrichtungen bei Sonneneruptionen (sogenannten Solar Flare Storm Shelters) oder Kurzarmzentrifugen² notwendig werden.

Volumenanforderungen

Das Gesamtvolumen des Habitats setzt sich zusammen aus dem Volumen, das die Subsystemkomponenten (Habitat- und Lagereinrichtungen) benötigen $V_{Hab, Sys}$, und dem Anteil V_{frei} , der der Crew als Arbeits- und Wohnraum zur Verfügung steht. Für das Arbeiten und Wohlbefinden in Schwerelosigkeit muß pro Person ein bestimmtes freies Volumen $V_{frei, Person}$ zur Verfügung stehen. Dieses steigt mit steigender Missionsdauer (Transferzeit) t entsprechend Abbildung 3.1 und Gleichung (3.3) (Microsoft Excel Approximation) an. Die Daten sind aus ESA Studien zu bemannten Marsmissionen entnommen [102].

$$\begin{aligned} V_{frei, Person} [\text{in m}^3] &= -0,0002 t^2 + 0,2487 t + 5,98 && \text{für } 1 \text{ Tag} \leq t \leq 500 \text{ Tage} \\ V_{frei, Person} &= 80 \text{ m}^3 && \text{für } t > 500 \text{ Tage} \end{aligned} \quad (3.3)$$

Das gesamte freie Volumen berechnet sich zu:

$$V_{frei} = n_{Crew} V_{frei, Person} \quad (3.4)$$

mit n_{Crew} der Crewgröße.

² um den Folgen der Schwerelosigkeit entgegen zu wirken.

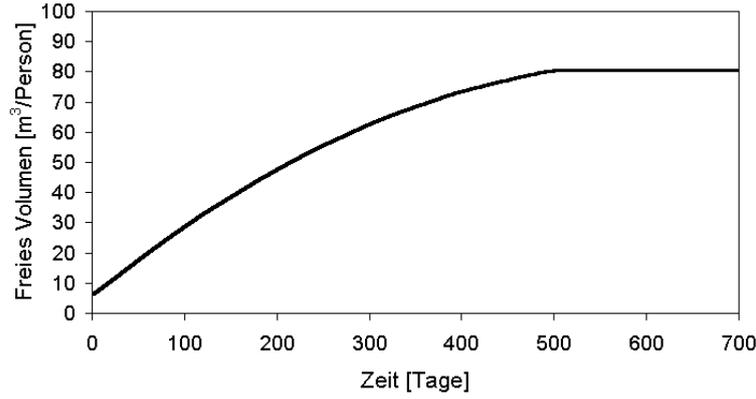


Abbildung 3.1 Benötigtes freies Volumen pro Person in Abhängigkeit von der Zeit, extrapolierte Daten [102]

Habitathüllenmasse

Die Habitathüllenmasse $m_{\text{Hab,Struk}}$ berechnet sich mittels Gleichung (3.5). Sie ist abhängig vom Gesamtvolumen des Habitats V_{Hab} inklusive des Lebenserhaltungssystems (V_{LES}) und beinhaltet tragende Strukturelemente, die thermische Isolierung, die atmosphärische Abdichtung sowie den Strahlungs- und Mikrometeoroidenschutz.

$$m_{\text{Hab,Struk}} = \frac{V_{\text{Hab}}}{\nu} \quad \text{mit } V_{\text{Hab}} = V_{\text{frei}} + V_{\text{Hab,Sys}} + V_{\text{LES}} \quad (3.5)$$

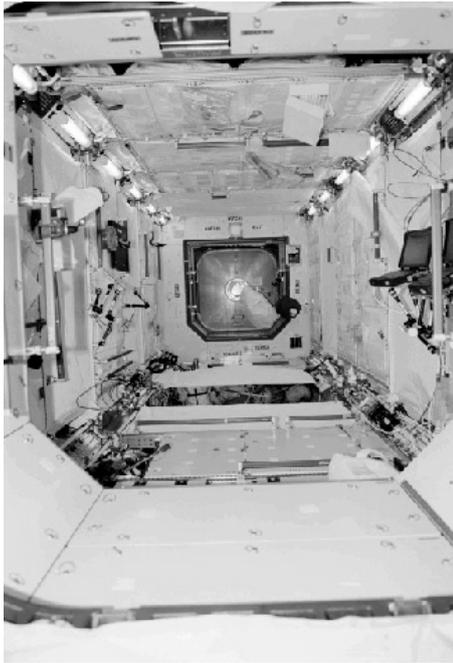
Für das massenspezifische Volumen ν ist in [34] ein Wert von $\nu = 0,015 \text{ m}^3/\text{kg}$ für starre Strukturen basierend auf ISS-Technologie bzw. $\nu = 0,43 \text{ m}^3/\text{kg}$ für aufblasbare Strukturen ähnlich dem TransHab Konzept [4] angegeben. In [31] wird die Hüllenmasse mittels einer flächenspezifischen Masse f berechnet. Bei gegebenem Habitat Durchmesser d und gegebener Länge l berechnet sich die Hüllenmasse mittels Gleichung (3.6).

$$m_{\text{Hab,Struk}} = \text{SF} \left[\pi d \left(\frac{d}{2} + l \right) \right] f \quad (3.6)$$

Für eine starre mehrschichtige Struktur inklusive Strahlungs- und Meteoroidenschutz gibt [31] eine flächenspezifische Masse von $f = 14 \text{ kg}/\text{m}^2$ vor. Als Sicherheitsfaktor wird ein Wert von $\text{SF}=1,7$ verwendet.

Abmaße und Konzepte

Entscheidend bei der Auslegung der Habitate ist nicht nur die Masse sondern auch deren Abmaße. Design, Durchmesser und Länge, müssen mit der Nutzlastverkleidung der Schwerlaststartraketen kompatibel sein. Bei ehemals existierenden Schwerlasttraketen wie der Saturn 5 oder der Energia ist die Nutzlast beschränkt auf einen Durchmesser von 6 bis 8 m und auf eine Länge von 30 bis 35 m. Das im Rahmen dieser Arbeit gewählte Schwerlaststartraketenkonzept wird in Abschnitt 3.5 behandelt. Abhängig vom Missionsszenario gibt es zwei unterschiedliche Möglichkeiten der Raumaufteilung des Habitats. Abbildung 3.2.1 zeigt die klassische Aufteilung in Längsrichtung, die auch in der ISS Verwendung findet. Dieses bewährte Konzept kann für Landehabitate nicht umgesetzt werden, da am Mars eine Vertikallandung durchgeführt wird. Eine weitere Möglichkeit der Raumaufteilung ist in Abbildung 3.2.2 dargestellt. Dieses Konzept verwendet eine Raumaufteilung in Querrichtung über mehrere Decks verteilt, die im gelandeten Fall (Gravitation) via Treppe erreicht



3.2.1: Konzept mit Auslegung in Längsrichtung (ISS)



3.2.2: Habitat mit Auslegung in Querrichtung, künstlerische Darstellung

Abbildung 3.2 Unterschiedliche Auslegungskonzepte für Habitate

werden können. Eine detaillierte Konstruktion und Vergleich der unterschiedlichen Habitatkonzepte wurde im Rahmen dieser Arbeit nicht durchgeführt. Die verwendeten Habitate sollen eine Auslegung in Querrichtung aufweisen.

Innenausstattung

Die Innenausstattung der Habitate umfaßt die folgenden Komponenten:

- Bordküche und Nahrungslagerung
- Waschraum und Toilette
- Hygieneartikel
- Medizinische Versorgung
- Training und Erholungseinrichtungen
- Kleidungslagerung bzw. Waschmaschine
- Raumanzüge, Marsanzüge
- Privatkabinen
- Einrichtungen für Kommunikation, Wartung und Überwachung
- Luftschleuse
- Labor

Massen, Volumen und Leistungserfordernisse wurden mittels des Programms SAFIR berechnet. Die im Rahmen dieser Arbeit jeweils implementierten bzw. verwendeten Modelle sind in Anhang F beschrieben.

3.2.2 Lebenserhaltungssystem

Die Hauptaufgabe des Lebenserhaltungssystems besteht darin, eine Umgebung bereitzustellen bzw. aufrechtzuerhalten, die das Wohlbefinden der Crew bzw. das zuverlässige Funktionieren der Bordsysteme während einer Mission gewährleistet. Das Lebenserhaltungssystem teilt sich in die folgenden Bereiche auf:

- Atmosphären Management
- Wasser Management
- Nahrungsproduktion
- Abfall Management
- Crew Sicherheit

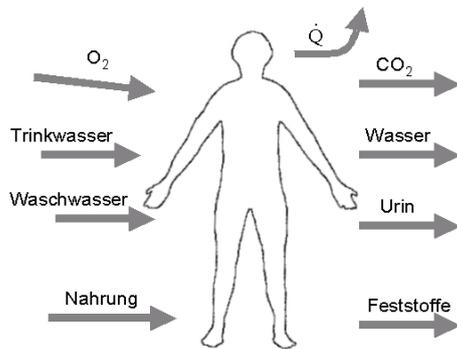
Lebenserhaltungssysteme können in physiko-chemische und bioregenerative Systeme eingeteilt werden. Das Konzept der bioregenerativen Systeme entstammt aus dem Wunsch, den Kohlenstoffkreislauf mittels Regeneration der Stoffwechselprodukte und dem Anbau von Nahrung zu schließen. Neben der Tatsache, daß diese Systeme im Vergleich zu physiko-chemischen Systemen größere Abmaße erforderlich machen, sind sie stark von der Technik abhängig (künstliches Licht) und haben bislang noch nicht den Beweis des zuverlässigen Funktionierens als Lebenserhaltungssystem für Weltraumhabitate (begrenzter Durchmesser und Abmaße) für mehrere Personen über einen langen Zeitraum erbracht. Die Operationszeit der Komponenten des Lebenserhaltungssystems liegt für bemannte Marsmissionen in der Größenordnung von 180 bis 350 Tagen, was innerhalb des bisherigen Erfahrungshorizonts von physiko-chemischen Systemen liegt. Daher wurden im Rahmen dieser Arbeit nur diese weiter berücksichtigt. Die einzelnen Teilkomponenten des Lebenserhaltungssystems sowie die physiologischen und metabolischen Randbedingungen sind im folgenden kurz erläutert. Massen, Volumen und Leistungserfordernisse der Teilkomponenten wurden mittels des Programms SAFIR berechnet. Die im Rahmen dieser Arbeit jeweils implementierten Komponentenmodelle sind in Anhang E beschrieben.

Physiologische und metabolische Randbedingungen

Bezüglich der Umgebungsbedingungen sind der richtige Sauerstoffpartialdruck, die Temperatur und die relative Feuchtigkeit wichtige Größen. Die notwendigen Umgebungsbedingungen für Habitate sind in Tabelle 3.1 zusammengefaßt. Die metabolischen Randbedingungen sind in Abbildung 3.3 für nominale Bedingungen aufgezeigt. Die täglich abgegebene Wärmemenge pro Person ist in [69] mit 137 W angegeben.

Atmosphären Parameter	Wert
Gesamtdruck	1013 hPa
O_2 Partialdruck	220 hPa
N_2 Partialdruck	791 hPa
CO_2 Partialdruck	40 hPa
Temperatur	18 to 26 Grad C
Relative Feuchtigkeit	25 – 75%
Ventilation	0,076-0,203 m/s

Tabelle 3.1 Atmosphärenanforderung in Habitaten [37], [69]



3.3.1: Das Subsystem Mensch

	Zufuhr	Abfuhr	
Sauerstoff	0,84 kg	CO_2	1 kg
Trinkwasser	3,55 kg	Wasser	8,63 kg
Waschwasser	6,8 kg	Urin	1,63 kg
Nahrung	0,64 kg	Feststoffe	0,12 kg

3.3.2: Metabolische Massenströme für eine Person pro Tag unter nominalen Weltraumbedingungen

Abbildung 3.3 Metabolische Randbedingungen [69]

Atmosphären Management

Die Aufgaben des Atmosphären Managements sind die Bereitstellung der Atemgase, die Überwachung und Kontrolle der notwendigen Umgebungsbedingungen (Temperatur, Feuchtigkeit, Druck), die Luftaufbereitung und -filterung sowie die Ventilation. Die unterschiedlichen Komponenten sind:

- Luftaufbereitung
- Luftüberwachung, -kontrolle und -verteilung
- Temperatur und Feuchtigkeitskontrolle
- Schadstofffilterung

Luftaufbereitung

Die Luftaufbereitung umfaßt das Extrahieren von überschüssigem Kohlendioxid aus der Atmosphäre und das Bereitstellen von Sauerstoff.

- CO_2 Filterung
- CO_2 Reduktion
- O_2 Erzeugung bzw. Bereitstellung

Luftüberwachung, -kontrolle und -verteilung

Dieses Teilsystem beinhaltet die Drucküberwachung und Kontrolle der O_2/N_2 Atmosphäre sowie die Lagerung und Verteilung dieser Gase. Auch bei weitgehend geschlossenen Luftkreisläufen geht ein Teil des Sauerstoffs durch metabolische Prozesse oder durch Leckverluste verloren und muß ersetzt werden. Pro Person und Tag muß eine Menge an Sauerstoff von 110 g [69] sowie eine Menge an Stickstoff von 45 g [31] zusätzlich bereitgestellt werden. Weiterhin ist in diesem Teilsystem die Kabinenventilation beinhaltet.

Temperatur und Feuchtigkeitskontrolle

Dieses Teilsystem überwacht und kontrolliert die Atmosphärentemperatur und die relative Feuchtigkeit im Habitat selbst bzw. in den International Standart Payload Racks (ISPR), in denen teilweise die Komponenten des Lebenserhaltungssystems oder die Komponenten der Habitatinnenausstattung integriert sind. In Raumstationen mit mehreren Modulen kontrolliert es die Ventilation zwischen den einzelnen Modulen.

Schadstofffilterung

Die Atmosphäre wird im Laufe der Zeit durch Spurensbstanzen verunreinigt, die durch die Crew selbst (metabolische Prozesse) oder durch Ausgasen der Habitatmaterialien bzw. durch die Bordsysteme entstehen. Zur Reduktion dieser Schadstoffe werden bei der Schadstofffilterung Partikel- und Aktivkohlefilter, bzw. katalytische Brenner und ein chemisches Adsorptionsbett verwendet.

Wasser Management

Das Wasser Management sorgt für den Nachschub und die Verteilung von Frischwasser (Trinkwasser und Waschwasser). Es beinhaltet die Produktion bzw. Lagerung von Wasser, die Wasserrückgewinnung bzw. -entsorgung und die Wasserüberwachung.

Wasser Lagerung

Theoretisch könnte das für eine Mission insgesamt benötigte Wasser in Tanks gelagert werden, ohne Verwendung von Einrichtungen zur Wasseraufbereitung. Für bemannte Marsmissionen müßten für 6 Personen bei einer Transferzeit von 300 Tagen hierfür 18,6 t Wasser gelagert werden. Daher sollte bei Langzeitmissionen wie im Falle bemannter Marsmissionen der Wasserkreislauf so weit wie möglich geschlossen sein. Ein Aspekt, der im Rahmen dieser Arbeit aber nicht weiter betrachtet wurde, könnte jedoch für die Lagerung des gesamten notwendigen Wassers sprechen. Wenn dieses Wasser in Tanks gelagert wird, die das Habitat umschließen, könnte dieser Wassergürtel gleichzeitig als Strahlungsschutz dienen.

Wasser Produktion

Einige Methoden der CO_2 -Reduktion wie z.B. LiOH-Kartuschen, Sabatier and Bosch Reaktoren produzieren Wasser als Nebenprodukt. Brennstoffzellen, die als Energiespeichersysteme eingesetzt werden, produzieren ebenfalls Wasser. Allerdings wird das als Nebenprodukt entstehende Wasser in diesen Prozessen meist weiterzerlegt, um den Sauerstoff bzw. den Wasserstoff zurückzugewinnen.

Wasser Rückgewinnung

Trink- und Waschwasser können mittels Filtration oder Destillation aus Abwasser zurückgewonnen werden. Herkömmliche physiko-chemische Filtermethoden sind:

- Multifiltration
- Umkehrosmose

Herkömmliche Destillationsmethoden sind:

- Vapor Compression Distillation
- Thermoelectric Integrated Membrane Evaporation
- Vapor Phase Catalytic Ammonia Removal

Der verwendete Prozeß zur Wasserrückgewinnung hängt von der Art des Abwassers und der notwendigen Qualität des Frischwassers ab. Für Wasserdampf, der aus der Kabinenluft gesammelt wird, kommt ein Filtrationsprozeß in Frage, wohingegen für Urinaufbereitung eine Destillationsmethode verwendet werden sollte.

Wasser Überwachung

Die Aufgabe der Wasserüberwachung ist die Sicherstellung, daß die Wasserqualität immer dem notwendigen Standart entspricht. In [37] sind Parameter angegeben, die kontinuierlich

oder gelegentlich überprüft werden sollten, wie z.B. der pH-Wert, der Ammoniak Gehalt, die elektrische Leitfähigkeit und die Konzentration von Mikroorganismen. Die Messungen werden mittels konventioneller Sensoren durchgeführt.

Nahrungsproduktion und -versorgung

Da bioregenerative Systeme im Rahmen dieser Arbeit nicht in Betracht gezogen wurden, ist die Nahrungsversorgung als offenes System modelliert, d.h. die Nahrung muß komplett mitgeführt werden. Dies kann in gefrorener oder dehydrierter Form geschehen. Daher werden zusätzliche Geräte wie Kühlgeräte oder Öfen zur Lagerung und zusätzliches Wasser zur Nahrungsmittelzubereitung notwendig. Die Nahrungsmittelproduktion und -verteilung und weitere dafür benötigte Einrichtungen sind im Programm SAFIR im Habitat-Modell (Bordküche und Nahrungslagerung) integriert (siehe Anhang F).

Abfall Management

Abfall entsteht durch nichtwiederverwendbares Abwasser im Wassermanagement, durch Ersatzteile (Austauschfilter oder -kartuschen) aus dem Luftkreislauf, bei der Nahrungsmittelzubereitung oder im hygienischen Bereich. Das Abfallmanagement wurde im Rahmen dieser Arbeit als offenes System modelliert. Der gesamte Abfall wird gesammelt und in den Weltraum „entsorgt“. Eine Reduktion im Hygienebereich (Handtücher, Unterwäsche, Kleidung) könnte durch Verwenden einer Waschmaschine erzielt werden, was im Rahmen dieser Arbeit nicht betrachtet weiter wurde.

Crewsicherheit

Die Crewsicherheit umfaßt die Feuerdetektion und -bekämpfung sowie den Strahlungs- und Mikrometeoroidenschutz. Ein vollständiger Strahlungsschutz kann für Raumfahrzeuge nicht erzielt werden, daher versucht man, die Strahlungs-dosis bzw. das Dosisäquivalent [69] durch Anbringen strahlungsabsorbierender Schichten in der Habitathülle oder mittels habitatinterner Schutzräume (Storm Shelters) für die Astronauten auf verträgliche, die Mission nicht gefährdende, Maße zu senken. Im Rahmen dieser Arbeit wurde die Strahlungsbelastung und die Auswirkungen von Mikrometeoroiden für einen interplanetaren Flug nicht detailliert untersucht. Für die Auslegung der Strahlungs- und Mikrometeoroidenschutzschichten wurden die Werte aus [31] übernommen, welche im Modell der Habitathülle mitberücksichtigt sind. Innerhalb des Habitats sind keine weiteren Schutzräume vorgesehen.

Feuerdetektion und -bekämpfung

Dieses Teilsystem beinhaltet alle Einrichtungen zum Detektieren, Isolieren und Löschen von Feuer. Die Detektion erfolgt mittels Rauch- und Feuersensoren. Isolation wird durch gezieltes Abschalten der Ventilation im betroffenen Bereich ermöglicht. Feuerbekämpfung geschieht mittels tragbarer Feuerlöscher. Diese sind Drucktanks, die entweder CO_2 , N_2 oder Halon enthalten. Da Kohlendioxid nach erfolgter Brandbekämpfung sehr einfach aus der Kabinenluft entfernt werden kann, sollten in Habitaten CO_2 -Löscher eingesetzt werden. Die im Rahmen dieser Arbeit erstellen bzw. verwendeten Modelle der einzelnen Komponenten dieses Teilsystems werden in Anhang E.3 behandelt.

3.3 Energieversorgungssystem

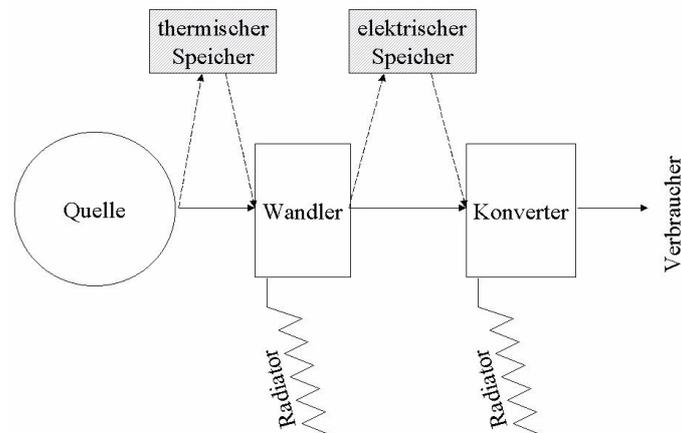


Abbildung 3.4 Schema der Komponenten des Energieversorgungssystem [51]

Das Energieversorgungssystem umfaßt alle Komponenten der Energiewandlung, -verteilung und -speicherung inklusive Radiatoren zur Abstrahlung der Prozeß- und Abwärme sowie Versorgungskabel. Es muß verschiedene Raumfahrzeugsysteme versorgen, wie z.B. Habitateinrichtungen oder den Antrieb. Für kontinuierliche elektrische Antriebe muß die Energieversorgung für Leistungen im Megawattbereich ausgelegt werden. Das Energieversorgungssystem setzt sich aus den folgenden Komponenten zusammen:

- Quelle
- Wandler
- Konverter
- Energiespeicher
- Radiator

Die einzelnen Komponenten sind im folgenden kurz beschrieben. Die im Rahmen dieser Arbeit implementierten Komponentenmodelle sind im Anhang G detailliert erläutert. Die dabei getroffenen Modellannahmen entstammen Technologieprojektionen bzw. -extrapolationen aus unterschiedlichen und jeweils zitierten, Literaturquellen. Die Vorgehensweise für die Extrapolationen sind in Anhang G nicht im einzelnen aufgeführt, können aber aus den entsprechenden Literaturangaben entnommen werden.

3.3.1 Quelle

In der Energiequelle ist die Energie in z.B. thermischer, mechanischer oder chemischer Form gespeichert. Existierende oder mögliche Quellen sind hierbei:

- Unsere Sonne
- Kernspaltungsreaktor
- Chemische Batterien, Akkumulatoren, Radioisotopenbatterien, Brennstoffzellen, Drallräder
- Mikrowelle, Laser

- Fusionsreaktor

Während Batterien, Brennstoffzellen und Drallräder sehr geeignet sind für Kurzzeitmissionen und niedrige Energiedichten, sind sie für bemannte Marsmissionen zur stetigen Energieversorgung des Antriebssystems ungeeignet. Mikrowelle, Laser und vor allem Fusionsreaktoren sind bislang zu unausgereifte Technologien, um eine zuverlässige Energieversorgung im Megawattbereich zu ermöglichen. Daher verbleiben für bemannte Marsmissionen nur die Sonne oder ein Kernspaltungsreaktor als mögliche Energiequellen. Für beide Konzepte wurden im Rahmen dieser Arbeit Modelle erstellt und in das Programm SAFIR integriert.

3.3.2 Wandler

Wandler haben die Aufgabe, die in der Quelle gespeicherte Energie in elektrische umzuwandeln. Es existieren drei unterschiedliche Wandlungsarten:

- Thermostatische bzw. thermionische Wandlung
- Thermodynamische Wandlung
- Photovoltaische Wandlung

Herkömmliche thermostatische bzw. thermionische Wandlungsmethoden haben Wirkungsgrade von nur 5%, was in sehr großen Radiatoren resultieren würde. Solche Wandler sind bei Leistungserfordernissen im MW-Bereich ungeeignet und wurden daher im Rahmen dieser Arbeit nicht weiter betrachtet. Ein Spezialfall jedoch stellen AMTEC Wandler dar, mit vorhergesagten 20 bis 30% an Wirkungsgrad. Allerdings existieren zur Zeit nur Labormodelle in der 4,2 bis 5,6 kW_e Größenordnung [103], [38], [39]. AMTEC Wandler für Leistungen im MW-Bereich sind in den nächsten 30 Jahren nicht absehbar. Daher wurden im Rahmen dieser Arbeit nur Modelle für thermodynamische bzw. photovoltaische Wandler erstellt und diese Konzepte hinsichtlich Anwendbarkeit untersucht.

Thermodynamische Wandler

Thermodynamische Wandler, wie z.B. Rankine, Brayton oder Stirling Reaktoren wandeln thermische in elektrische Energie und erzielen dabei zur Zeit 20 bis 30% an Wirkungsgrad. Prognosen sagen eine Steigerung auf 40 bis über 50% vorher. Im Rahmen dieser Arbeit wurden Modelle für Brayton und Stirling Wandler erstellt und in das Programm SAFIR implementiert (siehe Anhang G.2).

Photovoltaische Wandler

Photovoltaische Wandler wandeln die solare Strahlung direkt in elektrische Energie. Die erzeugte flächenspezifische Leistung S hängt vom Abstand zur Sonne ab und berechnet sich nach Gleichung (3.7):

$$S = S_0 \left(\frac{r_E}{r} \right)^2 \quad (3.7)$$

mit der Solarkonstanten $S_0 = 1370 \text{ W/m}^2$ und $r_E=1 \text{ AE}$ dem mittleren Erdbstand zur Sonne. Es existieren unterschiedliche Typen von Wandlern, deren flächenspezifische bzw. massenspezifische Leistung stark unterschiedlich sind.

- Silikon Solarzellenpaneele
- Galliumarsenid Solarzellenpaneele
- Konzentrator Solarzellenpaneele, z.B. Scarlett
- Mehrschicht Solarzellenpaneele
- Dünnschicht Solarzellenpaneele

Da die Wirkungsgrade³ der ersten beiden Konzepte mit unter 20% sehr niedrig sind, wurden im Rahmen dieser Arbeit nur Modelle für Konzentrator, Mehrschicht und Dünnschicht Solarzellenpaneele erstellt und in das Programm SAFIR integriert.

3.3.3 Konverter

Die Aufgabe des Konverters ist die Verteilung der Leistung an die unterschiedlichen Subsysteme in der für diese erforderlichen Spannung und Stromstärke. Die Masse des Konverters hängt stark von der Art der verwendeten Leitungskabel (Wandler zu Konverter und Konverter zu Verbraucher) ab. Thermodynamische Wandler erzeugen einen Niedrig- oder Hochspannungswechselstrom, während photovoltaische Wandler in der Regel einen Niederspannungsgleichstrom erzeugen. Hochspannungskabel haben aufgrund kleinerer Leitungskabeldurchmesser signifikant niedrigere Massen. Die Art der verwendeten Teilkomponenten des Konverters hängt somit vom verwendeten Wandlertyp und den verwendeten elektrischen Antrieben ab. Im Rahmen dieser Arbeit wurden unterschiedliche Konvertermodelle erstellt und in das Programm SAFIR implementiert. Die Modelle sind in Anhang G.1 detailliert beschrieben.

3.3.4 Energiespeicher

Energiespeicher haben die Aufgabe, die unterschiedlichen Subsysteme kurzfristig mit der erforderlichen elektrischen Energie zu versorgen im Fall eines Ausfalls der Komponenten des Energieversorgungssystems (Notfallspeicher) oder zur Energieversorgung während planetarer Schattenphasen bei Verwendung photovoltaische Wandler. In der Raumfahrt werden als Speichersysteme überwiegend chemische Batterien oder Akkumulatoren eingesetzt. Für bemannte Marsmissionen können auch regenerative Brennstoffzellen angewendet werden. Die im Rahmen dieser Arbeit erstellten Energiespeicher-Modelle sind im Anhang G.4 behandelt.

3.3.5 Radiator

Die Aufgabe von Radiatoren ist die Abstrahlung der Prozeßwärme von Wandler und Konverter bzw. der Abwärme weiterer Subsysteme. Radiatoren können entweder direkt auf der Habitat-außenseite angebracht sein oder als eigenständiges entfalt- und steuerbares Paneel ausgelegt werden. Mögliche Konzepte sind hierbei Wärmerohrradiatoren oder gepumpte Flüssigkeitsradiatoren. Im Rahmen dieser Arbeit wurden nur Modelle für Wärmerohrradiatoren erstellt und in das Programm SAFIR integriert, da diese über hohe Wärmekapazitäten verfügen, sehr zuverlässig arbeiten und wartungsfrei betrieben werden können.

³ Daten zu Wirkungsgraden der jeweiligen Systeme sind in Anhang G.2 gegeben.

Außerdem sind Wärmerohre aufgrund ihres Aufbaus relativ unsensitiv gegenüber Mikrometeoroideneinschlägen. Das Prinzip der Wärmeabstrahlung mittels Radiatoren und die implementierten Modelle sind in Anhang G.5 detailliert erläutert.

3.4 Treibstoff- und Lagertanks

Die unterschiedlichen Raumfahrzeugs subsysteme benötigen Tanks zur Lagerung von Gasen oder Flüssigkeiten, wie z.B. Sauerstoff-, Stickstoff- und Wassertanks für das Lebenserhaltungssystem oder Treibstofftanks für den Antrieb. Die Masse der Tanks hängt von der Art und Menge des zu lagernden Fluids, dem Tankmaterial und der Art der Lagerung (normale oder druckbeaufschlagte Lagerung) ab. Für erste Untersuchungen wurde ein einfaches Tankmassenmodell entsprechend Gleichung (3.8) mit $k=0,2$ und $x=1$ verwendet

$$m_{\text{Tank}} = k m_{\text{Tr}}^x \quad (3.8)$$

Für detaillierte Analysen wurden zwei Tankmodelle verwendet. Wie in [70] werden die Tankmassen basierend auf der Kesselformel mittels folgender Gleichungen berechnet:

$$r_i = \sqrt[3]{\frac{0,75 m_{\text{Tr}}}{\text{TFG} \pi \rho_{\text{Tr}}}} \quad \text{Tankinnenradius} \quad (3.9a)$$

$$d_{\text{tank}} = \frac{r_i \Delta p \text{SF}}{2 \sigma} \quad \text{Wandstärke} \quad (3.9b)$$

$$r_a = r_i + d_{\text{tank}} \quad \text{Tankaußenradius} \quad (3.9c)$$

$$m_{\text{Tank}} = \left[\frac{4}{3} \pi \rho_{\text{tank}} (r_a^3 - r_i^3) \right] \text{FF} \quad (3.9d)$$

mit einem Sicherheitsfaktor $\text{SF}=1,5$ und einem Tankfüllgrad TFG von 95%. Der Formfaktor FF in (3.9d) beinhaltet Adapter und Strukturteile und wurde wie in [70] mit 1,1 angenommen. Mit diesem Modell können Tankmassen für unterschiedliche Fluide (ρ_{Tr}), verschiedene Lagerarten (Δp) und Tankmaterialien (σ , ρ_{tank}) abgeschätzt werden. Für Aluminiumtanks wurde Gleichung (3.10) verwendet. Diese ist gültig für unterschiedliche Fluide (V_{Tr}), bei Lagerung bis zu 2 bar [89], [95].

$$m_{\text{Tank}} = \text{FF} \left[14,5 \left(\frac{V_{\text{Tr}}}{\text{TFG}} \right)^{0,95} \right] = 1,1 \left[14,5 \left(\frac{V_{\text{Tr}}}{0,95} \right)^{0,95} \right] \quad (3.10)$$

3.5 Schwerlast Startraketen

Für die im Rahmen dieser Arbeit verwendeten Transferfahrzeuge ist ein Zusammenbau im niedrigen Erdorbit mittels Schwerlaststartraketen vorgesehen. Dabei sind Nutzlastkapazität und gewünschter Zusammenbauorbit entscheidende Faktoren für die Auslegung dieser Raketen. Generell ist die Entwicklung der Schwerlasttraketen und der Transferfahrzeuge eng miteinander verknüpft. Bauteile der interplanetaren Vehikel müssen mit der Nutzlastverkleidung der Trägerrakete kompatibel sein. Gleichzeitig sollte aber die Anzahl an Starts für den Zusammenbau eines Fahrzeuges möglichst gering sein, um einen komplizierten und zeitaufwendigen Aufbau (siehe ISS) zu vermeiden. Die Nutzlastkapazität sollte daher entsprechend groß ($\approx 100\text{t}$) bzw. der notwendige Antriebsbedarf für den Einschub der Trägerrakete in den Zusammenbauorbit möglichst klein sein. Derzeitig existierende

Trägersysteme wie die Ariane 5 oder die Delta IV sind nicht in der Lage, Nutzlasten von 100 t in den niedrigen Erdorbit zu befördern. Auch bei einer Weiterentwicklung dieser Systeme können die geforderten 100 t nicht erreicht werden [24], [74]. Es wird daher ein komplett neues Schwerlastträgersystem notwendig. Da nicht davon auszugehen ist, daß speziell für bemannte Marsmissionen eine Trägerrakete entwickelt wird, wird das Design dieser Schwerlaststartrakete auch anderen zukünftigen Anwendungen genügen müssen, wie z.B. für Solar-Power Satelliten, für zukünftige Raumstationen oder Plattformen bzw. für bemannte Transferfahrzeuge zum Mond. In gewisser Weise wird hierbei auch eine Art Programm-Prinzip angewandt. Es gilt, einen geeigneten Kompromiß bezüglich des Designs der Trägerraketen zu finden. Im Rahmen dieser Arbeit wurde das nachfolgende Design für die Schwerlaststartraketen ausgewählt.

- Nutzlastverkleidung: 8 m Durchmesser und 35 m Länge (siehe Abbildung I.1 im Anhang I.1)
- 3 mögliche Nutzlastkonfigurationen (siehe Abbildung I.2 im Anhang I.1)
 - 100-120 t in 400 km Kreisorbit
 - 50 bis 70 t Nutzlast und gleichzeitig 10 bis 40 t bemannte Kapazität in 400 km Kreisorbit
 - 10-20 t auf Fluchtgeschwindigkeit

Weitere Details und Anmerkungen zu Schwerlaststartraketen sind im Anhang I.1 behandelt.

3.6 Marsaufstiegsfahrzeug

Das Marsaufstiegsfahrzeug transportiert die Crew von der Oberfläche des Mars zum Rückkehrfahrzeug, welches in einem Orbit um den Mars geparkt ist. Das Design dieses Fahrzeuges ist szenarioabhängig. Das Basisszenario, das dieser Arbeit zugrunde liegt und in Anhang A.2 beschrieben ist, sieht eine gesplittete Mission vor. Treibstoffproduktion vor Ort ist vorgesehen. Ein Rückkehrfahrzeug ist in einem Orbit um den Mars geparkt, und die Crew landet in einem separaten Fahrzeug auf dem Mars. Daher bietet sich als Konzept für ein Marsaufstiegsfahrzeug die in Anhang H.2 erläuterte Vinci-Konfiguration an. Dieses einstufige Konzept eines Marsaufstiegsfahrzeugs wurde in [87] entwickelt. Es verwendet eine Druckkapsel als Besatzungskabine und verwendet zwei LOX/CH₄ Vinci194M Triebwerke⁴, die jeweils 194 N Schub liefern bei 387 s an spezifischem Impuls. Das Aufstiegsfahrzeug befördert die Besatzung in einen 24 h Orbit mit einer Perizentrumshöhe von 250 km. Dieser Orbit stellt gesamtgesehen eine energetisch sehr günstige Lösung dar. Als Inklination wurden 25 Grad bezüglich eines äquatorialen areozentrischen Referenzsystems gewählt. Für eine Crew von 6 Personen hat das gewählte Marsaufstiegsfahrzeug eine Startmasse von 45 t und eine Trockenmasse von ca. 10 t. Es hat einen maximalen Durchmesser von 6 m und eine Länge von 9 m. Die im Zusammenhang mit dem Marsaufstiegsfahrzeug zu landende Masse ist jedoch größer als 10 t, da die zur Treibstoffproduktion notwendigen Komponenten (Treibstoffproduziereinheit, ca. 5 t Wasserstoff, Nuklearreaktor) mitgelandet werden müssen. Die Masse der zusätzlichen Komponenten ist in [87] mit 19,7 t angegeben. Das verwendete Aufstiegsfahrzeugkonzept bedarf aber weiterer Untersuchungen unter Berücksichtigung der folgenden Aspekte:

⁴ modifizierte Oberstufentriebwerke der Ariane 5

- Machbarkeit der Umstellung existierender Triebwerke auf LOX/CH₄
- Machbarkeit der Treibstoffproduktion am Mars inklusive Lagerung und autonomer Betankung
- Machbarkeit des automatischen Entladens und Plazierens der übrigen Ausrüstungsgegenstände nach der Landung auf dem Mars⁵

Eine schematische Darstellung des im Rahmen dieser Arbeit gewählten Marsaufstiegsfahrzeugs ist in den Abbildungen H.15.1 und H.18.1 gezeigt.

3.7 Vehikel für die Aeromanöver

Aeromanöver-Vehikel sind im Rahmen dieser Arbeit vorgesehen, um die hyperbolischen Geschwindigkeiten mit Hilfe aerodynamischer Kräfte abzubauen. Solche Fahrzeuge unterliegen daher höheren Anforderungen als Fahrzeuge die auf einer Oberfläche eines Planeten (mit Atmosphäre) mit orbitalen Geschwindigkeiten landen. Die wichtigsten Parameter und Rahmenbedingungen für Aeromanöver sind im Anhang H.1 detailliert beschrieben. Für das im Rahmen dieser Arbeit gewählte Basisszenario werden sowohl unbemannte wie auch bemannte Aeromanöver-Vehikel benötigt. Der Basislagertransporter, der die Infrastruktur des Basislagers zum Mars transportiert, führt zunächst ein atmosphärischer Einfangmanöver durch, um seine hyperbolische Geschwindigkeit abzubauen und landet danach die Nutzlast auf der Oberfläche. Auch für das bemannte Hinflugfahrzeug ist ein Aeromanöver mit anschließender Landung auf der Oberfläche vorgesehen. Theoretisch könnte auch der ERV-Transporter, der das Rückkehrfahrzeug zum Mars transportiert, Aeromanöver zum Einschub des Rückkehrfahrzeugs in den vorgesehenen Parkorbit verwenden. Dies ist möglich, wenn das Rückkehrfahrzeug als eigenständiges Fahrzeug entwickelt wird. Auch bei Ankunft an der Erde werden Aeromanöver zum Reduzieren der Relativgeschwindigkeit und zum Landen der Crew verwendet. Aeromanöver sind bislang noch nicht für große Fahrzeuge und hohe Relativgeschwindigkeiten durchgeführt worden. Die in der Literatur diskutierten Konzepte entstammen numerischen Simulationen oder basieren auf Daten von Apollo und Soyuz. Die für das im Rahmen dieser Arbeit gewählte Basisszenario notwendigen Fahrzeuge sind im folgenden beschrieben. Weitere Details hierzu sind im Anhang H.1 behandelt.

Vehikel für Aeromanöver am Mars

Für den Basislagertransporter und das bemannte Hinflugfahrzeug werden für das Einfangen und die anschließende Landung auf der Marsoberfläche spezielle Aeromanöver-Vehikel benötigt. Für das im Rahmen dieser Arbeit gewählte Basisszenario ist das in Abbildung H.6.2 im Anhang H gezeigte Schwerlastlander Konzept (TSL) für beide Fahrzeuge zu verwenden. Dieses Fahrzeug ist ein langer, schlanker, zylinderförmiger Körper. Er hat ein Verhältnis von Auftrieb zu Widerstand von ca. $A/W=0,85$, einen ballistischen Koeffizienten von 500 bis 800 kg/m^2 und verwendet ablative Hitzeschilde. Bei Verwendung einer adäquaten Flugwindhängewinkelsteuerung ist es möglich, die geforderte Korridorbreite von 1 Grad und die Lastvielfachenbeschränkung von 5 g bei einer nominalen Relativgeschwindigkeit von $v_\infty = 6 \text{ km/s}$ zu erfüllen.

⁵ Der Nuklearreaktor muß vom Aufstiegsfahrzeug auf eine Distanz von ca. 1 km entfernt werden.

Vehikel für Aeromanöver an der Erde

Die hyperbolische Geschwindigkeit an der Erde soll ebenfalls mittels Aeromanöver abgebaut werden. Wie in Anhang H.1.3 diskutiert, ist es nicht sinnvoll, das gesamte Rückkehrfahrzeug mittels Aeromanöver in einen Orbit einzufangen und die Crew danach mit Hilfe einer Kapsel zu landen. Im Rahmen dieser Arbeit wurde das Konzept der direkten Landung der Crew (aus interplanetarem Raum mit hyperbolischen Geschwindigkeiten kommend) mit Hilfe einer Kapsel gewählt. Diese Kapsel ist Teil des Rückkehrfahrzeugs und wird bei Ankunft an der Erde vom diesem abgetrennt. Die gewählte Kapsel hat eine bikonische Form (siehe Abbildung H.9.1 in Anhang H), ein Verhältnis von Auftrieb zu Widerstand von $A/W=0,5$, um die Korridorbreitenanforderung von 0,5 bis 0,7 Grad für eine nominale Relativgeschwindigkeit von $v_\infty = 9,5 \text{ km/s}$ zu erfüllen, und verwendet ablative Hitzeschilde. Bezüglich des Kapselinneren wird ein Design notwendig, das das Überleben der Crew und einen gewissen Grad an Komfort garantiert. Die Eintrittskapsel ist für sechs Personen ausgelegt. Da der Eintritt in die Erdatmosphäre im Rahmen dieser Arbeit nicht simuliert wurde, wurden Massenabschätzungen durchgeführt basierend auf Daten von [5], [76], der NASA DRM [50], oder sie wurden von Apollo- und Soyuz-Kapseln extrapoliert [5]. Die in der Literatur angegebenen Massen sind sehr unterschiedlich. In der NASA DRM v.1.0 wird für diese Kapsel eine Masse von 5,5 t angenommen, wohingegen in [76] die Masse mit 6,5 t angegeben ist. In [5] sind unterschiedliche Konzepte vorgestellt, die eine Masse zwischen 4 bis 10 t aufweisen. Bei einer angenommenen reinen Kapselmasse ohne Hitzeschutzschild von 4,6 t (Soyuz-Extrapolation) ergibt sich eine Gesamtmasse von ca. 6 t, wenn man für das Hitzeschutzschild einen Massenanteil von 30% der zu landenden Masse annimmt. Für einen angenommenen Widerstandsbeiwert von $c_w = 1,25$ [76] und bei einer Referenzfläche zwischen 12,6 und 19,6 m² resultiert ein ballistischer Koeffizient von 244 bis 381 kg/m². Die zu erwartenden Wärmeströme und Wärmelasten für die Direktlandung einer solchen Kapsel sind in Anhang H.8 gezeigt.

3.8 Kick- und Marsabstiegsstufen

3.8.1 Kickstufen

Zum Stationieren des Rückkehrfahrzeugs in einem Orbit um den Mars werden bei Verwendung von kontinuierlichen elektrischen Antrieben chemische Kickstufen notwendig, wenn aus Designgründen eine Wiederverwendung von Komponenten des ERV-Transporters⁶ für das Rückkehrfahrzeug vorgesehen ist. Auf diese Weise können auch lange Spiralphasen zum Stationieren des Rückkehrfahrzeugs in einem Marsorbit vermieden werden. Der ERV-Transporter muß dann aber auf einer Rendez-Vous-Bahn ($v_\infty=0 \text{ km/s}$) zum Mars fliegen. Für den Einschub des Rückkehrfahrzeugs in eine interplanetare Rückkehrbahn (mit $C_3 = 0 \text{ km}^2/\text{s}^2$) sollten ebenfalls Kickstufen verwendet werden. Für das Stationieren bzw. für den Einschub des Rückkehrfahrzeugs ist der notwendige Antriebsbedarf für den gewählten Parkorbit (24 h Umlaufdauer und 250 km Perizentrum) jeweils ca. 221 m/s. Für die Kickstufe werden im Rahmen dieser Arbeit die gleichen Triebwerke wie für das Marsaufstiegsfahrzeug verwendet. Sie besitzt 2 Vinci194M Triebwerke, die eine Masse von 1940 kg aufweisen [87]. Aus Massegründen werden für das Stationieren am Mars und für den Einschub des Rückkehrfahrzeugs in eine interplanetare Rückkehrbahn nicht zwei getrennte Kickstufen, die jeweils 221 m/s an Δv aufbringen können, sondern nur eine verwendet. Alle

⁶ Der ERV-Transporter transportiert das Rückkehrfahrzeug zum Mars

weiteren Raumfahrzeuge des im Rahmen dieser Arbeit gewählten Basisszenarios benötigen keine Kickstufe, sondern verwenden Aeromanöver. Die Gesamtmasse der Kickstufe ist abhängig von der notwendigen Treibstoffmasse. Diese ist wiederum von der abzubremsenden bzw. einzuschießenden Masse abhängig. Die Berechnung von Treibstoff- und Tankmassen erfolgt mit Hilfe der Gleichungen (I.2) und (3.10). Abbildung 3.5 zeigt eine schematische Darstellung einer Kickstufe mit Vinci194M Triebwerken. Impulsive Antriebe verwenden für Einschußmanöver ihre Primärtriebwerke.

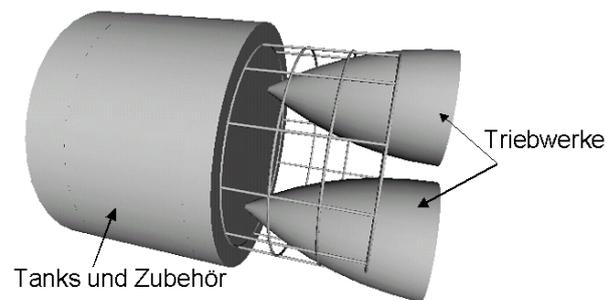


Abbildung 3.5 Schematische Darstellung einer Kickstufe mit 2 Vinci194M Triebwerken

3.8.2 Mars Abstiegsstufen

Zum Landen der Basislagerinfrastruktur und der Crew auf dem Mars wird eine Abstiegsstufe benötigt, die szenariobedingt Teil des Aeromanöver-Vehikels ist. Sie enthält nicht nur das Hitzeschild sondern auch Retroraketen zur sicheren Landung, sowie Steuertriebwerke und den notwendigen Landetreibstoff. Die Abstiegsstufen verwenden die gleichen Triebwerke wie das bemannte Aufstiegsfahrzeug und die Kickstufen. Sie ist ähnlich aufgebaut wie die Kickstufe (Triebwerksanzahl, Zubehör), benötigt aber zusätzlich ein Hitzeschild. Für die Mission werden zwei unterschiedliche Abstiegsstufen notwendig, für die Landung der Basisinfrastruktur und für die bemannte Habitatlandung. Die Berechnung von Abbrems-treibstoff und der Hitzeschildmasse ist im Anhang I.3 erläutert. Die Abbildung 3.6 zeigt eine schematische Darstellung einer Marsabstiegsstufe.

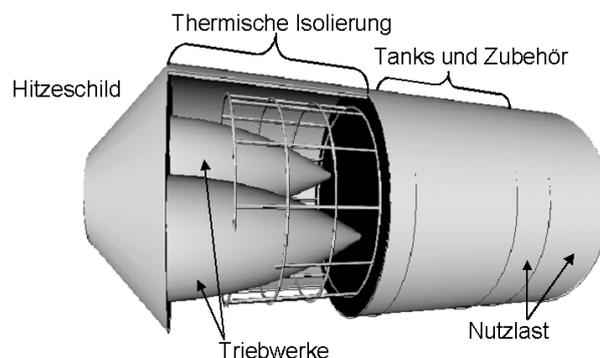


Abbildung 3.6 Schematische Darstellung einer Abstiegsstufe, Aufrißzeichnung, Lande-beine nicht dargestellt, Nutzlast angedeutet gezeigt

3.9 Crewtaxi

Die Verwendung von kontinuierlichen Niedrigschubantrieben führt zu langen Spiralzeiten an der Erde mit mehrfachem Durchqueren der Van-Allen Strahlungsgürtel. Um dies der Crew zu ersparen, befinden sich diese während des Spiralierens nicht an Bord des bemannten Hinflugfahrzeugs, sondern werden erst kurz vor Erreichen der Fluchtgeschwindigkeit mittels eines sogenannten Crewtaxis an Bord gebracht. Dieses Fahrzeug wurde im Rahmen dieser Arbeit nicht detailliert untersucht, sondern es wurden Anforderungen an das Design des Fahrzeuges sowie an das der Startrakete definiert. Aus den Analysen (siehe hierzu Kapitel 5) hat sich ergeben, daß das Fahrzeug in eine Bahnhöhe von etwa 150 000 km eingeschossen werden muß. Obwohl dieser Flug insgesamt nur ein paar Tage dauert, wurde im Rahmen dieser Arbeit aus Sicherheitsgründen das notwendige Lebenserhaltungssystem für eine operationelle Dauer von 10 Tagen ausgelegt. Für den Fall eines vorzeitigen Missionsabbruchs wird eine Erdeintrittskapsel notwendig, welche in ihrem Design der des Rückkehrfahrzeugs entspricht. Das Crewtaxi muß über ein Antriebssystem verfügen. Ein Schema des Crewtaxis ist in Abbildung 3.9 dargestellt. Es ist ein zusätzlich zur Kapsel zylindrisches

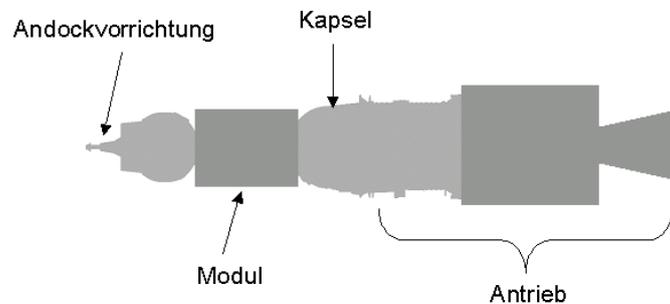


Abbildung 3.7 Schematische Darstellung eines Crewtaxis

Modul vorgesehen, das der Vergrößerung des freien Volumens dient. Bei einem Durchmesser von ca. 4 m für dieses Modul ergibt sich ein bedrucktes Volumen von insgesamt ca. 50 m^3 . Unter der Annahme, daß das freie Volumen ungefähr die Hälfte des gesamten bedruckten Volumens ausmacht, resultiert ein freies Volumen von rund 4 m^3 pro Person. Dies ist mehr, als im Shuttle (ca. 2 m^3) oder bei Apollo- und Soyuz-Kapseln (ca. $1,2 \text{ m}^3$) zur Verfügung steht [87], und ist somit für Kurzeitmissionen ausreichend. Die Gesamtmasse des Crewtaxis wurde im Rahmen dieser Arbeit mit 15 t abgeschätzt. Davon entfallen rund 8,5 t für den bedruckten Teil und 6,5 t für das Antriebssystem, Zusatzkomponenten und Treibstoff für Bahnmanöver bzw. für die Lageregelung. Dieses Raumfahrzeug und seine Komponenten verfügen über nur wenig Synergiemöglichkeiten innerhalb einer bemannten Marsmission. Lediglich für das Design der Rückkehrkapsel könnte das gleiche Konzept wie für die Erdeintrittskapsel der Rückkehrfahrzeugs vorgesehen werden. Gleichwohl bietet es aber Synergiemöglichkeiten mit anderen bemannten Missionen, wie z.B. zukünftige Missionen zum Mond.

4 Elektrische Antriebe

Für eine erfolgreiche Mission ist ein adäquates Antriebssystem notwendig. Der Einfluß des Antriebs auf die Bewegung des Raumfahrzeuges hängt vom Schub F , dem spezifischen Impuls I_{sp} und der Startbeschleunigung $a_0 = F/m_0$ ab. Im Rahmen dieser Arbeit sollen elektrische Antriebe hinsichtlich ihrer Anwendbarkeit für bemannte Marsmissionen untersucht werden. Bei dieser Art Antrieb sind der Triebwerkswirkungsgrad η_{TW} , welcher maßgeblich die Masse der Energieversorgungsanlage mitbestimmt, und die Schubdichte $f = F/A_{TW}$ weitere wichtige Parameter. Die Schubdichte ist der Quotient aus dem erzielbaren Schub und der maximalen Querschnittsfläche des Triebwerks¹. Durch sie bestimmt sich die Dimension und Masse des Antriebssystems. Es existieren unterschiedliche Typen von elektrischen Antrieben, deren Eigenschaften und erzielbare Antriebsparameter in diesem Kapitel beschrieben werden. Für die Modellierung der Antriebe wurden Extrapolationen hin zu besseren Antriebsparametern durchgeführt, basierend auf bereits erzielten Daten. Es wird eine Vorauswahl der in Frage kommenden Antriebe getroffen und die im Rahmen dieser Arbeit für die weiteren Analysen erstellten Antriebsmodelle beschrieben.

4.1 Klassifizierung der Elektrischen Antriebe

Apparate, in denen die Beschleunigung von Gasen durch elektrische Heizung und/oder durch elektrische und magnetische Kräfte für Antriebszwecke verwendet wird, werden als elektrische Antriebe bezeichnet [55]. Es existieren drei unterschiedliche Arten der Beschleunigung:

- elektrothermische Beschleunigung
- elektromagnetische Beschleunigung
- elektrostatische Beschleunigung

4.1.1 Elektrothermische Antriebe

Elektrothermische Antriebe umfassen alle Antriebe, bei denen Gase elektrisch aufgeheizt werden. Die thermische Energie wird danach in einer Düse in gerichtete kinetische Energie umgewandelt. Es existieren unterschiedliche Arten der elektrischen Heizung:

- durch einen elektrischen festen Widerstand
- durch eine Lichtbogenentladung
- durch Hochfrequenz

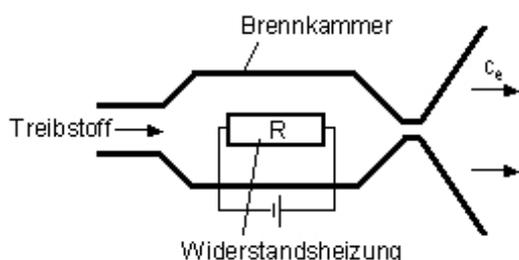
Der thermische Schub hängt über den heizbaren Massenstrom von der Größe des Gerätes und zudem von der effektiven Austrittsgeschwindigkeit c_e ab. Die theoretisch erzielbare effektive Austrittsgeschwindigkeit ist abhängig von der maximalen Brennkammertemperatur T_0 , dem mittleren Molekulargewicht \bar{M} und den thermodynamischen Eigenschaften des Treibstoffgases κ .

$$c_e \approx \sqrt{2 c_p T_0} \approx \sqrt{\frac{2 \kappa}{\kappa - 1} \frac{\Re T_0}{\bar{M}}} \quad (4.1)$$

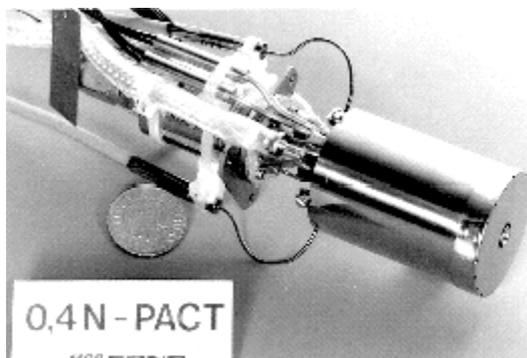
¹ Hier wird meist die Querschnittsfläche am Düsenaustritt verwendet.

Für elektrothermische Antriebe ist Wasserstoff der attraktivste Treibstoff aufgrund seiner geringen Molekularmasse und seiner hohen spezifischen Wärmekapazität c_p .

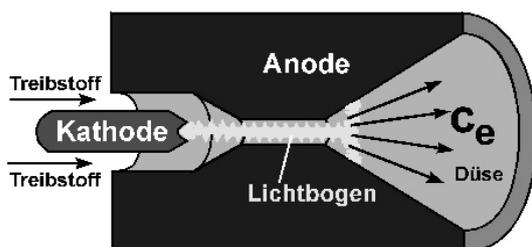
Zur Klasse der elektrothermischen Antriebe zählen widerstandsbeheizte Triebwerke, thermische Lichtbogentriebwerke und induktive Plasmatriebwerke. Die Funktionsweisen und erzielbaren Antriebsparameter sind in [12], [16], [55] und [56] beschrieben.



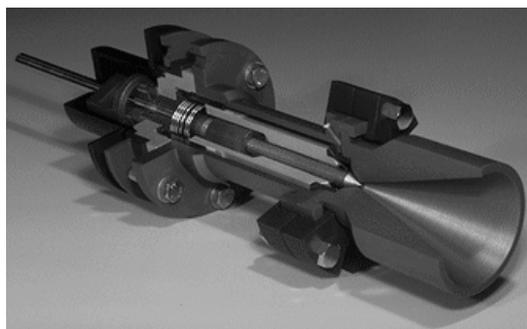
4.1.1: Schematische Darstellung eines widerstandsbeheizten Triebwerks



4.1.2: PACT Triebwerk (widerstandsbeheizt)



4.1.3: Schematische Darstellung eines thermischen Lichtbogentriebwerks



4.1.4: Thermisches Lichtbogentriebwerk Hiparc des IRS

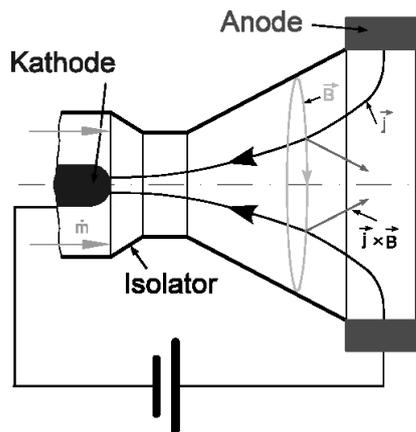
Abbildung 4.1 Elektrothermische Triebwerke [6]

4.1.2 Elektromagnetische Antriebe

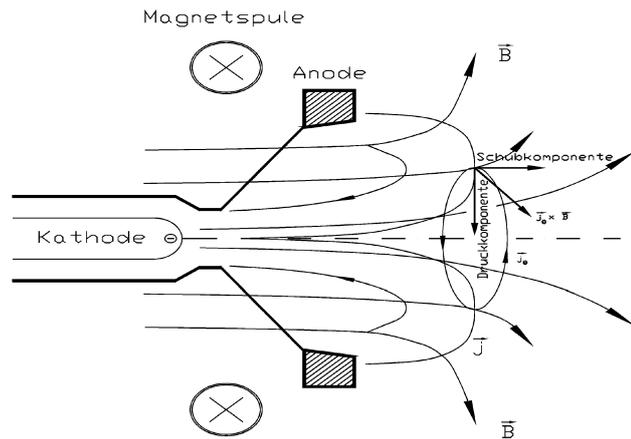
Apparate, in denen die Beschleunigung eines ionisierten aber quasineutralen Gases durch elektrische und magnetische Felder (induziert oder extern) für Antriebszwecke verwendet wird, werden als elektromagnetische Antriebe bezeichnet. Da durch die $\mathbf{j} \times \mathbf{B}$ -Kräfte nur Ionen beschleunigt werden können, muß der Treibstoff möglichst vollständig ionisiert werden. Die Ionisierung kann durch

- Lichtbogenentladung
- Glimmentladung
- Hochfrequenz

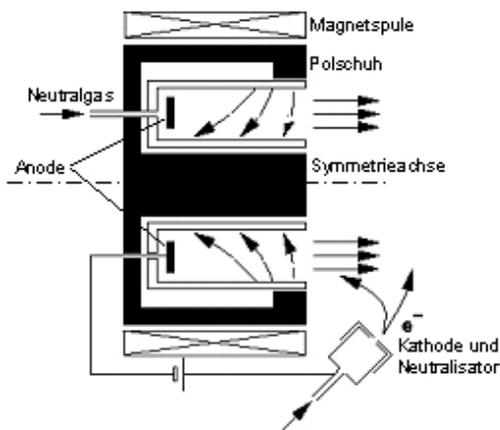
erzielt werden [12]. Der erzielbare elektromagnetische Schub hängt stark von der Stromstärke und somit von der elektrischen Leistung P_e ab. Zur Klasse der elektromagnetischen Antriebe zählen magnetoplasmadynamische Triebwerke (MPD-TW), teilweise auch als Lorentz-Kraft Beschleuniger (LFA) bezeichnet, Hallionen-Triebwerke, instationäre Plasmatriebwerke sowie Helicon Triebwerke (VASIMR). Abhängig von der Geometrie kann ein mehr



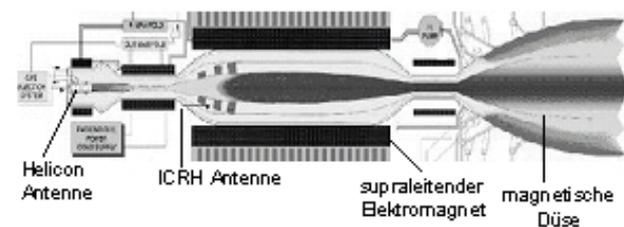
4.2.1: Schematische Darstellung eines Eigenfeld-MPD-Triebwerks



4.2.2: Schematische Darstellung eines Fremdfeld-MPD-Triebwerks



4.2.3: Schematische Darstellung eines Hallionen-Triebwerks



4.2.4: Schematische Darstellung des VASIMR Konzeptes

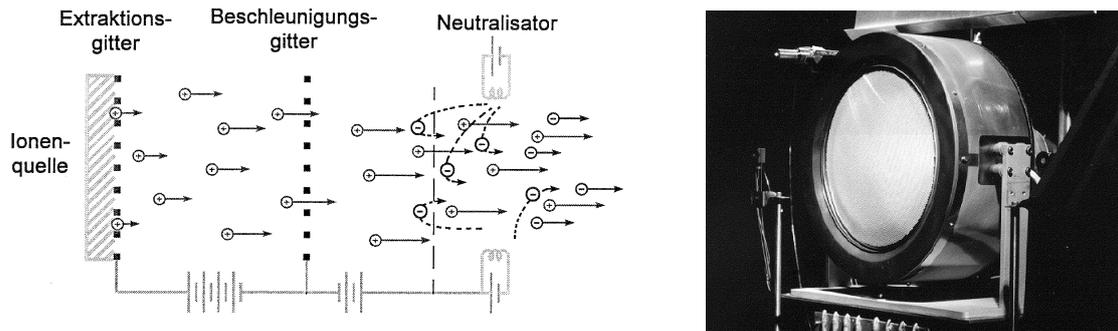
Abbildung 4.2 Elektromagnetische Triebwerke [6], [7], [8]

oder weniger großer thermischer Schubanteil erzielt werden. Einige MPD-Triebwerke sowie das VASIMR Konzept verwenden daher sowohl elektrothermische wie auch elektromagnetische Beschleunigung. Die Funktionsweise und erzielbaren Antriebsparameter sind in [12], [16], [55] und [56] beschrieben.

4.1.3 Elektrostatische Antriebe

Apparate, in denen ionisiertes (nicht mehr quasineutrales) Gas mittels elektrischer Felder zu Antriebszwecken beschleunigt wird, werden als elektrostatische Antriebe bezeichnet. Da für die Beschleunigung Ionen notwendig sind, die zuvor erzeugt (Ionenquelle) und danach wieder neutralisiert (Neutralisator) werden müssen, werden diese Triebwerke auch als Ionentriebwerke bezeichnet. In Abbildung 4.3.1 ist ein schematischer Aufbau eines elektrostatischen Triebwerks gezeigt. Ionen können auf verschiedene Arten erzeugt werden. Bei Kaufman-, RIT- und ECR-Triebwerken erfolgt die Ionisierung durch einen Lichtbogen, durch Radiofrequenz bzw. durch Mikrowelle [13]. Ionen können auch durch Kontaktionisation erzeugt werden. Bei Feldemissionstriebwerken werden durch Anlegen hoher Spannungen

Ionen direkt aus einem flüssigen Metall gezogen. Vom Funktionsprinzip her könnten die Hallionen-Triebwerke auch zur Kategorie der elektrostatischen Triebwerke gezählt werden, da hier auch Ionen durch elektrische Felder beschleunigt werden. In der Literatur nehmen sie daher eine Zwischenstellung ein und gelten nicht als reine elektrostatische Triebwerke. Die Funktionsweise und erzielbaren Antriebsparameter von elektrostatischen Antrieben sind in [7], [13], [55] und [56] beschrieben. Der erste elektrische Antrieb, der als interplanetarer Primärtrieb verwendet wurde, war das NSTAR-Ionentriebwerk, das in Abbildung 4.3.2 gezeigt ist.



4.3.1: Schematische Darstellung eines elektrostatischen Triebwerkes
4.3.2: NSTAR Ionentriebwerk

Abbildung 4.3 Elektrische Antriebe [9], [13]

4.2 Vorläufige Evaluierung Elektrischer Antriebe für bemannte Mars Missionen

Wie die letzten Abschnitte gezeigt haben, gibt es eine Vielzahl von elektrischen Triebwerken mit sehr unterschiedlichen Antriebsparametern. Erste Untersuchungen und Bahnberechnungen (siehe Kapitel 5) lieferten grobe Anhaltspunkte bezüglich des notwendigen Schubniveaus ($F \approx 100 \text{ N}$) und des spezifischen Impulses ($I_{\text{sp}} \approx 3000 \text{ s}$). Antriebe, die weit unter diesen Werten liegen, wurden daher nicht weiter berücksichtigt. Die erzielbaren Schübe und spezifischen Impulse für unterschiedliche elektrische Antriebe sind in Abbildung 4.4 dargestellt. Praktisch kein einzelnes Triebwerk erreicht einen Schub von 100 N , so daß das Antriebssystem in jedem Fall mehrere Triebwerke beinhalten muß (Triebwerksclustering).

Für die weiteren Analysen im Rahmen dieser Arbeit wurden widerstandsbeheizte Triebwerke als Antrieb ausgeschlossen, da deren auf ca. 800 s limitierter spezifischer Impuls zu hohen Treibstoffmassen führt. Nuklear- und solar-thermische Antriebe erzielen einen vergleichbaren I_{sp} . Aufgrund der höheren Schubdichte f dieser Antriebe sind keine klaren Vorteile des widerstandsbeheizten Triebwerks gegenüber diesen Antrieben ersichtlich. Es sei aber darauf hingewiesen, daß dies nur eine Abschätzung ist, die im Rahmen dieser Arbeit nicht weiter analysiert wurde. Es wurden weiterhin sämtliche reinen elektrostatischen Antriebskonzepte (mit Ausnahme der Hallionen-Triebwerke) ausgeschlossen, da die sehr niedrigen Schübe zu komplexen, schweren und großen Antriebssystemen führen². Die

² Zur Erzielung von 100 N sind beispielsweise über 1000 NSTAR Triebwerke notwendig.

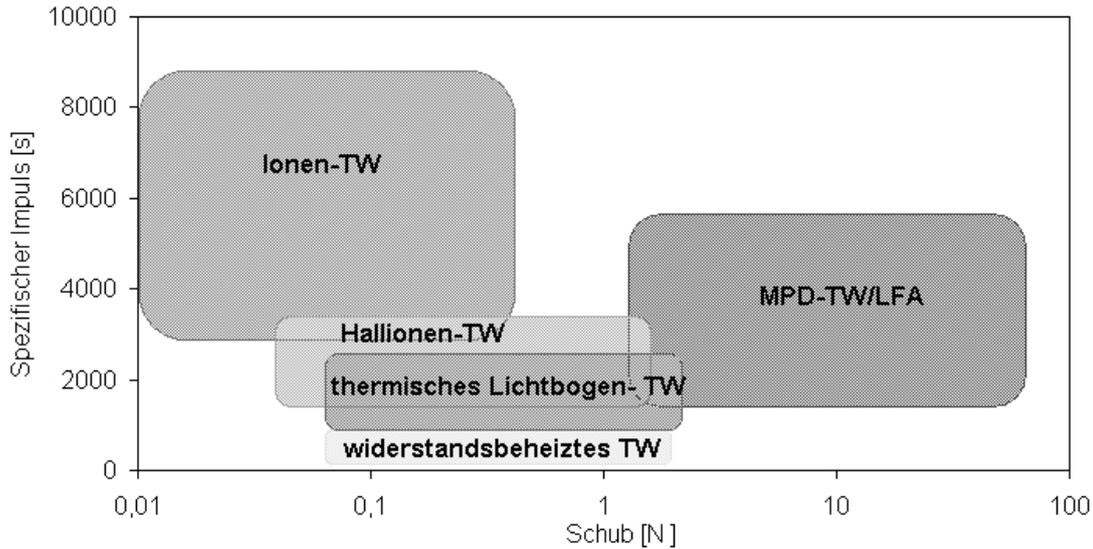


Abbildung 4.4 Erzielbare Schübe und spezifische Impulse für unterschiedliche elektrische Triebwerke

übrigen Konzepte sind vielversprechend, wie auch [19] zeigt. Die im Rahmen dieser Arbeit erstellten Modelle basieren überwiegend auf experimentell ermittelten Daten. Daher wurden Triebwerkskonzepte, für die kaum oder nur wenig Daten verfügbar sind, ebenfalls ausgeschlossen. Dies schließt die folgenden Konzepte mit ein:

- Induktive Plasmatriebwerke
- Sämtliche gepulst betriebenen Konzepte
- VASIMR-Konzept
- Hybridtriebwerke mit Ausnahme von MPD-Triebwerken mit signifikantem thermischem Schubanteil

Hybridtriebwerke, wie z.B. das ATTILA Triebwerk des IRS [16], [23], aufgrund mangelnder Daten ausgeschlossen, könnten aber eine interessante Alternative sein, da diese sowohl hohe Schübe und Schubdichten als auch hohe spezifische Impulse versprechen. Somit verbleiben für die weiteren Untersuchungen im Rahmen dieser Arbeit nur thermische Lichtbogentriebwerke im hohen Leistungsbereich, stationäre MPD-Triebwerke (Eigen- und Fremdfeld) sowie Hallionen-Triebwerke.

4.3 Antriebsparameter und Triebwerksmodellierung

Für die Bahnrechnungen wird ein Triebwerksmodell benötigt. Die dafür wichtigsten Triebwerksparameter sind der Schub F , der spezifische Impuls I_{sp} bzw. die effektive Austrittsgeschwindigkeit c_e , der Massenstrom \dot{m} , der Triebwerkswirkungsgrad η_{TW} , die Schubstrahlleistung P_{ex} und die elektrische Leistung P_e . Diese Parameter sind gemäß den Gleichungen (4.2)-(4.4) voneinander abhängig.

$$F = \dot{m} c_e = \dot{m} g_0 I_{sp} \quad (4.2)$$

$$P_{ex} = \frac{1}{2} \dot{m} c_e^2 = \frac{1}{2} F c_e = \frac{1}{2} \frac{F^2}{\dot{m}} \quad (4.3)$$

$$P_{ex} = \eta_{TW} P_e \quad (4.4)$$

Auf den Triebwerkswirkungsgrad und die Treibstoffauswahl wird im Anhang B.2 näher eingegangen. Im folgenden werden die Triebwerksmodellierung und die verwendeten Modelle erläutert.

4.3.1 Modellierung der elektrischen Antriebe

Für die im Rahmen dieser Arbeit durchgeführte detailliertere Missions- und Systemanalyse wurden Triebwerksmodelle erstellt, die auf vorhandenen experimentellen Daten basieren. Da experimentelle Resultate jeweils nur für einen bestimmten Leistungsbereich vorliegen, wurden im Rahmen dieser Arbeit für die Antriebsparameter Extrapolationen durchgeführt, basierend auf den Gleichungen (4.2)-(4.4) und den Eigenschaften der jeweiligen Triebwerkstypen. Bei den Extrapolationen wurde darauf geachtet, daß die Werte für die Antriebsparameter in einem realistischen und sinnvollen Rahmen verbleiben. Bemannte Missionen zum Mars werden derzeit für den Zeitraum um 2030 anvisiert. Daher ist eine eher konservative Extrapolation der vorhandenen Daten angemessen. Im folgenden wird die Triebwerksmodellierung beschrieben.

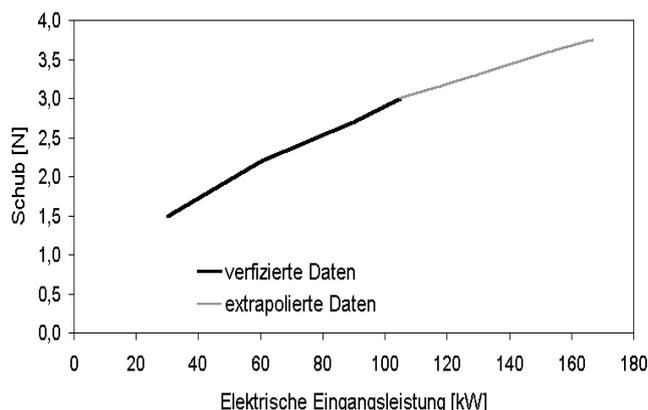
Thermische Lichtbogentriebwerke

Das im Rahmen dieser Arbeit erstellte Modell eines thermischen Lichtbogentriebwerks basiert auf Daten des H₂-Hiparc bzw. des H₂-Hiparc-R des IRS. In [14] ist gezeigt, daß der erzielte Schub für einen untersuchten Massenstrom von $\dot{m} = 300 \text{ mg/s}$ am höchsten und der spezifische Impuls für $\dot{m} = 150 \text{ mg/s}$ am höchsten ist. Bei diesen Triebwerken war das Hauptaugenmerk der im Rahmen dieser Arbeit durchgeführten Extrapolationen die Erhöhung der effektiven Austrittsgeschwindigkeit, da hier zukünftig noch Verbesserungen zu erwarten sind [17]. Das erstellte Triebwerks-Modell basiert auf Daten aus [14] mit einem Massenstrom von $\dot{m} = 150 \text{ mg/s}$. Als Treibstoff wird Wasserstoff verwendet. Zur Erhöhung des spezifischen Impulses wurde bei konstantem Massenstrom und einem als konstant angenommenen $\eta_{\text{TW}} = 28\%$ die elektrische Leistung erhöht. Die Extrapolation wurde bis zu einem spezifischen Impuls von 2500 s durchgeführt, was einer Erhöhung des spezifischen Impulses um ca. 25% gegenüber den Daten aus [14] entspricht. Die Verläufe für den Schub und den spezifischen Impuls über der elektrischen Leistung sind in Abbildung 4.5 gezeigt. Die hervorgehobenen Linien kennzeichnen hierbei die bereits verifizierten Daten. Für 2500 s an spezifischem Impuls, einem angenommenen Triebwerkswirkungsgrad von 28% und einem $\dot{m} = 150 \text{ mg/s}$ ergibt sich mit Hilfe der Gleichungen (4.2)-(4.4) ein Schub von $F=3,75 \text{ N}$ und eine elektrische Leistung von $P_e=167 \text{ kW}$. Im weiteren Verlauf dieser Arbeit wird dieses Modell als H₂-TLT³-Modell oder kurz H₂-TLT bezeichnet.

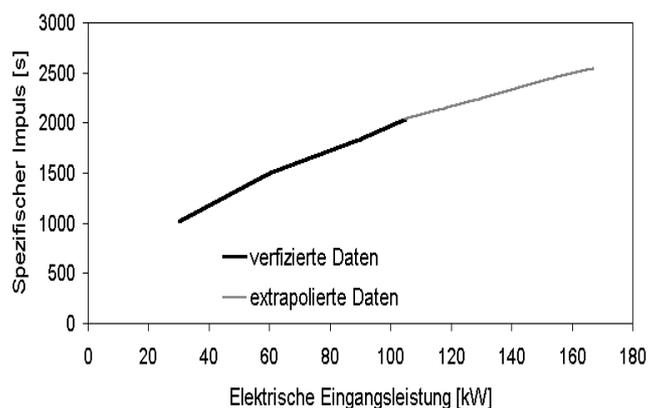
Skalierung von Eigenfeld-MPD-Triebwerken

Für Eigenfeld-MPD-Triebwerke wurden im Rahmen dieser Arbeit Extrapolationen zu höheren spezifischen Impulsen und höheren Schüben hin durchgeführt. Neuere theoretisch-numerische Untersuchungen der Plasmainstabilitäten, die bislang zu einer Begrenzung des spezifischen Impulses geführt haben, geben berechtigte Hoffnung auf Fortschritte [17]. Der elektromagnetische Schubanteil kann näherungsweise mittels Gleichung (4.5) berechnet werden, die

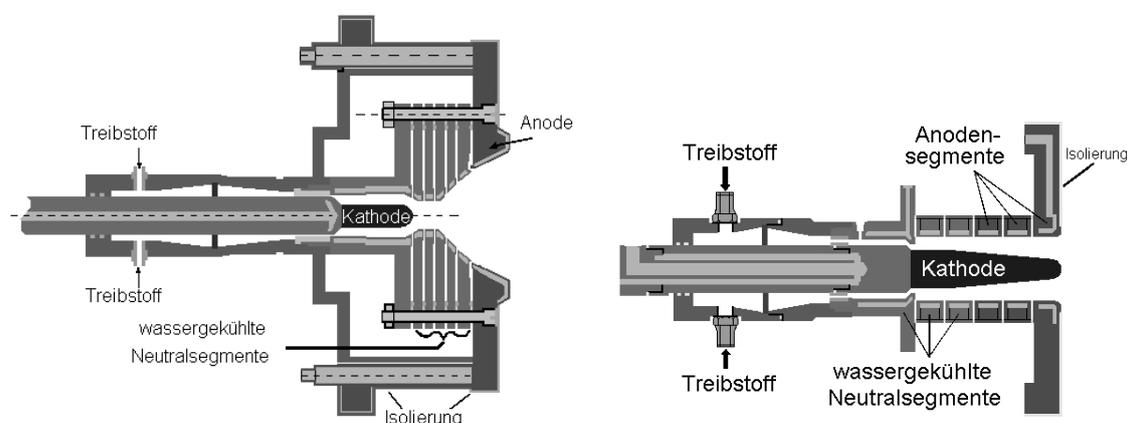
³ Thermisches Lichtbogen-Triebwerk



4.5.1: Schubverlauf über der elektrischen Leistung



4.5.2: Spezifischer Impuls über der elektrischen Leistung

Abbildung 4.5 Modellierung eines thermischen Lichtbogentriebwerkes mit $\dot{m} = 150 \text{ mg/s}$ 

4.6.1: Düsenförmiger Eigenfeld-MPD-TW (DT) 4.6.2: Zylindrischer Eigenfeld-MPD-TW (ZT)

Abbildung 4.6 Schematische Darstellung von Eigenfeld-MPD-Triebwerken der DT und ZT Serie des IRS [6]

auch als Maecker–Formel bezeichnet wird.

$$F_{\text{mag}} = \frac{\mu_0}{4\pi} I^2 \left(\frac{3}{4} + \ln \frac{r_A}{r_K} \right) \quad (4.5)$$

Dabei ist μ_0 die magnetische Permeabilität, I die Stromstärke und r_A bzw. r_K der Anoden- bzw. Kathodenradius. Dies ist eine einfache analytische Näherung zur Vorhersage des Schubs in Eigenfeld-MPD-Triebwerken. Allerdings spiegelt sie das Verhalten realer Triebwerke nicht oder nur sehr schlecht wieder. Andere Autoren [30], [100] schlagen Näherungsformeln basierend auf der Maecker–Formel vor, die den erzielbaren Schub für den gesamten betrachteten Bereich der Stromstärke nach eigenen Angaben besser wiedergeben. In düsenförmigen MPD-Triebwerken (siehe Abbildung 4.6.1), die sowohl elektrothermisch als auch elektromagnetisch beschleunigen setzt sich der Schub aus einem thermischen und einem magnetischen Anteil zusammen und kann mit der folgenden Gleichung näherungsweise bestimmt werden:

$$F_{\text{MPD}} = p_0 A_t c_F + \frac{\mu_0}{4\pi} I^2 \left(\frac{3}{4} + \ln \frac{r_A}{r_K} \right) \quad (4.6)$$

mit p_0 dem Brennkammerdruck, A_t dem Düsenhalsquerschnitt und c_F dem thermischen Schubkoeffizienten. Der magnetische Schub steigt quadratisch mit der Stromstärke an. Daher sollten MPD-Triebwerke bei hohen Strömen und niedrigen Spannungen betrieben werden. In düsenförmigen MPD-Triebwerken erreicht der magnetische Schubanteil nur für hohe Stromstärken den thermischen Anteil. Zylinderförmige MPD-Triebwerke (siehe Abbildung 4.6.2), die überwiegend elektromagnetisch beschleunigen, haben im Vergleich zu düsenförmigen sehr viel niedrigere Schübe.⁴ Für die im Rahmen dieser Arbeit durchgeführte Modellierung wurde nur düsenförmige MPD-Triebwerke weiter betrachtet. Im Gegensatz zu thermischen Lichtbogentriebwerken kann unter Konstanthalten von Wirkungsgrad und Massenstrom bei diesen Triebwerken die Leistung bzw. die Stromstärke nicht ohne weiteres erhöht werden. Mit steigender Stromstärke I steigt auch die Spannung U . Nach Erreichen bestimmter Werte kommt es zu einem starken Ansteigen der Spannung. Wird die Stromstärke weiter erhöht, treten ab einer kritischen Stromstärke I_k Plasmainstabilitäten auf. Diese kritische Stromstärke ist abhängig vom Triebwerk, dem verwendeten Treibstoff und dem Massendurchsatz und berechnet sich gemäß Gleichung (4.7) zu:

$$I_k = \sqrt{\frac{A \dot{m}}{\sqrt{M}}} \quad (4.7)$$

mit A dem triebwerksabhängigen Korrelationsfaktor und \bar{M} der mittleren Molekularmasse des verwendeten Treibstoffs [106]. Das gleiche Phänomen tritt auch auf, wenn bei fester Triebwerksgeometrie und Stromstärke der Massenstrom reduziert wird. Bei Betrieb mit hohen Stromstärken muß der Massenstrom daher entsprechend angepaßt werden. Die im Rahmen dieser Arbeit durchgeführten Extrapolationen wurden nur basierend auf experimentellen Daten durchgeführt. Die zuvor angegebenen Gleichungen wurden nicht bei der Modellierung verwendet, da die Triebwerksgeometrie bei diesen Extrapolationen nicht mitberücksichtigt werden kann.

Eigenfeld-MPD-Triebwerke mit Wasserstoff

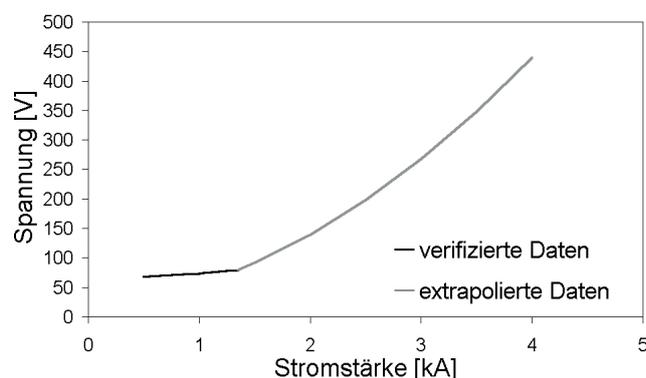
Wasserstoff ist ein guter Kandidat zum Erzielen hoher Austrittsgeschwindigkeiten mit MPD-Triebwerken. Allerdings existieren nur wenige Meßergebnisse. Wasserstoff wurde in der Vergangenheit wenig berücksichtigt, da diese Art von Antrieb ursprünglich als Antriebssystem für Satelliten oder Orbittransferfahrzeuge angedacht war. Wasserstoff war für diese Anwendungen aufgrund des Lagerproblems ungeeignet. Am IRS wurde das düsenförmige DT2 mit Wasserstoff getestet und seine Leistung mit der von Argon und Stickstoff verglichen [106]. Die Tests wurden mit einem Massenstrom von $\dot{m}=0,2 \text{ g/s}$ H_2 bis zum Erreichen der kritischen Stromstärke von $I_k=1350 \text{ A}$ durchgeführt. Bei diesem Wert ergab sich ein Schub von $F=2,8 \text{ N}$ und ein spezifischer Impuls von 1530 s . Bei einer elektrischen Leistungsaufnahme von $P_e=108 \text{ kW}$ ergibt sich ein Wirkungsgrad für dieses allerdings nur wassergekühlte Labormodell von nur 19 bis 20%. Da nur wenige Daten für wasserstoffbetriebene Eigenfeld-MPD-Triebwerke in der Literatur gefunden werden konnten, basiert die im Rahmen dieser Arbeit durchgeführte Skalierung auf den gemessenen Daten des DT2 Triebwerks. Für die Skalierung war die Erhöhung der effektiven Austrittsgeschwindigkeit maßgebend und wurde wie folgt durchgeführt: Die Leistung, bzw. die Stromstärke wird bei einem als konstant angenommen Massenstrom von $\dot{m} = 0.2 \text{ g/s}$ erhöht bis zum Erreichen der kritischen Stromstärke. Werte für Schub, I_{sp} und η_{TW} wurden von den experimentellen Daten übernommen. Für eine weitere Erhöhung des spezifischen Impulses muß der

⁴ Allerdings sind diese Antriebe noch nicht bis zur absoluten Einsatzgrenze getestet worden.

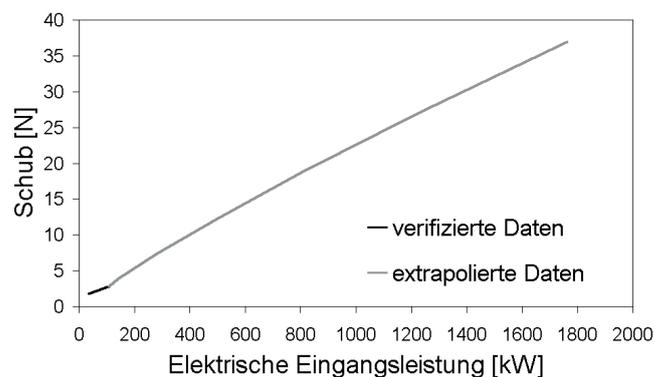
Massenstrom entsprechend Gleichung (4.8) vergrößert werden.

$$\dot{m} = \frac{I_k^2 \sqrt{M}}{A} = I_k^2 1,179 \cdot 10^{-10} \quad (4.8)$$

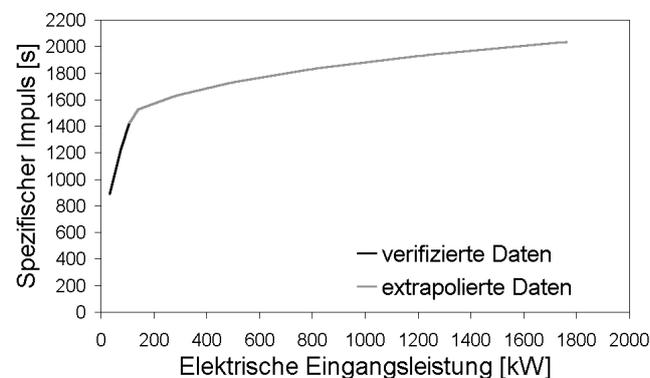
Als Korrelationsfaktor wurde hierbei ein Wert von $A = 1,2 \cdot 10^{10}$ verwendet [106]. Bei einem als konstant angenommenen Wirkungsgrad von $\eta_{TW}=21\%$ wurden Extrapolationen bis zum Erreichen eines spezifischen Impulses von 2000 s durchgeführt. Dies entspricht einer Erhöhung des I_{sp} von etwa 25-30% gegenüber den gemessenen Daten. Daten für Schub und Leistung wurden mit Hilfe der Gleichungen (4.2)-(4.4) ermittelt. Die resultierenden Verläufe für Schub, Massenstrom und für den spezifischen Impuls sowie die Stromstärken-Spannungs-Charakteristik sind in Abbildung 4.7 gezeigt. Es sei hierbei angemerkt, daß die



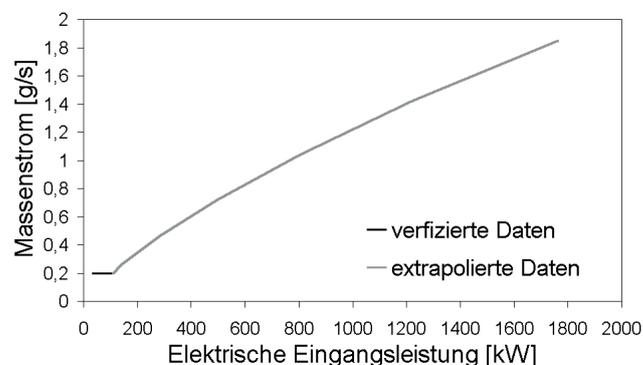
4.7.1: Stromstärken-Spannungs Charakteristik



4.7.2: Schubverlauf über elektrischer Leistung



4.7.3: Spezifischer Impuls über elektrischer Leistung



4.7.4: Massenstrom bei I_k über elektrischer Leistung

Abbildung 4.7 Modellierung eines wasserstoffbetriebenen Eigenfeld-MPD-Triebwerks

in Abbildung 4.7 gezeigten extrapolierten Daten sich nicht auf ein bestimmtes Triebwerk (DT2) beziehen sollen. Sie sollen vielmehr Trends von wasserstoffbetriebenen Eigenfeld-MPD-Triebwerken zeigen. Theoretische Untersuchungen zum Einfluß der Geometrie auf das Eintreten der Instabilitäten lassen eine Erhöhung des Korrelationsfaktors A erwarten [17]. Da eine experimentelle Untersuchung hierzu noch aussteht, kann hier nur auf eine mögliche Verbesserung hingewiesen werden. Im weiteren Verlauf der Arbeit wird dieses Modell als H_2 -EF⁵-MPD-TW bezeichnet.

Eigenfeld-MPD-Triebwerke mit Argon

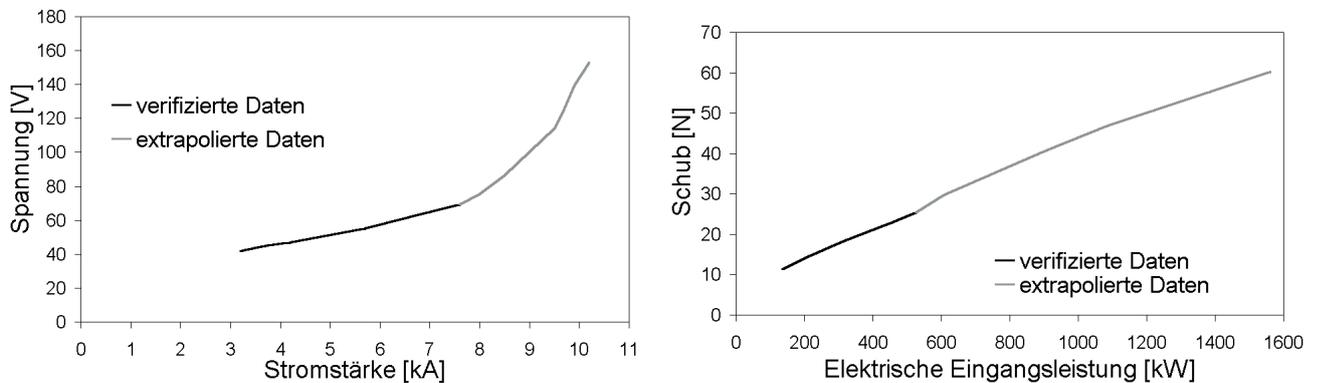
Für Eigenfeld-MPD-Triebwerke ist Argon eine gute Wahl, wenn vergleichsweise hohe Wirkungsgrade erzielt werden sollen. Für die Modellierung wurden Daten des DT6 Triebwerks

⁵ Eigenfeld

(ebenfalls am IRS getestet) verwendet. Bei einem Massenstrom von 2,4 g/s konnte das DT6 bis zu einer Stromstärke von 7600 A betrieben werden. Der erreichte Schub war $F=25,4$ N bei 1080 s an spezifischem Impuls. Bei einer Leistungsaufnahme von 525 kW ergibt sich ein Triebwerkswirkungsgrad von 25,7% [16]. Die Skalierung ist entsprechend der des H_2 -Eigenfeld-MPD-Triebwerks. Als Korrelationsfaktor wurde $A = 1,52 \cdot 10^{11}$ verwendet. Bis zum Erreichen einer Stromstärke von 7600 A wurde der Massenstrom konstant bei 2,4 g/s gehalten. Werte für F , I_{sp} und η_{TW} wurden aus den experimentell ermittelten Daten übernommen [16]. Für eine weitere Erhöhung des spezifischen Impulses und des Schubes muß die Leistung bzw. die Stromstärke erhöht werden. Der Massenstrom muß dabei gemäß Gleichung (4.9) angepaßt werden. Der Triebwerkswirkungsgrad wurde dabei als konstant angenommen und beträgt $\eta_{TW}=27\%$.

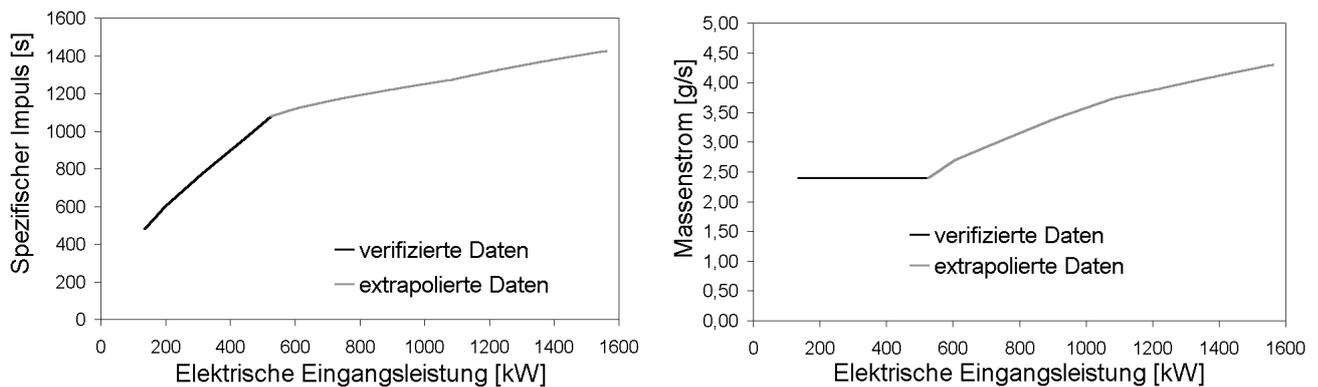
$$\dot{m} = \frac{I_k^2 \sqrt{M}}{A} = I_k^2 4,158 \cdot 10^{-11} \quad (4.9)$$

Die resultierenden Verläufe für Schub, I_{sp} und \dot{m} sind in Abbildung 4.8 dargestellt. Im



4.8.1: Stromstärken-Spannungs Charakteristik

4.8.2: Schubverlauf über elektrischer Leistung



4.8.3: Spezifischer Impuls über elektrischer Leistung

4.8.4: Massenstrom bei I_k über elektrischer Leistung

Abbildung 4.8 Modellierung eines Eigenfeld-MPD-Triebwerks mit Argon

weiteren Verlauf dieser Arbeit wird dieses Modell als Ar-EF-MPD-TW bezeichnet.

Modellierung von Fremdfeld-MPD-Triebwerken

Ein großer Vorteil von Fremdfeld-MPD-Triebwerken gegenüber Eigenfeld ist, daß diese Geräte bei niedrigeren Leistungen betrieben werden können. Sie zeichnen sich durch vergleichsweise höhere Wirkungsgrade und spezifische Impulse aus. Allerdings ist die Skalierung vergleichsweise schwieriger, da in einem Fremdfeld-MPD-Triebwerk verschiedene

Beschleunigungsmechanismen aktiv sind (siehe [12] für weitere Details). Der magnetische Schub hängt stark von den Hallströmen ab. Daher sollte der sogenannte Hallparameter $\omega\tau$ möglichst hoch sein. In [18] ist angegeben, daß der Schub mit steigender Magnetfeldstärke und steigender Stromstärke steigt. Der Einfluß des Massenstroms hängt davon ab, an welcher Stelle im Triebwerk der Treibstoff eingespritzt wird. Der Kathodenmassenstrom \dot{m}_k beeinflusst den Schub, wohingegen der Anodenmassenstrom \dot{m}_a die Spannung reduziert [18]. In [100] wird ein einfacher Ansatz für die Skalierung eines Fremdfeld-MPD-Triebwerks gewählt. Für den Gesamtschub wird dort ein Ansatz gewählt gemäß Gleichung (4.13):

$$F = F_{\text{GD}} + F_{\text{H}} + F_{\text{I}} \quad (4.10)$$

mit F_{H} dem elektromagnetischen Schub, hervorgerufen durch die Interaktion des Fremdfeldes und den Hallströmen, F_{I} dem elektromagnetischen Schub, hervorgerufen durch das eigeninduzierte Magnetfeld und F_{GD} dem gasdynamischen Schub. Für die einzelnen Schubanteile wurden in [100] die folgenden analytischen Gleichungen gegeben:

$$F_{\text{H}} = K_1 I B_a D_a \quad (4.11)$$

$$F_{\text{I}} = K_2 \cdot 10^{-7} I^2 \quad (4.12)$$

$$F_{\text{GD}} = 1,6 \cdot a \dot{m} \quad (4.13)$$

mit K_1 in der Größenordnung von 0,1-0,2, I der Stromstärke, B_a der Magnetfeldstärke des Fremdfeldes, D_a dem Anodendurchmesser (Austritt). Für K_2 wurde für das in [100] verwendete Lithiumtriebwerk ein Wert von 1,6 verwendet, und a ist die Ionenschallgeschwindigkeit mit $a \approx 8,3 \cdot 10^3$ m/s. Aufgrund mangelnder experimenteller Daten konnten diese Skalierungsmethoden für Fremdfeld-MPD-Triebwerke im Rahmen dieser Arbeit nicht verifiziert werden. Für die Modellierung von Fremdfeld-MPD-Triebwerken wurden daher keine Extrapolationen durchgeführt. Tabelle 4.1 faßt Leistungsdaten von verschiedenen in der Literatur experimentell untersuchten Fremdfeld-MPD-Triebwerken zusammen. Da ei-

TW	B [T]	\dot{m} [mg/s]	F [N]	I_{sp} [s]	η_{TW} [%]	P_e [kW]	Referenz
X-16 mit Ar	0.6	7	0.250	3655	37	12	[18]
MPD-TW mit H2	0,084	25	0,883	3600	20	82,5	[77]
100 kW LiLFA	0,09	60	2,1	3568	35	105	[100]
214 kW LiLFA	0,09	90	4,55	5153	54	214	[101]
HCPA-TW mit Li	N.N.	300	12	4077	48 ^a	500	[11]

^a in [11] mit 60% angegeben, Wert wurde im Rahmen dieser Arbeit korrigiert.

Tabelle 4.1 Antriebsparameter von verschiedenen Fremdfeld-MPD-Triebwerken

nige Triebwerkskonzepte nur vergleichsweise sehr geringe Werte für Schub und spezifischen Impuls aufweisen [18], [77], [100], wurden für die weitere Untersuchungen im Rahmen dieser Arbeit zwei Modelle für Fremdfeld-MPD-Triebwerke implementiert, die auf den in Tabelle 4.1 gegebenen Daten des 214 kW LiLFA⁶ [101] und des HCPA-TW [11] basieren.

Modellierung von Hallionen-Triebwerken

Für Hallionen-Triebwerke existieren einige Meßdaten, wie z.B. im Falle der russischen SPT Triebwerke. Die meisten dieser kleineren Hallionen-Triebwerke sind jedoch als Primäran-

⁶ Lithium Lorentz-Force Accelerator

trieb für bemannte Marsmissionen ungeeignet, da sie nur Schübe im Millinewton Bereich und spezifische Impulse von ca. 1500s erzielen. Es existieren aber Konzepte für Hallionen-Triebwerke im hohen Leistungsbereich, wie z.B. dem zweistufigen 100kW Wismut TAL⁷ von TsNIIMASH mit prognostizierten 8000s und einem Triebwerkswirkungsgrad von 80% [67]. Experimentelle Untersuchungen an Hallionen-Triebwerken der 50kW Leistungsklasse lieferten bereits spezifische Impulse von bis zu 3000s bei Schüben im Newtonbereich und Wirkungsgraden zwischen 50-60% [54], [67], was sie zur sehr interessanten Kandidaten für das Primärtriebssystem bemannter Marsraumfahrzeuge macht. Für Hallionen-Triebwerke wurden im Rahmen dieser Arbeit keine Extrapolationen durchgeführt. Die Modellierung basiert auf den experimentellen Untersuchungen am amerikanischen NASA457M Triebwerk, das sowohl mit Xenon [67] als auch mit Krypton [54] getestet wurde. Die für die Modellierung gewählten Antriebsparameter sind in Tabelle 4.2 zusammengestellt.

TW	\dot{m} [mg/s]	F [N]	I_{sp} [s]	η_{TW} [%]	P_e [kW]	Referenz
Xe-NASA457M	102,7	2,95	2929	58	73,2	[67]
Kr-NASA457M	72,8	2,473	3461	55,87	75,18	[54]

Tabelle 4.2 Modellierungsdaten für Hallionen-Triebwerke basierend auf den experimentell ermittelten Daten des NASA457M

Übersicht der untersuchten Triebwerkskonzepte

Basierend auf den zuvor beschriebenen Modellierungsdaten für die unterschiedlichen Triebwerkskonzepte wurden im Rahmen dieser Arbeit Modelle erstellt und in das Programm SAFIR eingearbeitet. Sie dienen als Grundlage für detailliertere und vergleichende Untersuchungen, deren Ergebnisse in Kapitel 6 zusammengefaßt sind. Die Antriebsparameter der implementierten Triebwerksmodelle sind in Tabelle 4.3 zusammengefaßt. Die angegebene Schubdichte f für die einzelnen Triebwerksmodelle entspricht hierbei der Schubdichte des Triebwerks, das als Ausgangsbasis für die Modellierung diente. Für das in [54] getestete

TW	P_e [kW]	\dot{m} [mg/s]	F [N]	I_{sp} [s]	η_{TW} [%]	f [N/m ²]
H ₂ -TLT	167	150	3,75	2500	28	1326,29
H ₂ -EF-MPD-TW	1761,90	1850	37	2039	21	4711
Ar-EF-MPD-TW	1560,74	4300	60,2	1427	27	3801,28
214kW LiLFA	214	90	4,55	5153	54	226,3
HCPA-TW	500	300	12	4077	48	346,46
Xe-NASA457M	73,2	102,7	2,95	2929	58	17,98

Tabelle 4.3 Antriebsparameter der implementierten Triebwerksmodelle

Kr-Hallionen-Triebwerk wurden im Rahmen dieser Arbeit keine ausführlichen Untersuchungen durchgeführt, da die für dieses Triebwerk durchgeführten Berechnungen ähnliche Ergebnisse lieferten (Flugzeit vergleichbar bei einer um ca. 2-4% höheren Startmasse) wie die für das Xe-NASA457M-Modell.

⁷ Thruster with Anode Layer, spezielle Form eines Hallionen-Triebwerks

4.3.2 Massenmodell des Antriebssystems

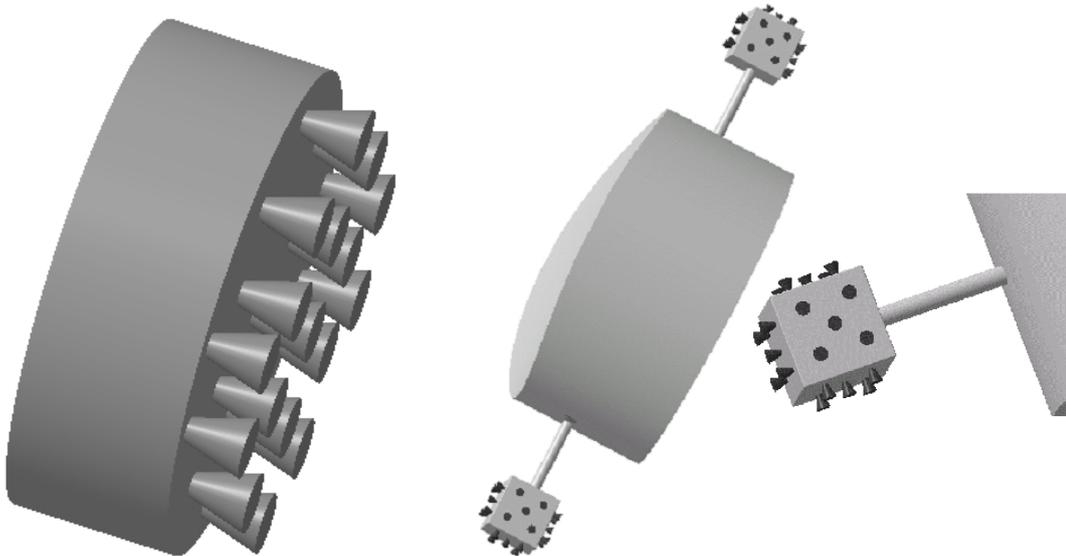
Da die verwendeten Triebwerkskonzepte bisher nur als Labormodelle existieren, gibt es keine zuverlässigen Massenangaben für eventuelle Flugmodelle. Die Massenmodellierung des Antriebssystems, die im Rahmen dieser Arbeit verwendet wurde, ist im folgenden beschrieben. Die Gesamtmasse des Antriebs m_{AS} beinhaltet sämtliche Triebwerke m_{TW} sowie das Schubgerüst und Treibstoffleitungen, welche im Modell der Antriebsplatte zusammengefaßt sind m_{Platte} . Die Gesamtmasse berechnet sich gemäß Gleichung (4.14).

$$m_{AS} = m_{TW} + m_{Platte} \quad (4.14)$$

Zur Bestimmung der Masse sämtlicher Triebwerke und der Antriebsplatte, werden die Gesamtanzahl und die Abmaße der Triebwerke benötigt. Die Anzahl der operativen Triebwerke $n_{TW,op}$ hängt von dem maximalen Schubniveau F_{max} und dem Schub pro Triebwerk F_{TW} (siehe Tabelle 4.3) gemäß Gleichung (4.15) ab.

$$n_{TW,op} = F_{max}/F_{TW} \quad (4.15)$$

Aus Redundanzgründen und zur Lageregelung werden zusätzliche Triebwerke benötigt. Die Gesamtanzahl hängt von dem gewählten Raumfahrzeugsteuer- und -lageregelungskonzept ab. Denkbare Konzepte wären das Einzelantriebsplatten- und das Gondelkonzept, die in Abbildung 4.9 schematisch dargestellt sind. Beim Einzelantriebsplattenkonzept sind sämt-



4.9.1: Einzelantriebsplattenkonzept

4.9.2: Gondelkonzept

Abbildung 4.9 Schematische Darstellung möglicher Triebwerksclusterkonzepte

liche Triebwerke auf einer einzelnen Platte in einer Richtung angeordnet. Da bei diesem Konzept der Schub nur in eine Richtung aufgebaut werden kann, muß das gesamte Raumfahrzeug bei Änderung der Schubrichtung zuvor durch die Lage- und Steuerkontrolle, die im Rahmen dieser Arbeit nicht untersucht wurde, in die notwendige Richtung gedreht werden. Beim Gondelkonzept sind Triebwerke auf zwei seitlich angebrachten Gondeln angeordnet. Schub kann theoretisch in jede beliebige Richtung erzeugt werden, ohne daß das Raumfahrzeug zuvor gedreht werden muß. Da dieses Konzept erheblich mehr Triebwerke benötigt und da diese Art der Clusterung zu wesentlich komplexeren Antriebssystemen führt, wurde im Rahmen dieser Arbeit das Einzelantriebsplattenkonzept gewählt.

Für dieses Konzept wurde der folgende Ansatz zur Berechnung der insgesamt notwendigen Triebwerke $n_{\text{TW,total}}$ gewählt:

$$n_{\text{TW,total}} = K n_{\text{TW,op}} \quad (4.16)$$

Für das H₂-TLT-, das 214 kW LILFA- und das Xe-NASA457M-Modell wurde $K=4/3=1,33$ und für die Eigenfeld-MPD-Triebwerksmodelle und das HCPA-Triebwerksmodell ein $K=1,66$ gewählt. Für die drei zuletzt genannten Triebwerks-Modelle bedeutet dies, daß jeweils ein bzw. zwei Ersatztriebwerke vorgesehen sind. Der für bemannte Marsmissionen notwendige Schub liegt bei ca. 100 N. Da die Eigenfeld-MPD-Triebwerksmodelle und das HCPA-Triebwerksmodell im Vergleich zu den anderen Modellen hohe Schübe pro Triebwerk erzielen, hätte man für ein 100 N Antriebssystem bei Verwendung von $K=1,33$ nur ein bzw. drei Ersatztriebwerke. Diese Redundanz ist für den betrachteten Schubbereich im Vergleich zu den anderen Triebwerksmodellen zu gering. Daher wurde für den im Rahmen dieser Arbeit betrachteten Schubbereich für die Eigenfeld-MPD-Triebwerksmodelle und das HCPA-Triebwerksmodell der Faktor K auf 1,66 erhöht. Die von den Triebwerken eingenommene Fläche A_{TW} berechnet sich gemäß Gleichung (4.17)

$$A_{\text{TW}} = \frac{F_{\text{TW}}}{f} n_{\text{TW,total}} \quad (4.17)$$

mit f der Schubdichte der Triebwerke. Da die Triebwerke für den störungsfreien Betrieb einen bestimmten Abstand zueinander benötigen, muß die Antriebsplatte in ihren Dimensionen A_{Platte} größer sein als A_{TW} . Zur Bestimmung der Plattengröße wurde im Rahmen dieser Arbeit ein Antriebsplattenfüllgrad η_{AP} definiert. Dieser setzt die gesamte Triebwerksfläche und die Fläche der Antriebsplatte ins Verhältnis gemäß Gleichung (4.18).

$$\eta_{\text{AP}} = A_{\text{TW}}/A_{\text{Platte}} \quad (4.18)$$

Für das H₂-TLT-Modell wurde ein η_{AP} von 45% und für alle anderen Modelle 35% gewählt. Die unterschiedlichen Werte resultieren aus der Tatsache, daß für den Mindestabstand von thermischen Lichtbogentriebwerken nur thermische Aspekte eine Rolle spielen. Für die übrigen wurde eine größere Distanz gewählt, um sicherzustellen, daß sich überlagernde Magnet- und elektrische Felder der einzelnen Triebwerke nicht störend auf die Betriebsweise auswirken. Da die Antriebsplatte ein komplexes Bauteil darstellt, die sowohl aus verschiedenen Materialien besteht wie auch Treibstoffleitungen und weitere Anschlüsse beinhalten soll, wurde für die Berechnung der Masse ein Ersatzmodell definiert. Die Masse der Antriebsplatte m_{Platte} berechnet sich gemäß Gleichung (4.19) zu

$$m_{\text{Platte}} = A_{\text{Platte}} d_{\text{Platte}} \rho_{\text{Platte}} \quad (4.19)$$

mit d der Dicke der Platte und ρ_{Platte} der Dichte des Antriebsplattenmaterials. Das verwendete Ersatzmodell sieht eine Plattendicke von 1 cm vor und verwendet eine Dichte von $\rho_{\text{Platte}} = 2851 \text{ kg/m}^3$, was einer Aluminiumlegierung entspricht.

Die Gesamtmasse der Triebwerke m_{TW} wurde über deren Leistungserfordernisse $P_{\text{e,TW}}$ pro Triebwerk (siehe Tabelle 4.3) skaliert und berechnet sich gemäß Gleichung (4.20)

$$m_{\text{TW}} = \mu_{\text{p}} P_{\text{e,TW}} n_{\text{TW,total}} \quad (4.20)$$

mit μ_{p} der leistungsspezifischen Masse. Diese beinhaltet das eigentliche Triebwerk, die Triebwerksradiatoren und Magnete bei Fremdfeld-MPD- und Hallionen-Triebwerken. In [47] ist für die leistungsspezifischen Masse von Fremdfeld-MPD-Triebwerken ein Wert von

$\mu_p = 0,17 \text{ kg/kW}_e$ und für Ionentriebwerke ein Wert von $0,49 \text{ kg/kW}_e$ angegeben. Diese beinhalten beide einen Sicherheitsfaktor von 1,1. Im Rahmen dieser Arbeit wurde μ_p mit $0,2 \text{ kg/kW}_e$ für die Fremdfeld-MPD- und das Xe-NASA457M-Modell angenommen. Dies entspricht dem in [47] angegeben Wert inklusive eines Sicherheitsfaktors von 1,5. Da thermische Lichtbogen- und Eigenfeld-MPD-Triebwerke ohne ein von außen angelegtes Magnetfeld arbeiten, ist deren Masse niedriger. Im Rahmen dieser Arbeit wurde daher für diese Triebwerksmodelle ein Wert für die leistungsspezifische Masse von $0,1 \text{ kg/kW}_e$ gewählt. Die Masse pro Triebwerk ist in Tabelle 4.4 angegeben. Bei weiterer Betrachtung erscheint die

	H ₂ -TLT	H ₂ -EF-MPD-TW	Ar-EF-MPD-TW	214kW LiLFA	HCPA-TW	Xe-NASA457M
Masse [kg]	16,7	176	156,1	42,8	100	14,64

Tabelle 4.4 Massen pro Triebwerk

Masse für das 214kW LiLFA-Modell vergleichsweise ein wenig zu hoch. Daher wurde für die weiteren Untersuchungen im Rahmen dieser Arbeit für dieses Triebwerksmodell ebenfalls eine leistungsspezifische Masse von $0,1 \text{ kg/kW}_e$ gewählt.

Alle für die Massemodellierung des Antriebssystems verwendeten Parameter – K , η_{AP} , d_{Platte} , ρ_{Platte} und μ_p – basieren auf im Rahmen dieser Arbeit gemachten Abschätzungen und wurden als Standardeinstellungen in Programm SAFIR integriert. Für weiterführende Untersuchungen können diese entsprechend angepaßt werden.

5 Systematische Analysen und Parametervariationen

In diesem Kapitel sind die Ergebnisse der systematischen Bahnuntersuchung für kontinuierliche wie auch impulsive Antriebe zusammengestellt. Für kontinuierliche Antriebe wurden im Rahmen dieser Arbeit für die wichtigsten Antriebsparameter (F , I_{sp}) und Randbedingungen (v_{∞} , MSD^1) Parameterstudien durchgeführt, um deren Auswirkungen auf Flugzeit und Raumfahrzeugmasse zu untersuchen. Es wurden sowohl Flugbahnen für kontinuierliche Antriebe wie auch für impulsive Antriebe über einen Zeitraum von bis zu 20 Jahren untersucht. Systematische Bahnuntersuchungen für bemannte Marsmissionen mit kontinuierlichen Antrieben sind in dieser Form in der Literatur bislang nicht behandelt.

5.1 Finden der adäquaten Antriebsparameter

Da in der Literatur nur wenige brauchbare Ergebnisse für die Verwendung von kontinuierlichen elektrischen Antrieben für bemannte Marsmissionen existieren, wurde im Rahmen dieser Arbeit eine systematische Analyse durchgeführt, unvoreingenommen von etwaigen existierenden Ergebnissen. Die Antriebe müssen sowohl während der planetozentrischen Spiralphasen um die Erde wie auch während den heliozentrischen Transitphasen schnelle Flugzeiten bei moderatem Treibstoffverbrauch für das im Rahmen dieser Arbeit gewählte Basisszenario garantieren. Die wichtigsten Parameter dafür sind der Schub F der spezifische Impuls I_{sp} und die Startbeschleunigung a_0 , die sich gemäß Gleichung (5.1) zu

$$a_0 = \frac{F}{m_0} \quad (5.1)$$

ergibt. Alternativ kann auch die finale Beschleunigung a_f verwendet werden, die gemäß Gleichung (5.2) definiert ist.

$$a_f = \frac{F}{m_0 - m_{\text{Tr}}} = \frac{F}{m_f} \quad (5.2)$$

In Gegensatz zu impulsiven Antrieben, bei denen die notwendigen Parameter durch analytische Gleichungen approximiert werden können, können bei Verwendung kontinuierlicher Antriebe diese Parameter nur schwer abgeschätzt werden. Daher wurden im Rahmen dieser Arbeit zunächst Bahnsimulationen für Erdspiralbahnen durchgeführt, um die notwendigen Antriebsparameter größenmäßig einzugrenzen. Sie wurden bei konstantem Schub in Geschwindigkeitsrichtung und konstantem spezifischen Impuls durchgeführt. Es wurden weder Lebensdauer limitierende Faktoren noch Störkräfte² berücksichtigt. Es wurde ein einfaches Raumfahrzeugmodell nach Gleichung (5.3) verwendet mit einer Brennschlußmasse von $m_f \approx 140 \text{ t}$.

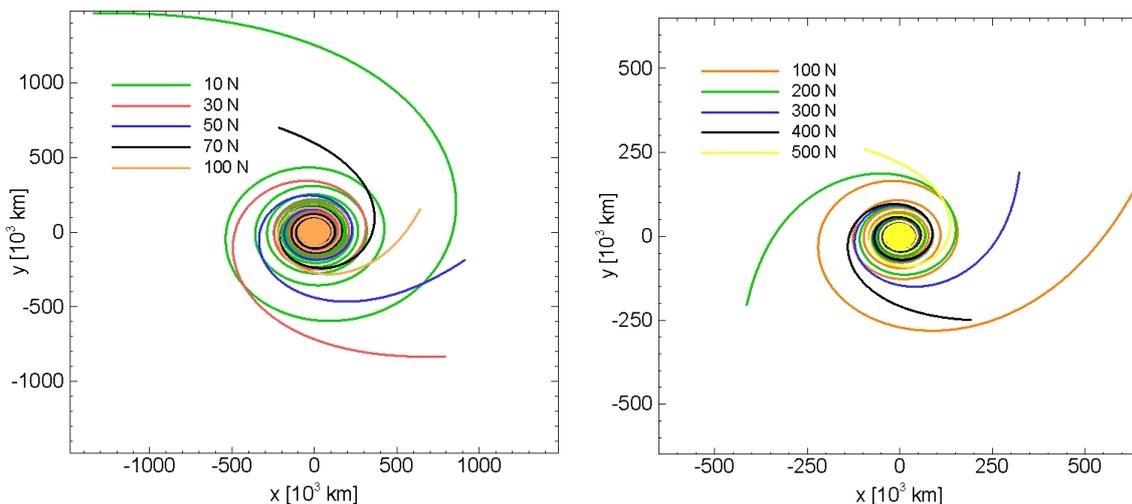
$$m_0 = m_{\text{N}} + m_{\text{EVS}} + m_{\text{Tank}} + m_{\text{Tr}} = m_f + m_{\text{Tr}} = 140 \text{ t} + m_{\text{Tr}} \quad (5.3)$$

Die Masse des Energieversorgungssystems wurde für diese Untersuchungen für unterschiedliche F und I_{sp} konstant gehalten. Das den Rechnungen zugrunde liegende Koordinaten-

¹ Minimale Sonnendistanz

² mit Ausnahme des gravitativen Einflusses der Sonne

system ist ein geozentrisches Äquatorialsystem. Als Startorbit wurde ein 400 km Kreisorbit mit einer Inklination von 23 Grad gewählt. Es wurde kein spezielles Startdatum³ gewählt, da die Spiralbahnen um die Erde für die im Rahmen dieser Untersuchung gemachten Annahmen datumsunabhängig sind. Die Integrationen enden mit Erreichen der Fluchtgeschwindigkeit (siehe Abschnitt 2.4.3). Die Spiralbahnen sind in den Abbildungen 5.1 and 5.2 gezeigt, und die Ergebnisse der Untersuchung in den Tabellen 5.1, 5.2 und J.1 (siehe Anhang J) zusammengefaßt. Höhere Schübe bzw. Schubbeschleuni-

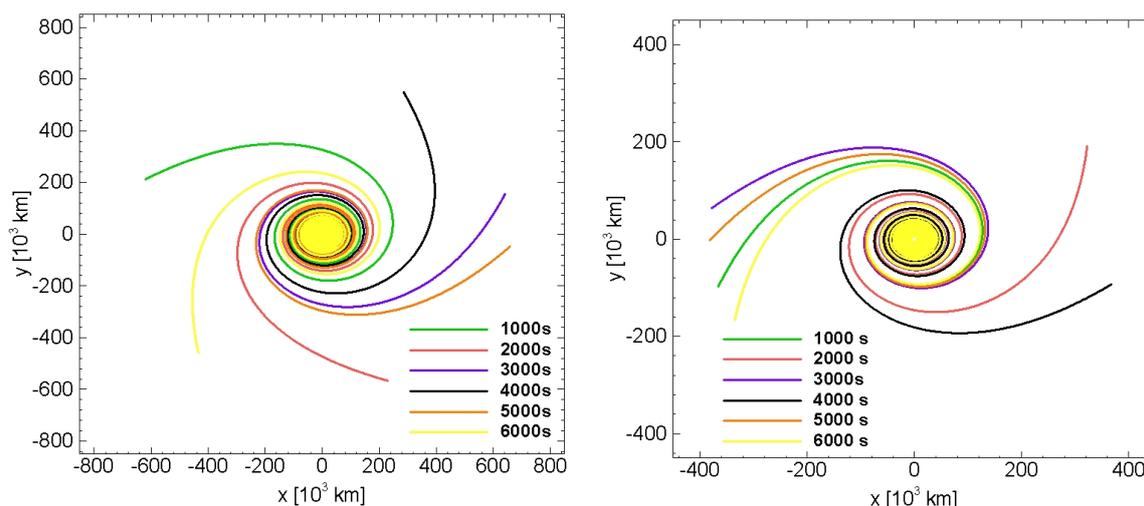
5.1.1: $F \leq 100 \text{ N}$ 5.1.2: $F \geq 100 \text{ N}$ **Abbildung 5.1** Spiralbahnen für unterschiedliche Schubniveaus für 3000 s

Schub [N]	Zeit [Tage]	Masse [t]		Erdumrundungen	Schubbeschleunigung	
		Start	Brennschluß		a_0 [mm/s]	a_f [mm/s]
10	1356	180	141	5909	0,06	0,07
20	672	180	141	2954	0,11	0,14
30	446	180	141	1970	0,17	0,21
40	333	180	141	1477	0,22	0,28
50	266	180	141	1182	0,28	0,35
60	221	180	142	985	0,33	0,42
70	189	180	142	844	0,39	0,49
80	165	180	142	739	0,44	0,56
90	146	180	142	657	0,50	0,63
100	131	180	142	591	0,56	0,70
200	65	180	143	296	1,11	1,40
300	43	180	143	197	1,67	2,10
400	32	180	143	148	2,22	2,80
500	25	180	144	118	2,78	3,47

Tabelle 5.1 Spiralisieren um die Erde mit 3000 s und unterschiedlichen Schüben

gungen verringern die Flugzeit und die Anzahl der Erdumrundungen. Höhere spezifische

³ Als Startdatum der interplanetaren Raumfahrzeuge gilt das Datum des ersten Einschaltens der Primärtriebwerke.

5.2.1: $F=100\text{ N}$ 5.2.2: $F=300\text{ N}$ **Abbildung 5.2** Spiralieren an der Erde für unterschiedliche I_{sp} bei 100 bzw 300 N Schub

I_{sp} [s]	Zeit [Tage]	Masse [t]		Erdum- rundungen	Schubbeschleunigung	
		Start	Brennschluß		a_0 [mm/s]	a_f [mm/s]
1000	167	285	140	850	0,35	0,71
1500	148	227	142	710	0,44	0,70
2000	136	200	140	641	0,50	0,71
2500	133	186	140	605	0,54	0,71
3000	131	180	142	591	0,56	0,70
4000	128	175	142	565	0,57	0,70
5000	126	163	141	546	0,61	0,71
6000	124	160	142	539	0,63	0,70

Tabelle 5.2 Spiralieren an der Erde für unterschiedliche I_{sp} bei 100 N Schub

Impulse verringern die Treibstoffordernisse und somit die Startmasse. Durch die niedrigere Startmasse erhöht sich auch die Schubbeschleunigung. Man kann somit auch mit höheren I_{sp} schnellere Flugzeiten erzielen. Der notwendige Antriebsbedarf zum Erreichen der Fluchtgeschwindigkeit ist bedingt durch den gewählten Kreisorbit und die gewählte Schubrichtung bei gleichem I_{sp} und unterschiedlichen Schüben nahezu gleich und liegt für $I_{sp}=3000\text{ s}$ bei $\Delta v_{\text{gesamt}} \approx 7,3\text{ km/s}$ (inklusive Gravitationsverlusten). Als Anhaltspunkt für adäquate Startmassen dienen die Raumfahrzeugmassen aus in der Literatur behandelten Szenarien, die bei einem gesplitteten Missionsszenario im Durchschnitt bei 200 t liegen. Als adäquate Flugzeit wurde ein Zeitraum von 4 bis 5 Monaten angenommen. Basierend auf diesen Vorgaben zeigen die Resultate, daß zum Erreichen dieser Flugzeiten für das gewählte Raumfahrzeugdesign und Missionsszenario die Startbeschleunigung bei mindestens $a_0 = 0,5\text{ mm/s}^2$ liegen sollte. Der dazu korrespondierende Schub beträgt $F \approx 100\text{ N}$. Bezüglich der Masse sollte der spezifische Impuls zwischen 2000 und 3000 s liegen. Für höhere I_{sp} lassen sich nur noch geringe Massen- und Flugzeiteinsparungen erzielen. Weiterhin haben höhere spezifische Impulse und Schübe typischerweise eine niedrigere technologische Entwicklungsreife. Außerdem steigt mit steigendem F und I_{sp} auch die elektrische Eingangsleistung und damit auch die Masse der Energieversorgungsanlage, was in diesen Beispielen noch nicht mitberücksichtigt wurde. Zusammenfassend läßt sich sagen, daß für das gewählte Missionsszenario ein Schubniveau von ca. 100 N und ein spezifischer Impuls

von 2000 bis 3000 s bereits die geforderten Flugzeiten und die Forderung nach moderaten Massen erfüllen. Als Basiskonfiguration eines elektrischen Antriebssystems wurde daher ein Antrieb mit 100 N und 3000 s gewählt, für den im Rahmen dieser Arbeit weitere Untersuchungen durchgeführt wurden.

5.2 Heliozentrische Transitphase

Basierend auf den Ergebnissen des letzten Abschnitts wurden heliozentrische Flugbahnen für unterschiedliche Schubniveaus und spezifische Impulse bei konstanter Energieversorgungssystemmasse untersucht. Weiterhin wurde der Einfluß unterschiedlicher Relativgeschwindigkeiten am Ziel v_∞ und unterschiedlicher minimaler Sonnendistanzen (MSD) untersucht. Während des Optimierungsprozesses kann sich der Schubvektor zu jeder Zeit nach Betrag ($0 \leq F \leq F_{\max}$) und Richtung ändern. Die Flugbahnen wurden im Rahmen dieses Kapitels hinsichtlich Flugzeit optimiert. In allen Fällen wurde die Treibstoffmasse auf 50 t begrenzt. Für die Optimierung wurde ein Raumfahrzeugmodell verwendet, das auf Gleichung (3.2) mit $k=0,2$ basiert.

$$m_0 = m_N + m_{EVS} + m_{\text{Tank}} + m_{\text{Tr}} = 80 \text{ t} + 1,2 m_{\text{Tr}} \leq 140 \text{ t} \quad (5.4)$$

Die heliozentrische Transitmasse des Raumfahrzeugs wurde hierbei auf 140 t beschränkt. Es wurde eine weitere Endbedingung („Equality“-Endbedingung) in GESOP eingeführt, um sicherzustellen, daß die berechnete Flugbahn mit dem Raumfahrzeugmodell konform ist. Für das verwendete Raumfahrzeugmodell ergibt sich diese Endbedingung *bcon3* zu:

$$bcon3 = m - m_f = m - \frac{m_N + m_{EVS} + 0,2 m_0}{1,2} = m - \frac{80 \text{ t} + 0,2 m_0}{1,2} = 0 \quad (5.5)$$

mit m der Raumfahrzeugmasse am Ende des Optimierungsprozesses.

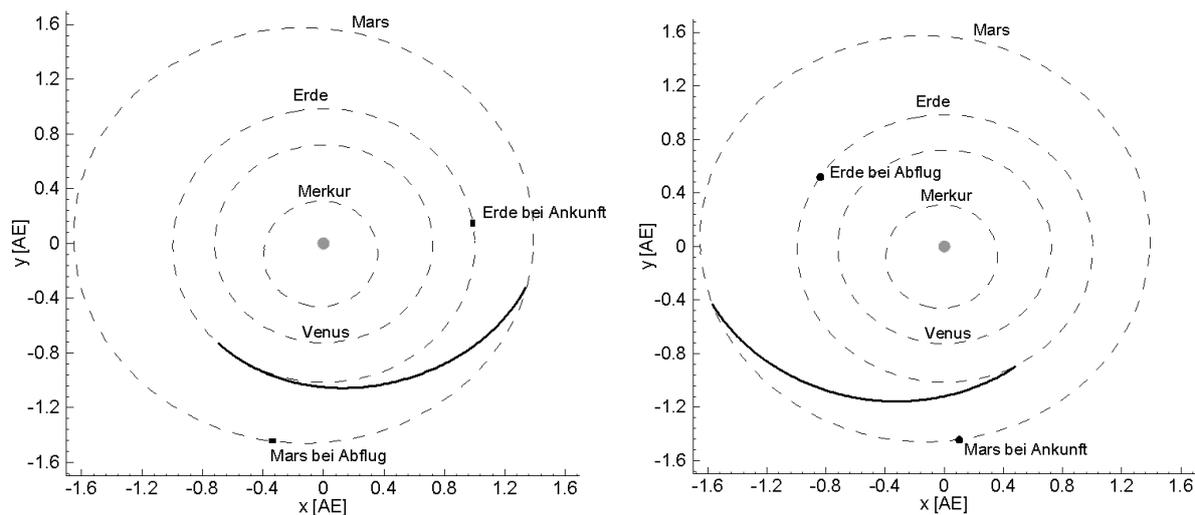
5.2.1 Klassifizierung der heliozentrischen Transitbahnen

Erde und Mars umkreisen die Sonne auf elliptischen nicht koplanaren Bahnen. Die Flugzeit und der notwendige Treibstoffbedarf - sowohl für ballistische als auch für kontinuierlich angetriebene Raumfahrzeuge - hängt von der Konstellation der Planeten ab. Aus diesen Konstellationen ergeben sich die klassischen Rundreise-Optionen; die Konjunktionsklassen- und die Oppositionsklassen-Mission (siehe Anhang A.1). Da sich diese Typbezeichnungen auf die Rundreise, die den Hinflug, den Aufenthalt und den Rückflug beinhaltet, beziehen und es nicht möglich ist, aus diesen Bezeichnungen abzuleiten, wie die Flugbahnen im einzelnen jeweils aussehen, wurde im Rahmen dieser Arbeit eine neue Klassifizierung von Flugbahnen von der Erde zum Mars bzw. vom Mars zur Erde eingeführt, die im folgenden erläutert wird. Während die Klassifizierung allgemeingültig ist für bemannte Marsmissionen⁴, sind Details wie z.B. die Winkelbereiche $\Delta\xi$ vom Antriebssystem abhängig [90]. Eingeteilt anhand der Geometrie, existieren generell drei unterschiedliche Typen von Flugbahnen, die im Rahmen dieser Arbeit als Typ A, B und C Bahnen bezeichnet werden. Die unterschiedlichen Bahntypen sind von der Planetenkonstellation bzw. der relativen Winkeldistanz ξ der beiden Planeten abhängig. Für einen bestimmten Winkelbereich $\Delta\xi$ bzw. für eine bestimmte Zeitspanne ermöglicht ein Typ jeweils die schnellst mögliche Flugbahn. Die Winkelbereiche sind abhängig vom Antriebssystem, der relativen Geschwindigkeit am Ziel, der minimalen Sonnendistanz und dem Startdatum.

⁴ schnelle Bahnen ohne Mehrfachumkreisungen um die Sonne

Typ A Bahnen

Typ A Bahnen verlaufen direkt vom Start- zum Zielkörper ohne dabei die Mars- und Erdbahn in irgendeiner Form zu kreuzen, wie in Abbildung 5.3 gezeigt ist. Die minimale Sonnendistanz beträgt somit ungefähr 1 AE. Typ A Bahnen haben typischerweise einen Transitbogen von weniger als 180 Grad (halbe Sonnenumkreisung). Sie sind mittelenergetische Bahnen und haben im allgemeinen kurze Flugzeiten. Der Winkelbereich bzw. die Zeitspanne, in der Typ A Bahnen den schnellsten Transit ermöglichen, wird im Rahmen dieser Arbeit als Typ A Phase bezeichnet.



5.3.1: Hinflugbahn

5.3.2: Rückflugbahn

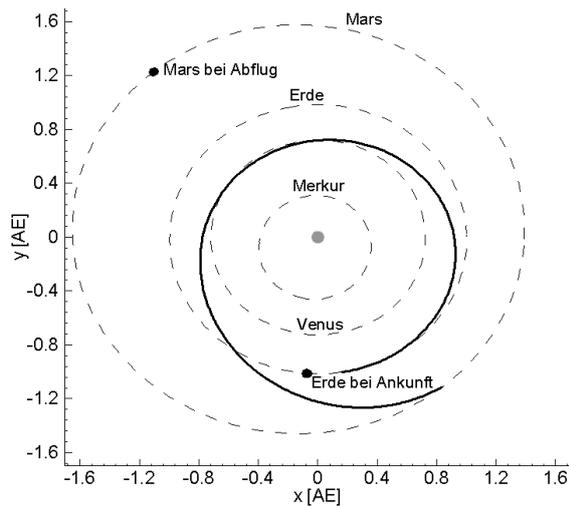
Abbildung 5.3 Typ A Hin- und Rückflugbahnen

Typ B Bahnen

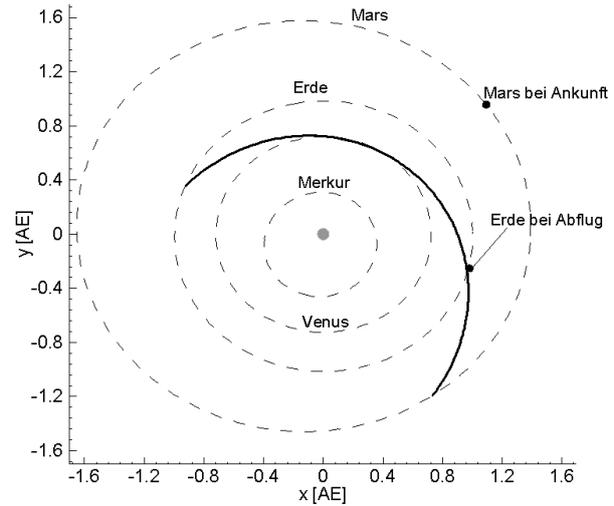
Typ B Bahnen schneiden die Erdbahn und fliegen, wie in Abbildung 5.4 gezeigt ist, bis zu einem bestimmten Limit an die Sonne heran. Der Transitbogen einer Typ B Bahn beträgt typischerweise 180 bis 540 Grad. Sie sind hochenergetische Bahnen und haben im Vergleich zu Typ A Bahnen längere Flugzeiten und höhere Relativgeschwindigkeiten. Die Zeitspanne, in der Typ B Bahnen die schnellste Transfermöglichkeit darstellen, wird im Rahmen dieser Arbeit als Typ B Phase bezeichnet.

Typ C Bahnen

Thermische und medizinische Aspekte fordern eine minimale Sonnendistanz. Gleichzeitig gelten für die Verwendung von Aeromanövern bestimmte maximale Relativgeschwindigkeiten (siehe Anhang H.1.2). Aufgrund dieser Randbedingungen existieren für einen bestimmten Winkelbereich weder schnelle Typ A noch Typ B Bahnen. Die verbleibende Alternative ist eine Flugbahn, die die Marsbahn schneidet. Solche Flugbahnen werden als Typ C Bahnen bezeichnet und sind in Abbildung 5.5 dargestellt. Typ C Bahnen sind mittel- bis hochenergetische Bahnen und haben typischerweise einen Transitbogen von 180 bis 300 Grad. Im Vergleich zu Typ A Bahnen haben sie längere Flugzeiten und höhere Relativgeschwindigkeiten. Die Zeitspanne, in der Typ C Bahnen die schnellstmögliche Flugzeit garantieren, wird im Rahmen dieser Arbeit als Typ C Phase bezeichnet.

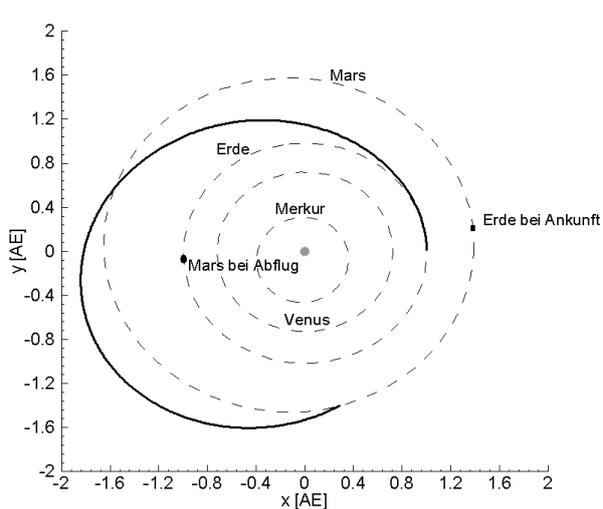


5.4.1: Hinflugbahn

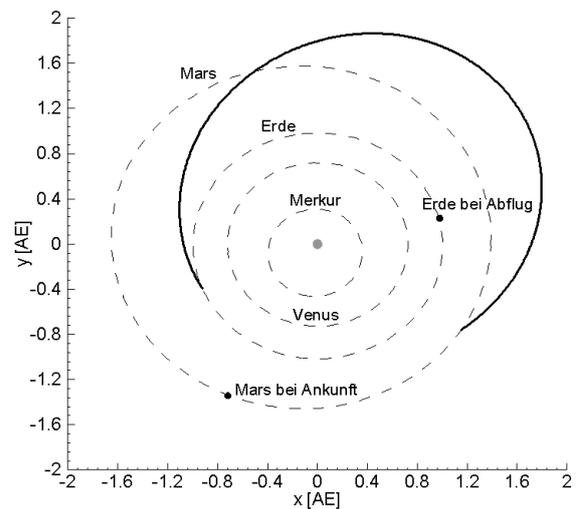


5.4.2: Rückflugbahn

Abbildung 5.4 Typ B Hin- und Rückflugbahnen



5.5.1: Hinflugbahn



5.5.2: Rückflugbahn

Abbildung 5.5 Typ C Hin- und Rückflugbahnen

Rundreise-Missionen

Obwohl eine Typ A Bahn der favorisierte Flugbahntyp darstellt (schnelle Transitzeiten, moderates Δv), können Typ B bzw. C Bahnen für bestimmte Konstellationen die schnellere und auch einzig sinnvoll mögliche Alternative sein. Die Winkelbereiche bzw. Zeiträume, in denen der jeweilige Typ die kürzeste Transitzeit ermöglicht, werden im Rahmen dieser Arbeit als Typ A, B oder C Phasen bezeichnet. Es ergibt sich für Hinflugbahnen (Erde–Mars) eine Phasenabfolge von A-C-B-A-C-B-... und für Rückflugbahnen (Mars–Erde) von A-B-C-A-B-C-.... Gleiche Phasen wiederholen sich ca. alle 26 Monate. Während unter Verwendung herkömmlicher Antriebe⁵ für Typ B und C Bahnen die notwendigen Winkelbereiche $\Delta\xi$ für Hin- und Rückflugbahnen jeweils unterschiedlich sind, benötigen Typ A Bahnen ähnliche. Dies führt zu einer Überlappung von Typ A Hin- und Typ A Rückphasen. Die alleinige Verwendung von Typ A Bahnen bei einer Rundreise-Mission führt damit

⁵ chemische, nuklear-thermische (Festkern) und nicht zu futuristische elektrische Antriebe

automatisch zu langen Aufenthaltszeiten am Mars und stellt die klassische Konjunktionsklassenmission bzw. die Langaufenthaltsoption dar. Eine solche Mission wird im weiteren Verlauf dieser Arbeit als Typ A-A Rundreise-Mission bezeichnet. Alle anderen Kombinationen führen zu klassischen Kurzaufenthaltsoptionen. Mediziner und Psychologen raten allerdings, daß bei Verwendung von Kurzaufenthaltsoptionen, die in der Regel aus einer mittlereenergetischen Typ A und einer hochenergetischen Typ B oder C Bahn bestehen, die Typ A Bahn aufgrund der geringeren Flugzeit während des Hinflugs verwendet werden soll. Dies resultiert hauptsächlich aus der Tatsache, daß sich die Areonauten am Mars nach Monaten in Schwerelosigkeit ohne weitere Hilfsmittel an die reduzierte Schwerkraft anpassen müssen, während bei der Rückkehr zur Erde medizinische Hilfe zur Regeneration bereitgestellt werden kann. Daher verbleiben als Kurzaufenthaltsoptionen nur noch Typ A-B und Typ A-C Rundreise-Missionen. Im Vergleich zu Typ C haben Typ B Rückkehrbahnen höhere Relativgeschwindigkeiten, und das Raumfahrzeug muß aufgrund des näheren Vorbeiflugs an der Sonne höhere Temperaturlasten aushalten. Die solare Strahlungsbelastung ist für Typ B Bahnen größer, aber die Flugzeit ist in der Regel geringer als für Typ C Bahnen. Je länger die Aufenthaltszeit am Mars ist, desto näher muß das Raumfahrzeug an der Sonne vorbeifliegen. Ob dies einem langen Flug auf einer Typ C Bahn vorzuziehen ist (Mikrometeoroiden und galaktische Strahlung), wurde im Rahmen dieser Arbeit nicht weiter untersucht.

5.2.2 Ergebnisse der systematischen Bahnanalyse für die Basiskonfiguration: 100 N and 3000 s

Ein kontinuierliches elektrisches Antriebssystem mit 100 N und 3000 s garantiert, wie bereits gezeigt, schnelle Flugzeiten bei moderaten Massen für Spiralbahnen um die Erde. Gleichzeitig sind solche Antriebsparameter noch nicht zu futuristisch, da die im Kapitel 4 behandelten Labormodelle bereits heute teilweise diesen spezifischen Impuls erzielen. Es wurden für diese Basiskonfiguration systematische Bahnuntersuchungen für heliozentrische Transits über einen Zeitraum von ca. 20 Jahren durchgeführt. Die Ergebnisse für die Basiskonfiguration werden in diesem Abschnitt zusammengefaßt und in den folgenden Abschnitten mit anderen Konfigurationen verglichen. Als Nominalwert für die Relativgeschwindigkeit wurden:

- $v_\infty \leq 8 \text{ km/s}$ an der Erde
- $v_\infty \leq 6 \text{ km/s}$ am Mars

verwendet. Die minimale Sonnendistanz ist für alle Bahnen auf 0,7 AE begrenzt. Die in den folgenden Diagrammen verwendete Bezeichnung MJD steht für Modifiziertes Julianisches Datum (siehe [72] für weitere Details).

Rückkehrbahnen

Im folgenden werden die Ergebnisse der systematischen Bahnanalyse für Rückkehrbahnen erläutert. Mit kontinuierlichen Antrieben ist es möglich, den notwendigen Antriebsbedarf zu limitieren unter in Kaufnahme längerer Flugzeiten. Dadurch ist es möglich, im untersuchten Zeitraum zu jeder Zeit mit dem gewählten Raumfahrzeugdesign (maximal 50 t Treibstoff) zur Erde zu fliegen. Dies ist einzigartig und mit impulsiven Antrieben aufgrund der stark unterschiedlichen Antriebserfordernisse nicht möglich. Die Transitzeiten können dabei sehr stark schwanken, wie in Abbildung 5.6 zu sehen ist. Es ist ein periodisches Verhalten in den

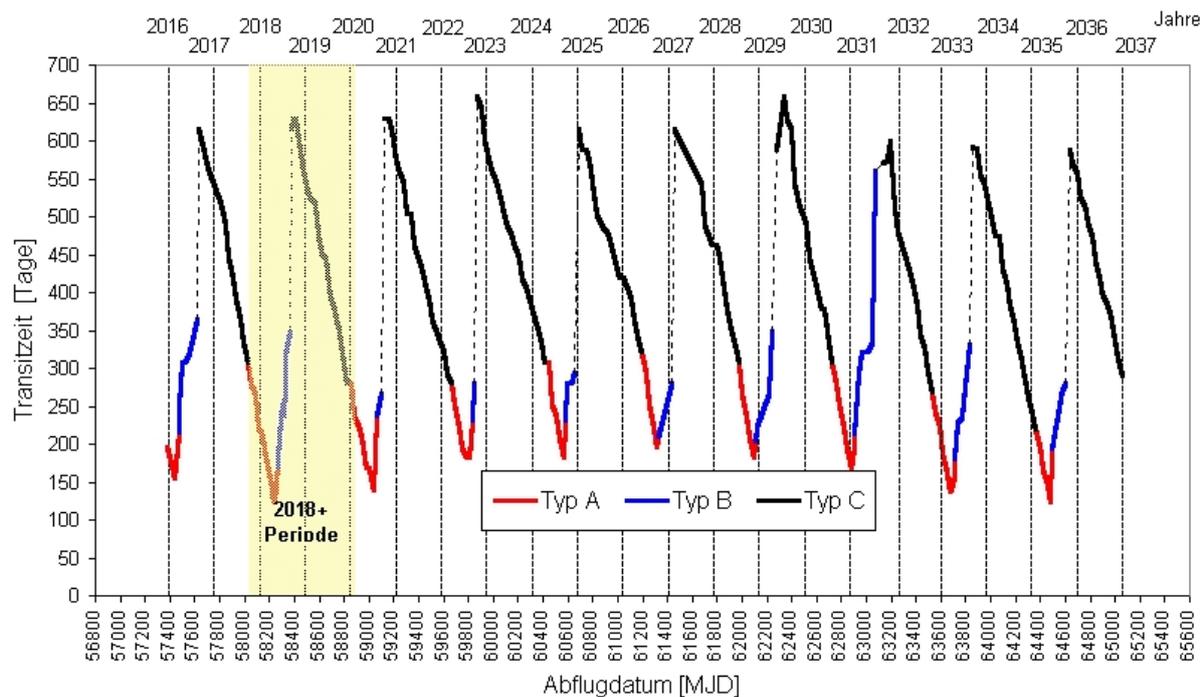


Abbildung 5.6 Transitzeiten von Rückkehrbahnen im Zeitraum von 2016 bis 2037 mit 100 N, 3000 s und $v_\infty = 8$ km/s

Flugzeiten zu erkennen, die sich mit dem 26-Monatszyklus der wiederkehrenden relativen Winkelpositionen wiederholen. Jede Periode beginnt mit einer Typ A Phase, gefolgt von einer Typ B und C Phase. Die Perioden werden im folgenden entsprechend ihres Beginns bezeichnet⁶. Die Zeitspanne jeder Phase sowie die erzielten Transitzeiten schwanken von Periode zu Periode, bedingt durch die Elliptizität der Planetenorbits. Dies führt bei gleichen relativen Winkelpositionen zu unterschiedlichen zurückzulegenden Distanzen (siehe Abbildung 5.7) und damit zu längeren Transitzeiten. Für die gewählten Triebwerksparameter lassen sich generell Transitzeiten zwischen 123 und 330 Tagen für Typ A Bahnen und zwischen 180 und 580 Tagen für Typ B erzielen. Zu Beginn einer Typ C Phase sind die Transitzeiten mit 600 Tagen am längsten. Die generell kürzesten Transitzeiten konnten in der zweiten Periode (2018+) erzielt werden. Zu dieser Zeit befindet sich der Mars in der Nähe seines Perihels, wie man auch Abbildung 5.7 entnehmen kann. In den folgenden vier Perioden (2200 bis 2027) steigt die minimal mögliche Transitzeit innerhalb einer Periode von 124 auf ca. 180 Tage, bis der Mars sein Aphel passiert hat. Danach werden die Flugzeiten wieder kürzer. Nach etwa 15-17 Jahren wiederholt sich dieser Zyklus. Obwohl ein Flug mit dem verwendeten Raumfahrzeugdesign jederzeit möglich wäre, bieten die 2018+, die 2033+ und die 2035+ Periode besonders gute Startmöglichkeiten (schnelle Flugzeiten und niedrige Relativgeschwindigkeiten). Da die Transitbahnen hinsichtlich Flugzeit optimiert wurden, ist die notwendige Treibstoffmasse für jede Flugbahn unterschiedlich, liegt aber immer zwischen ca. 10 und 50 t, wie Abbildung J.1 in Anhang J zeigt. Die notwendigen Brenndauern und Schubverläufe sind konstellationsbedingt unterschiedlich für die untersuchten Flugbahnen, selbst innerhalb einer Phase.

Hinflugbahnen

Bezüglich der Hinflugbahnen wurden ähnliche Resultate wie für die Rückflugbahnen gefunden. Auch hier gibt es, wie Abbildung 5.8 zeigt, ein periodisches Verhalten in den Flug-

⁶ 2018+ steht somit für die Periode, die im Jahr 2018 beginnt.

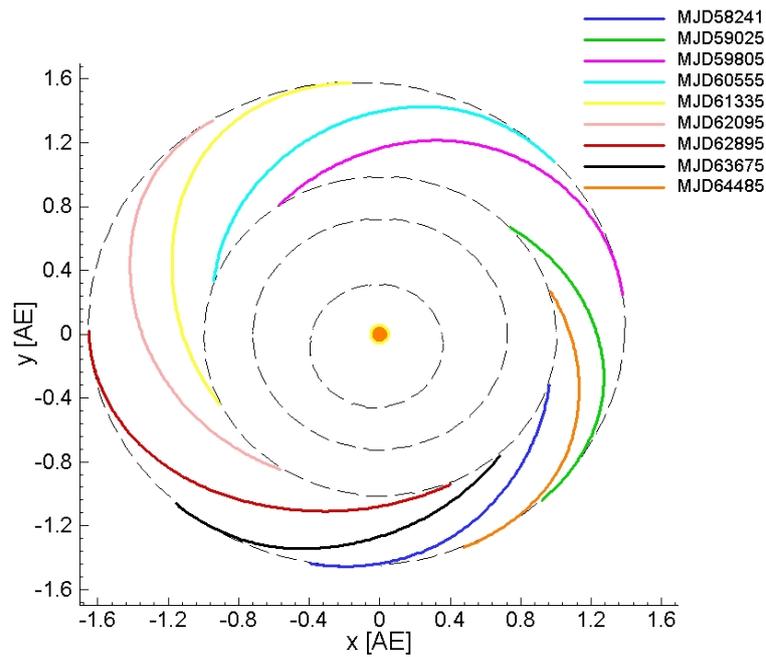


Abbildung 5.7 Flugbahnen für gleiche relative Winkelpositionen im Zeitraum von 2016 bis 2037 für 100 N, 3000 s und $v_\infty = 8$ km/s

zeiten. Die Flugzeiten und Treibstoffmassen (siehe Abbildung J.2 in Anhang J) sind im

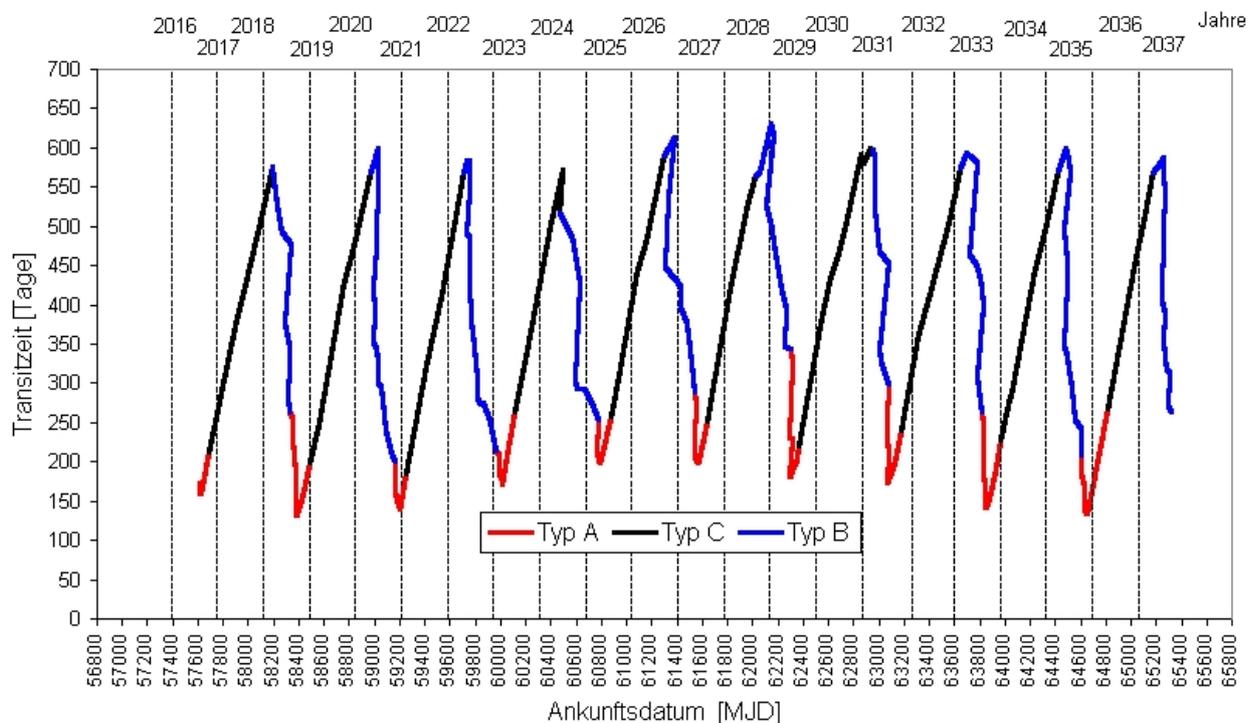


Abbildung 5.8 Transitzeiten von Hinflugbahnen im Zeitraum von 2016 bis 2037 mit 100 N, 3000 s und $v_\infty = 6$ km/s

Vergleich zu den Rückflugbahnen höher aufgrund der niedrigeren Relativgeschwindigkeit v_∞ für Hinflugbahnen.

5.2.3 Variation des Schubniveaus

Um die Auswirkungen von unterschiedlichen Schubniveaus⁷ während des heliozentrischen Phase auf die Transitzeiten zu untersuchen, wurden Bahnberechnungen durchgeführt für F_{\max} zwischen 50 und 500 N bei einem konstanten spezifischen Impuls von 3000 s und gleichen MSD und v_{∞} Limits wie in den vorangegangenen Untersuchungen für die Basiskonfiguration. Zur besseren Übersicht sind in Abbildung 5.9 nur die Ergebnisse für Rückflugbahnen

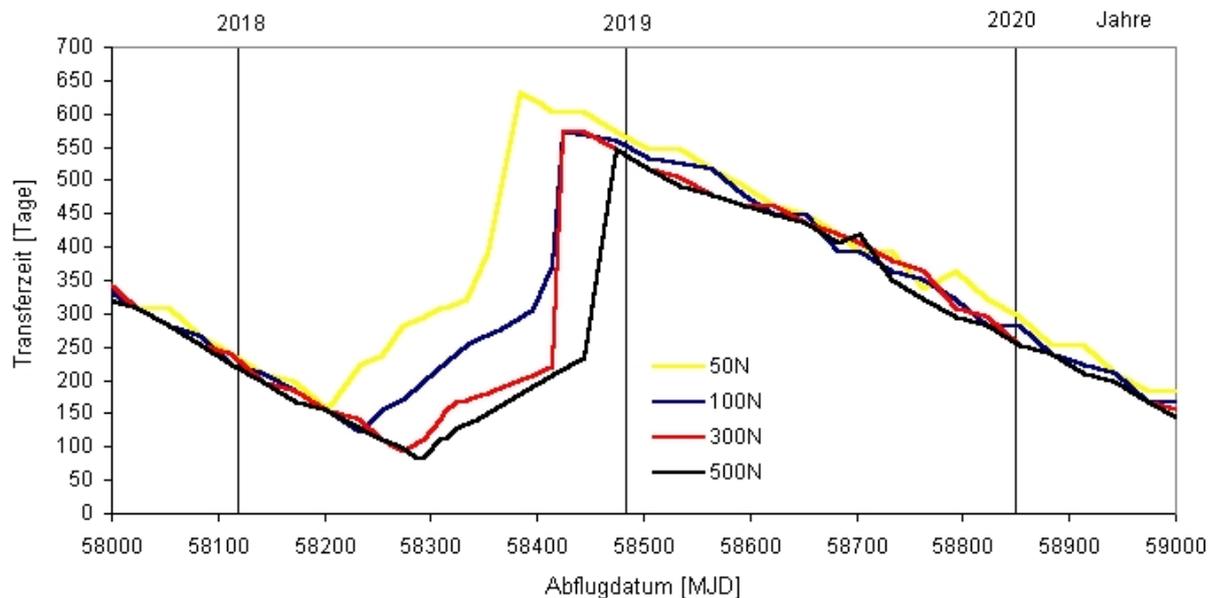
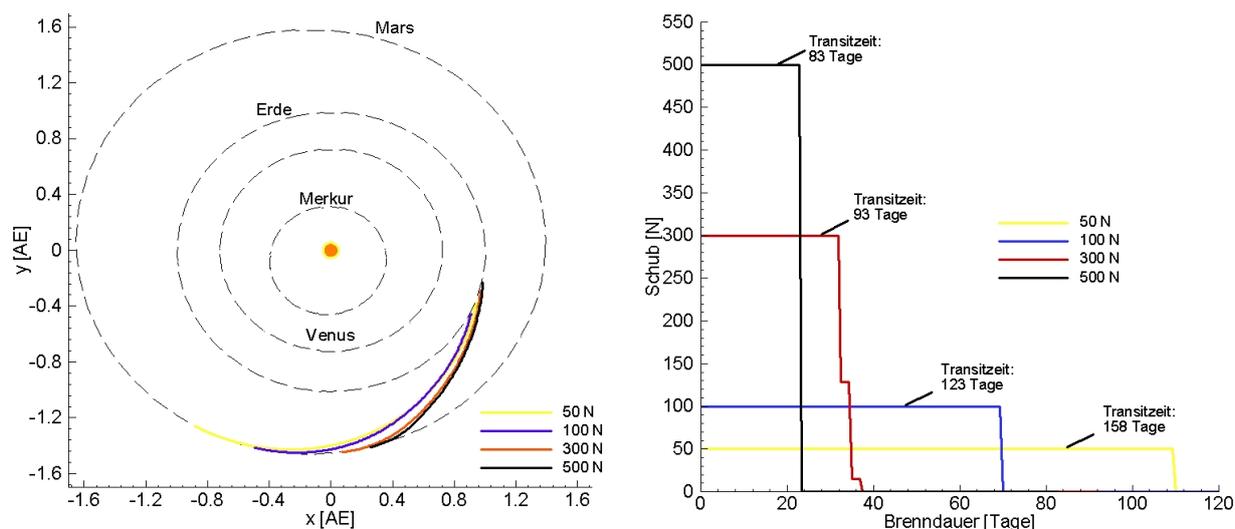


Abbildung 5.9 Transitzeiten für Rückflugbahnen für unterschiedliche Schubniveaus und unterschiedliche Abflugdaten am Mars während der 2018+ Periode

in der 2018+ Periode dargestellt. Es wurden ähnliche Ergebnisse für die weiteren Rückflug-Perioden bzw. für den Hinflug erzielt. Mit steigendem F_{\max} werden die Transitzeiten für die jeweiligen Startdaten kürzer und die jeweils kürzeste Transitzeit innerhalb einer Periode verschiebt sich zu einem späteren Zeitpunkt. Die größten Flugzeitgewinne bei steigendem Schub werden während Typ A und Typ B Phasen erzielt. Für Typ C Bahnen konnten keine signifikanten Flugzeiteinsparungen beobachtet werden. Gleichzeitig vergrößert ein höheres Schubniveau die Phasenlängen von Typ A und B Phasen. Dieses hat zur Folge, daß Typ A und B Bahnen über einen größeren relativen Winkeldistanzbereich hinweg möglich werden. Allerdings endet die Typ B Phase für nahezu alle Konfigurationen bei MJD 58414 (bzw. MJD 58444 für 500 N), da für die dann vorliegende Konstellation die Limits für MSD und für die Relativgeschwindigkeit auf Typ B Bahnen nicht mehr eingehalten werden können (für die untersuchten Antriebsparameter und das verwendete Raumfahrzeugdesign). Die jeweils schnellsten Rückkehrbahnen innerhalb einer Periode und die dazugehörigen Schubverläufe und Brenndauern sind in Abbildung 5.10 gezeigt. In diesem Fall ist der Schubverlauf über der Flugzeit eine einfache Sprungfunktion mit nur einer Antriebsphase zu Beginn mit 100% Schub ($F = F_{\max}$). Die Brenndauer verringert sich mit steigendem Schub. In Abbildung 5.11 sind für den Zeitpunkt MJD 58334 die Rückkehrbahnen und Schubverläufe dargestellt (Typ B Bahnen). Generell steigt für Typ B Bahnen im Vergleich zu Typ A die Brenndauer, und sie verringert sich bei steigendem Schub. Bei steigendem F_{\max} vergrößert sich die Distanz zur Sonne, und die Verweildauer innerhalb der Erdbahn ($r < r_{\text{ERDE}}$) wird

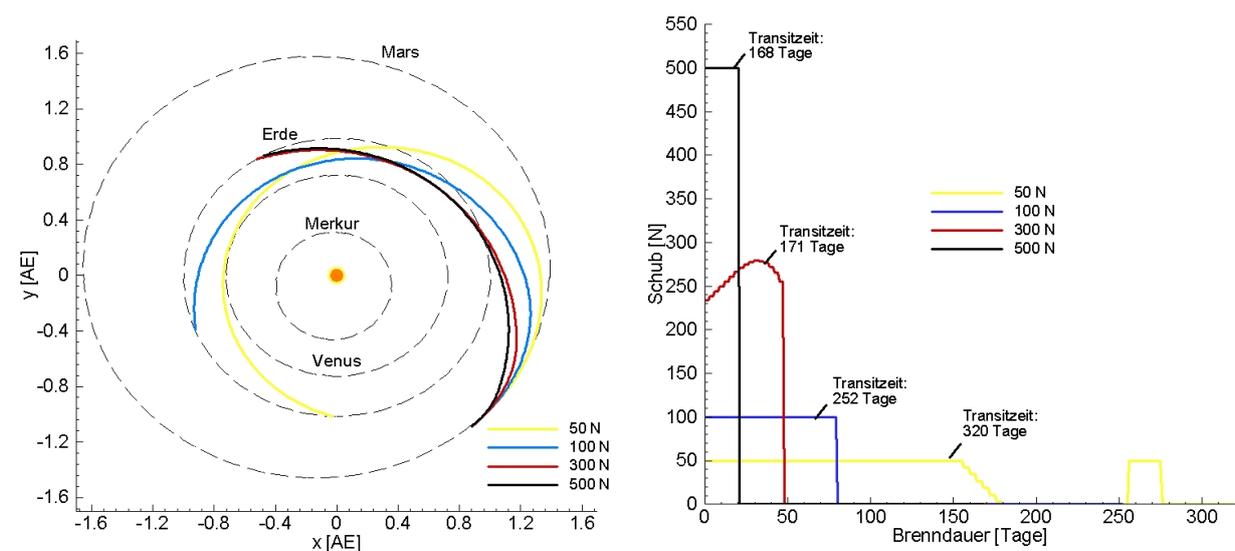
⁷ Dies ist gleichbedeutend mit unterschiedlichen Beschleunigungen, da die fixe Masse im Rahmen dieser Untersuchungen konstant gehalten wurde.



5.10.1: Flugbahnen

5.10.2: Schubverlauf

Abbildung 5.10 Schnellste Rückkehrbahnen für unterschiedliche F_{\max} in der 2018+ Periode und die dazugehörigen Schubverläufe



5.11.1: Typ B Rückflugbahnen

5.11.2: Schubverlauf

Abbildung 5.11 Rückkehrbahnen und Schubverläufe zum Zeitpunkt MJD 58334 für unterschiedliche F_{\max}

geringer. Mögliche Auswirkungen auf das Raumfahrzeugdesign (Thermal- und Strahlungsschutz) wurden im Rahmen dieser Arbeit nicht weiter untersucht.

Zusammenfassend läßt sich sagen, daß größere Schübe (bzw. Schubbeschleunigungen) die Transitzeit für Typ A und B Bahnen verringern, die Phasenlängen für Typ A und Typ B Phasen verlängern, die notwendige Vorbeiflughöhe an der Sonne bei Typ B Bahnen vergrößern und die Verweildauer des Raumfahrzeugs innerhalb der Erdbahn verringern. Die Brenndauer der Triebwerke verringert sich mit steigendem Schubniveau. Für alle untersuchten Konfigurationen lag die Treibstoffmasse zwischen 10 und 50 t.

5.2.4 Variation der maximalen Relativgeschwindigkeit

Die Variation der Relativgeschwindigkeit kann nicht unabhängig vom verwendeten Aero-manöver-Vehikel Design durchgeführt werden. Für die im Rahmen dieser Arbeit gewählten Designs kann die Relativgeschwindigkeit zwischen:

- $0 \leq v_\infty \leq 10 \text{ km/s}$ an der Erde und
- $3,5 \leq v_\infty \leq 7 \text{ km/s}$ am Mars

variieren. Für die Berechnung wurde ein $\text{MSD}=0,7 \text{ AE}$ verwendet. Für die Basiskonfiguration (100 N, 3000 s) zeigen die Abbildungen 5.12 und 5.14 die Transitzeiten für Hin- und Rückflugbahnen in der 2018+ Periode für unterschiedliche Relativgeschwindigkeiten am Ziel. Die Ergebnisse zeigen, daß bei Erhöhung der Relativgeschwindigkeit die Flug-

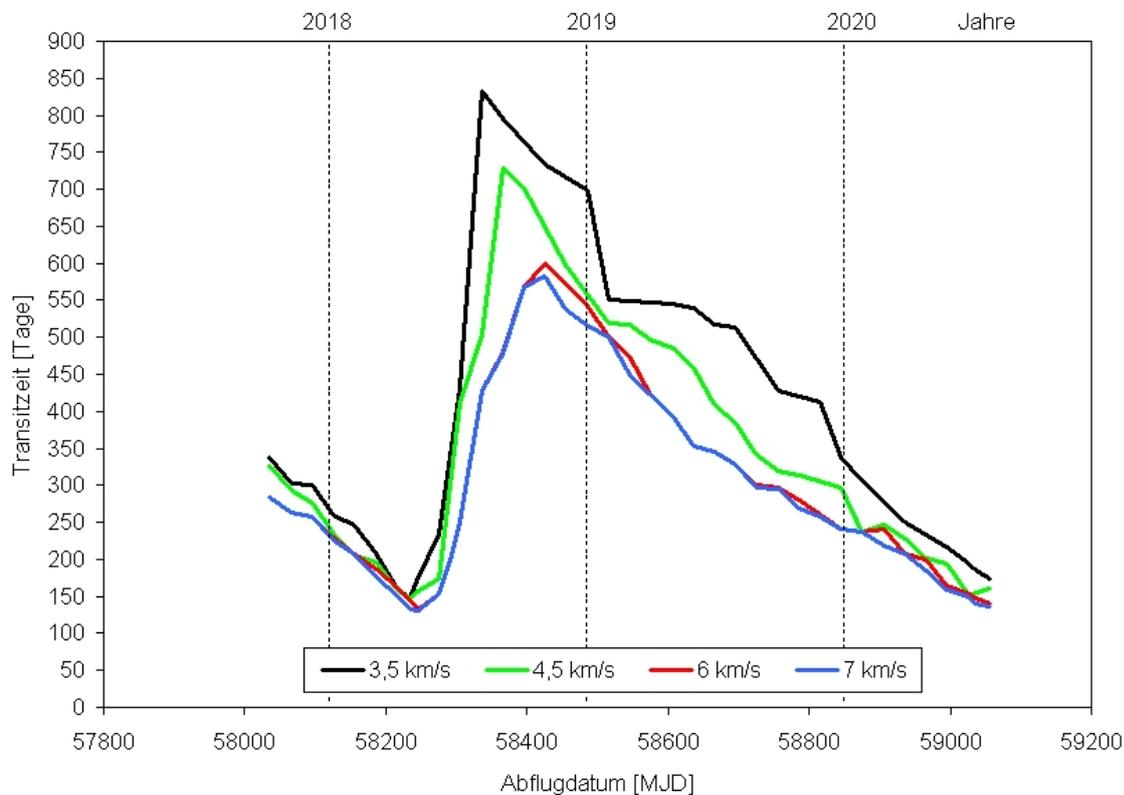
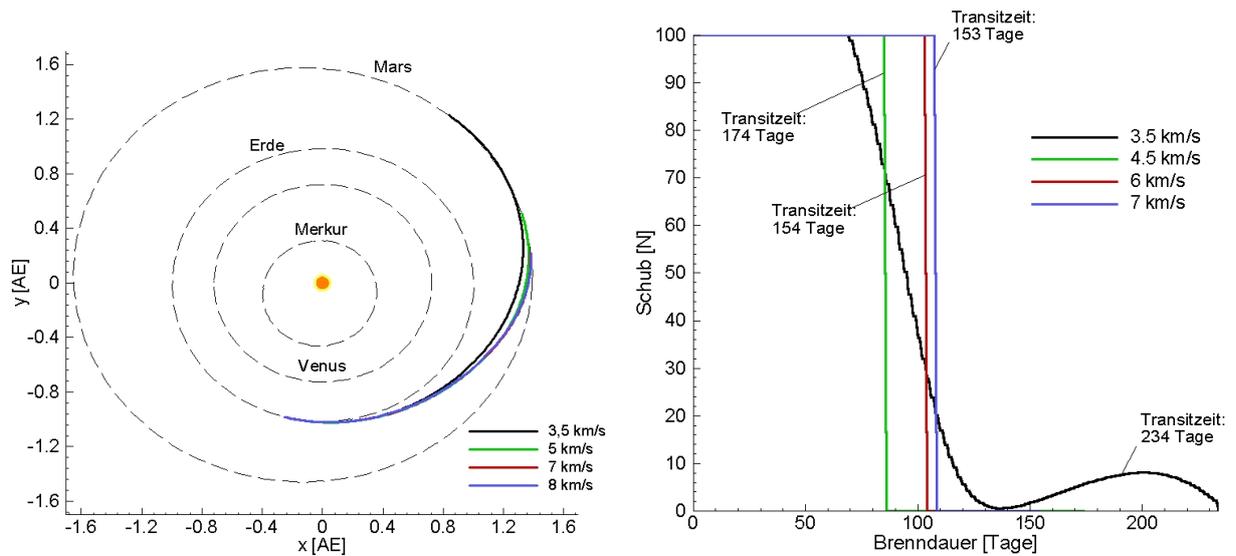


Abbildung 5.12 Hinflugzeiten für unterschiedliche Relativgeschwindigkeiten für die Basis-konfiguration (100 N, 3000 s)

zeit sinkt. Da die Flugbahnen hinsichtlich Flugzeit optimiert wurden, können keine all-gemeingültigen Aussagen bezüglich der Masse gemacht werden. Für Konstellationen, bei denen nur eine Schubphase mit 100% zu Beginn notwendig wird, müssen, wie auch in Abbil-dung 5.13.2 zu sehen, bei geringeren Relativgeschwindigkeiten die Triebwerke früher ausge-schaltet werden, um das geforderte Geschwindigkeitslimit nicht zu überschreiten. Steigt die Relativgeschwindigkeit kann länger beschleunigt werden, und man erzielt kürzere Transit-zeiten. Daher ist in diesem Spezialfall die Masse bei höheren v_∞ größer als bei niedrigeren. Bei den meisten Typ B Bahnen werden zwei Schubphasen notwendig; eine Beschleunigungs-phase am Anfang und eine Abbremsphase am Ende, wie in Abbildung 5.15.2 zu sehen ist. Bei niedrigeren Relativgeschwindigkeiten muß länger abgebremst werden. Es steigt dabei nicht nur die Flugzeit sondern auch die Masse. In diesem Fall verringern höhere v_∞ die



5.13.1: Flugbahnen

5.13.2: Schubverlauf

Abbildung 5.13 Hinflugbahnen und Schubverläufe für unterschiedliche Relativgeschwindigkeiten für die Basiskonfiguration in MJD 58275

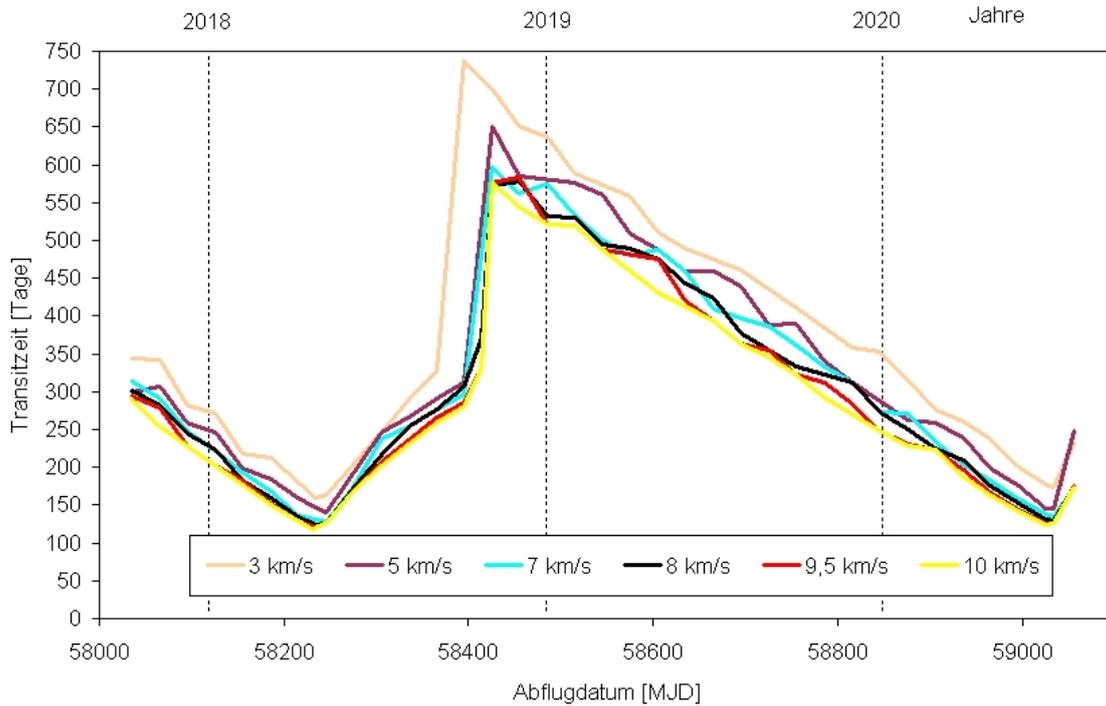
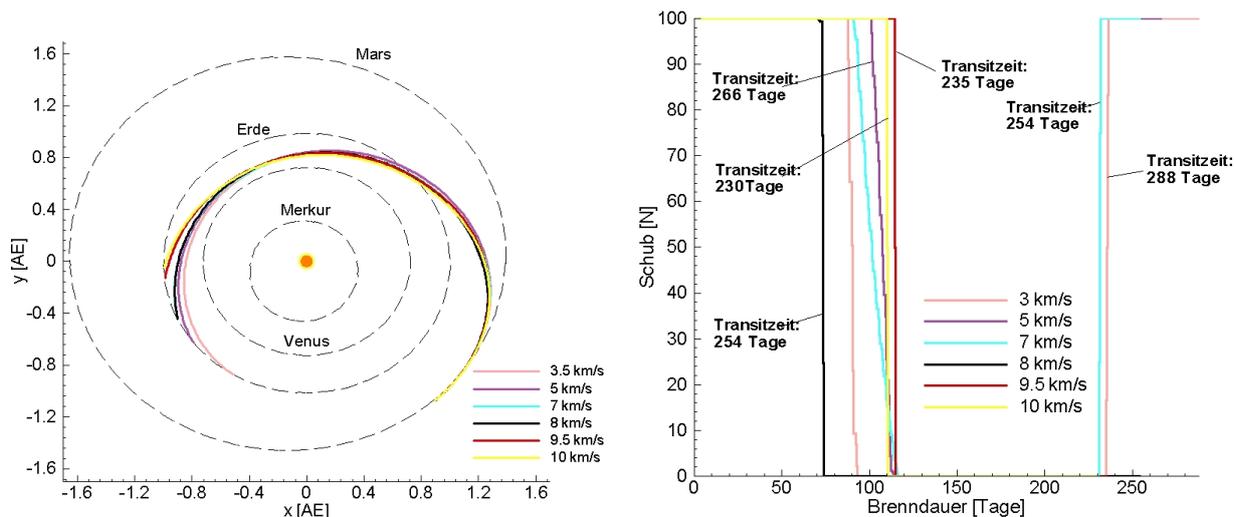


Abbildung 5.14 Rückflugzeiten für unterschiedliche Relativgeschwindigkeiten für die Basis-konfiguration (100 N, 3000 s)

Raumfahrzeugmasse und die Gesamtbrenndauer der Triebwerke. Die Bahnverläufe für unterschiedliche Relativgeschwindigkeiten sind zu Beginn ähnlich (siehe Abbildung 5.13.1 und 5.15.1), und auch die minimale Sonnendistanz ist gleich. Sie unterscheiden sich nur am Ende bedingt durch die notwendige Geschwindigkeitsanpassung. Im letzten Abschnitt wurde beschrieben, daß bei der nominalen Relativgeschwindigkeit von 8 km/s für Rückkehrbahnen die Typ B Phase in der zweiten Periode (2018+) für sämtliche untersuchten Schubniveaus bei MJD 58414 bzw. MJD 58444 endet. Die Untersuchungen mit unterschiedlichen



5.15.1: Rückkehrbahnen

5.15.2: Schubverlauf und Brenndauer

Abbildung 5.15 Rückflugbahnen und Schubverläufe für unterschiedliche Relativgeschwindigkeiten für die Basiskonfiguration in MJD 58335

Relativgeschwindigkeiten zeigen, daß durch Erhöhung von v_∞ nicht nur die Transitzeit verringert werden kann, sondern daß auch die Typ A und Typ B Phasen länger werden. Durch Erhöhung von v_∞ auf 9,5 km/s sind Typ B Rückkehrbahnen auch nach MJD 58414 möglich. Bei einer weiteren Erhöhung konnten keine weiteren signifikanten Gewinne in der Flugzeit erzielt werden. Um für Typ A-B Rundreise-Missionen günstige⁸ Typ B Rückkehrbahnen zu bekommen, sollte die Relativgeschwindigkeit an der Erde auf 9,5 km/s erhöht werden. Für Hinflugbahnen und Relativgeschwindigkeiten unter 4,5 km/s werden die Flugzeiten sehr lang und erreichen 800 Tage für Typ C Bahnen am Mars. Für Relativgeschwindigkeiten am Mars größer 6 km/s ergeben sich Flugzeitgewinne von nur noch wenigen Tagen. Da sich bei höheren v_∞ gleichzeitig die Belastungen während des atmosphärischen Flugsegments am Mars erhöhen, stellt ein Wert von 6 km/s als nominale Relativgeschwindigkeit am Mars ein guter Kompromiß dar.

5.2.5 Rundreise-Missionen

Im Rahmen dieser Arbeit wurden weiterhin die Auswirkungen unterschiedlicher spezifischer Impulse und Limits der minimalen Sonnendistanz untersucht. Die Ergebnisse werden im folgenden vorgestellt. Die Analyse konzentriert sich hierbei hauptsächlich auf Typ B Rückkehrbahnen aus den folgenden Gründen:

- Es sollten im Rahmen der Arbeit besonders Kurzaufhaltsoptionen untersucht werden, die eine Typ B Rückkehrbahn benötigen.
- Die signifikantesten Auswirkungen bezüglich Flugzeit bei der Variation unterschiedlicher Parameter konnten, wie die letzten Abschnitte gezeigt haben, für Typ B Bahnen beobachtet werden. Ähnliches ist bei variierenden spezifischen Impulsen zu erwarten.

Für diese Untersuchungen wurde der maximale Schub zwischen 50 und 500 N und der spezifische Impuls zwischen 2000 und 10000 s variiert, bei einer Relativgeschwindigkeit an

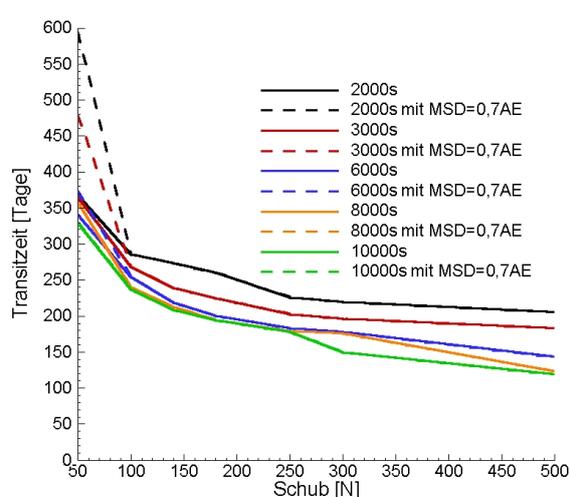
⁸ schnelle Transitzeiten und moderater Treibstoffverbrauch

der Erde von $v_\infty=9,5$ km/s. Das Raumfahrzeugmodell basiert auf Gleichung (5.4). Bezüglich der minimalen Sonnendistanz wurden die folgenden Fälle untersucht:

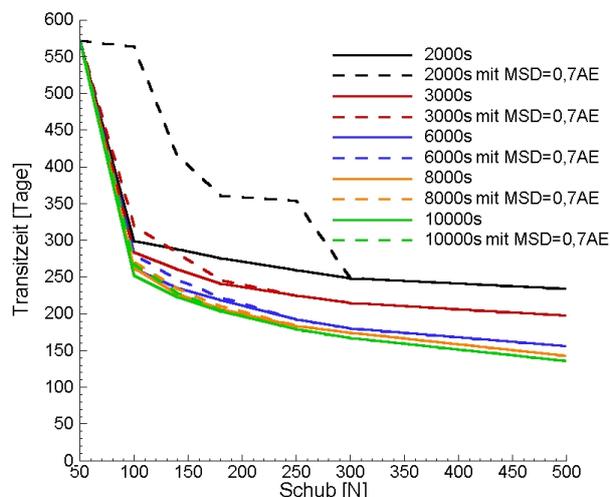
- MSD=0,7 AE
- ohne Limit.

Typ A-B Rundreise-Missionen

Für eine Mission in 2018 wurden Parametervariationen für unterschiedliche Rückkehrbahnen durchgeführt, die korrespondierend sind zu Aufenthaltszeiten am Mars zwischen 30 und 120 Tagen. Für eine Aufenthaltsdauer am Mars von 30 Tagen zeigt Abbildung 5.16.1



5.16.1: 30 Tage Aufenthalt



5.16.2: 60 Tage Aufenthalt

Abbildung 5.16 Rückflugzeiten für unterschiedliche Aufenthaltszeiten am Mars für unterschiedliche F_{\max} , I_{sp} und MSD

erneut den Trend zu niedrigeren Flugzeiten bei höheren Schüben. Der Einfluß eines MSD Limits ist in diesem Fall nur für die Antriebsparameter: 50 N und 2000 s, 50 N und 3000 s sowie 50 N und 6000 s zu sehen, da für alle anderen Konfigurationen die Distanz zu Sonne größer ist als das Limit von 0,7 AE, wie man den Abbildungen 5.17 und 5.18 entnehmen kann. MSD limitierte Flugbahnen haben in der Regel längere Flugzeiten, (siehe Abbildung 5.16.1) und haben, solange sie vom gleichen Typ sind wie die unbeschränkte Flugbahn bei gleichen Antriebsparametern (wie im Falle von 50 N, 6000 s), höhere Raumfahrzeugmassen. Für 50 N und 2000 s bzw. 50 N und 3000 s sind die Flugbahnen bereits von Typ C (siehe Abbildung 5.18). Eine Erhöhung des spezifischen Impulses führt in erster Linie zu einer Verringerung der Treibstoffmassen und somit zu geringeren Startmassen, wie Abbildung J.5.1 in Anhang J zeigt. Dies führt ebenfalls zu geringeren Transitzeiten. Die größten Flugzeitgewinne konnten zwischen 2000 und 6000 s erzielt werden, bei höheren I_{sp} war der Flugzeitgewinn nur in der Größenordnung von wenigen Tagen (siehe Abbildung 5.16.1). Eine Erhöhung des spezifischen Impulses hat mehrere Auswirkungen. Die Treibstoffmasse wird reduziert und die Flugzeit geringer. Gleichzeitig vergrößert sich die Zeitspanne der Typ B Phase, wie das Beispiel für 50 N zeigt⁹. Generell steigen mit steigender Aufenthaltsdauer die Rückflugzeiten und die Treibstoffmassen, wie man im Vergleich der Abbildungen 5.16.1 und 5.16.2 bzw. der Abbildungen J.5 und J.6 in Anhang J sehen kann. Je länger

⁹ für 3000 s ist die Bahn von Typ C, für 6000 s vom Typ B

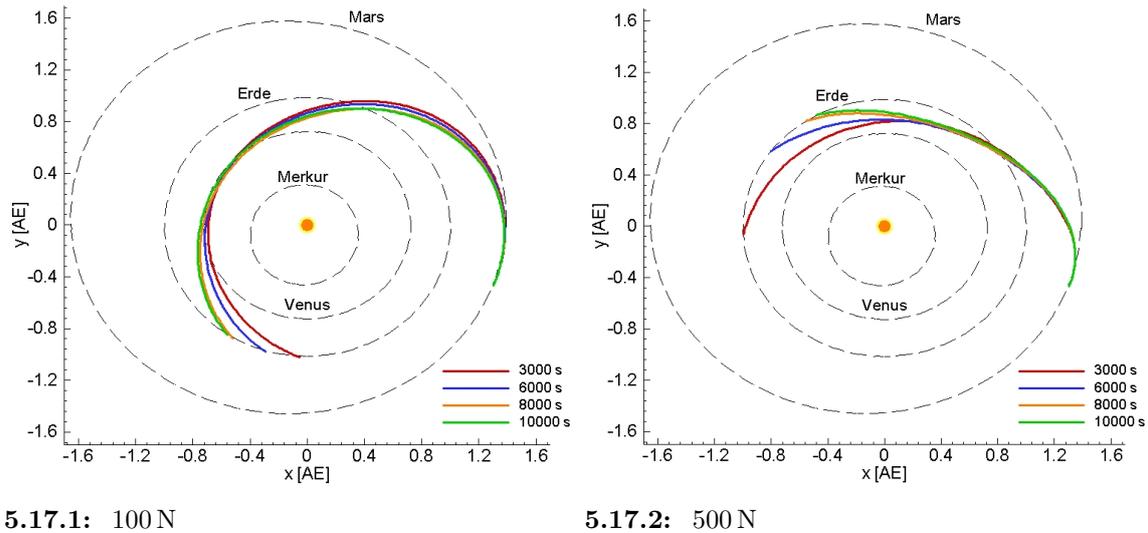


Abbildung 5.17 30 Tage Aufenthalt: Flugbahnen für unterschiedliche spezifische Impulse

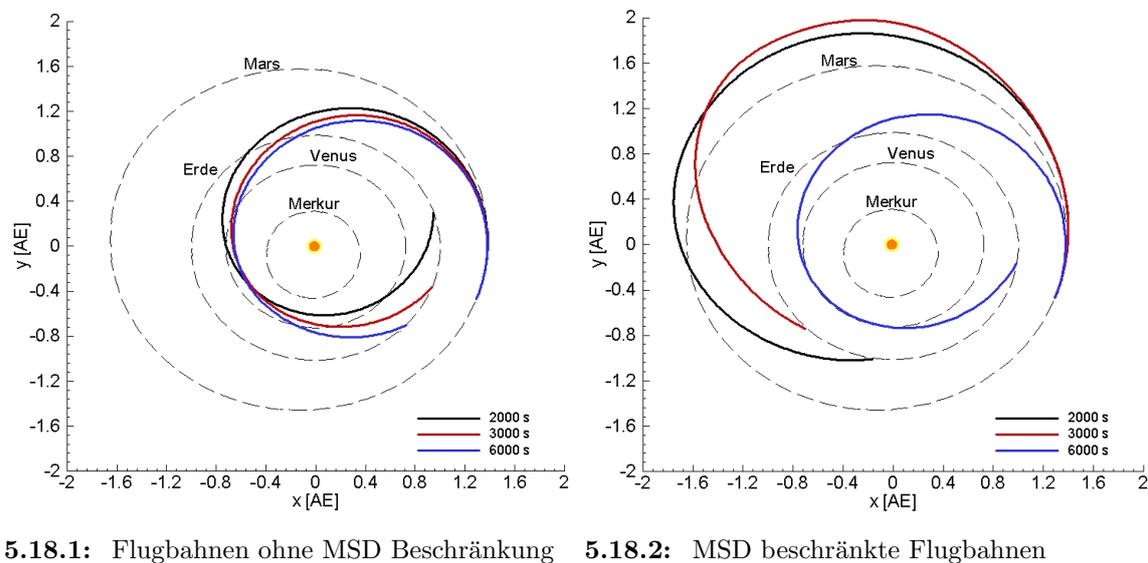
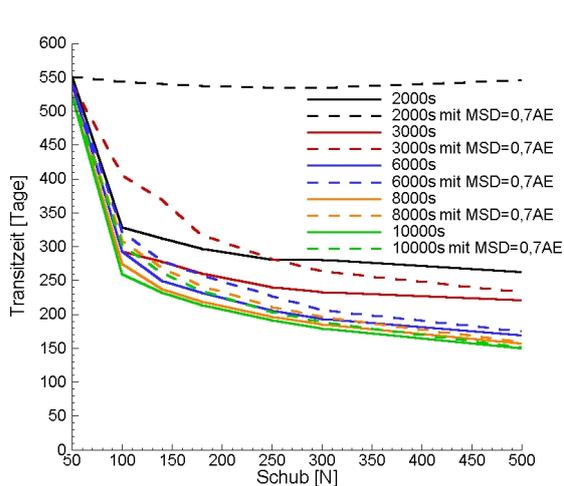


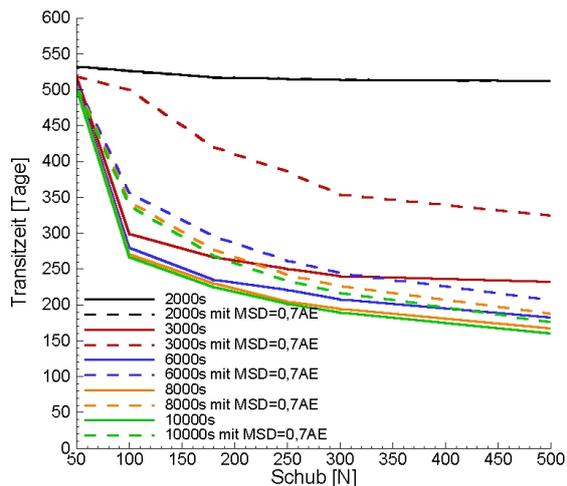
Abbildung 5.18 30 Tage Aufenthalt: Flugbahnen für unterschiedliche spezifische Impuls bei 50 N Schub

der Aufenthalt am Mars¹⁰ wird, desto näher muß das Raumfahrzeug beim Rückflug an der Sonne vorbeifliegen. Für einen Aufenthalt von 60 Tagen und einem Schub von 50 N sind bereits alle Flugbahnen vom Typ C, während für alle anderen Konfigurationen Typ B Bahnen noch immer möglich sind. Für einen 90 Tage Aufenthalt und einen $I_{sp} = 2000$ s sind die MSD limitierten Bahnen für sämtliche Schubniveaus vom Typ C (siehe Abbildung 5.19.1). Bezüglich Flugzeit und Masse für unterschiedliche F_{max} und I_{sp} sind die Trends dieselben wie für einen 30 oder 60 Tage Aufenthalt, allerdings auf einem höheren Grundniveau (längere Flugzeiten und höhere Massen). Für einen Aufenthalt von 120 Tagen steigt die Flugzeit für MSD limitierte Flugbahnen stark gegenüber den unlimitierten an, wie in Abbildung 5.19.2 zu sehen ist. Allerdings haben die unbeschränkten Flugbahnen bereits Sonnendistanzen von weniger als 0,4 AE und fliegen auf etwa Merkurabstand an der Sonne vorbei, wie in Abbildung 5.20 gezeigt ist. Die beschränkten Bahnen haben dagegen eine

¹⁰ bei Kurzaufenthaltsoptionen



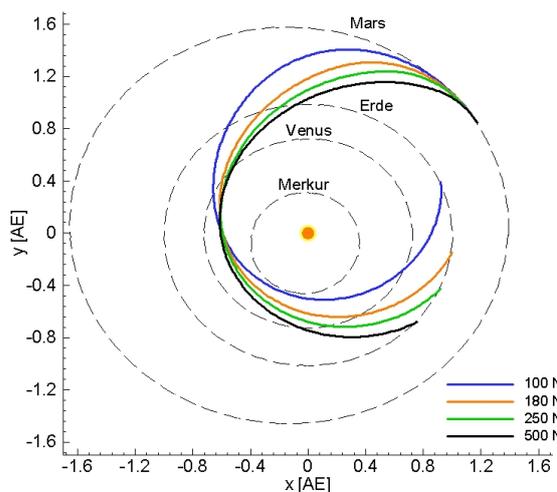
5.19.1: 90 Tage Aufenthalt



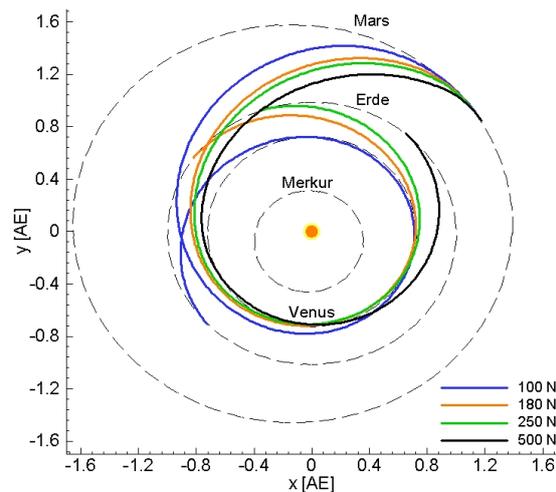
5.19.2: 120 Tage Aufenthalt

Abbildung 5.19 Rückflugzeiten für unterschiedliche Aufenthaltszeiten am Mars für unterschiedliche F_{max} , I_{sp} und MSD

sehr lange Verweildauer innerhalb der Erdbahn. Aufgrund des gewählten Treibstofflimits



5.20.1: Flugbahnen ohne MSD Beschränkung



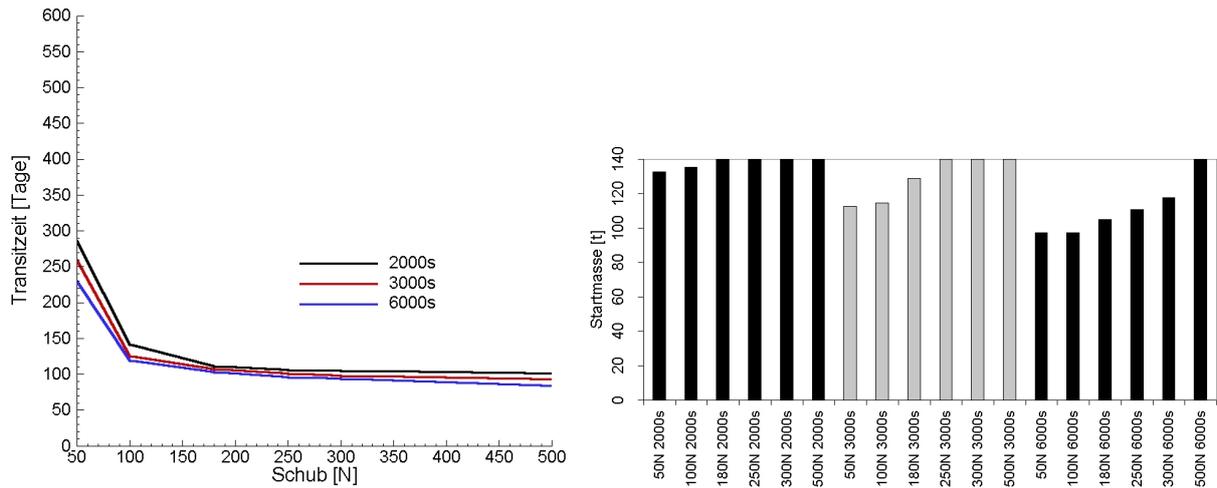
5.20.2: MSD=0,7 AE

Abbildung 5.20 120 Tage Aufenthalt: Rückkehrbahnen für unterschiedliche Schübe und $I_{sp}=3000$ s

von 50 t, sind bei einer Aufenthaltsdauer von 120 Tagen und einem spezifischen Impuls von 2000 s Typ B Bahnen nicht mehr möglich, wie die Flugzeiten in Abbildung 5.19.2 andeuten. Allerdings kann man mit leicht höheren Treibstoffmassen für Schübe zwischen 100 und 500 N Typ B Bahnen mit signifikant niedrigeren Flugzeiten auch für 2000 s erhalten.

Typ A-A Rundreise-Missionen

Der Einfluß unterschiedlicher I_{sp} wurde im Rahmen dieser Arbeit auch für Typ A-A Rundreise-Missionen untersucht. In Abbildung 5.21 sind die erzielbaren Flugzeiten und Raumfahrzeugmassen für eine Typ A Rückkehrbahn in MJD 59034 (Abflugdatum) gezeigt. Der spezifische Impuls wurde hierbei zwischen 2000 und 6000 s variiert. Obwohl höhere I_{sp}



5.21.1: Transitzeiten

5.21.2: Raumfahrzeugmasse

Abbildung 5.21 Typ A Rückkehrbahn: Transitzeit und Raumfahrzeugmasse für unterschiedliche F_{\max} und I_{sp}

die Raumfahrzeugmasse signifikant reduzieren, wie in Abbildung 5.21.2 zu sehen ist, stellt sich für das gewählte Missionsszenario nur ein kleiner Flugzeitgewinn ein (siehe Abbildung 5.21.1). Der Einfluß höherer I_{sp} ist somit weniger signifikant als für Typ B Bahnen.

5.2.6 Zusammenfassung

Die Ergebnisse zeigen, daß die Resultate mit kontinuierlichen elektrischen Antrieben für ein bestimmtes Szenario stark von den gewählten Antriebsparametern abhängen. Das Schubniveau hat einen großen Einfluß auf die erzielbaren Flugzeiten für Typ A und im besonderen für Typ B Bahnen. Höhere Relativgeschwindigkeiten führen ebenfalls zu niedrigeren Flugzeiten. Eine Beschränkung der minimalen Sonnendistanz führt zu einem Ansteigen der Flugzeit und einer Erhöhung der notwendigen Treibstoffmasse. Die Hauptauswirkung einer Erhöhung des spezifischen Impulses ist die Reduktion der Raumfahrzeugmasse, was in nächster Konsequenz ebenfalls zu niedrigen Transitzeiten führt. Die größten Flugzeitgewinne bei Variation des I_{sp} konnten zwischen 2000 und 6000 s erzielt werden. Die Treibstoffmassen liegen für alle untersuchten Antriebsparameter zwischen 10 und 50 t. In bestimmten Fällen kann eine Erhöhung der Treibstoffmasse über 50 t die Flugzeiten reduzieren und die Typ A und Typ B Phasen verlängern. Die Resultate der Rundreise-Missionen sind exemplarisch für zwei unterschiedliche Schubniveaus in den Tabellen J.2 und J.3 im Anhang J zusammengefaßt. Abbildung J.4 zeigt die dazugehörigen Flugbahnen exemplarisch für die Basiskonfiguration (100 N, 3000 s). Ein wichtiger Aspekt, der sich gleich zu Beginn der Untersuchungen zeigte, ist, daß es für ein gewähltes Raumfahrzeugdesign für jede Konstellation und somit zu jedem Zeitpunkt möglich ist, zum Mars bzw. zur Erde zu fliegen. Wie die Tabellen J.2 und J.3 zeigen, vergrößert sich die Transitzeit mit steigendem Aufenthalt (Kurzaufenthalt), die Masse des Rückkehrfahrzeugs ist jedoch gleich. Dies zeigt, daß es sogar bei Kurzaufenthaltsoptionen ermöglicht werden kann¹¹, bei Verzögerungen oder im Falle eines Missionsabbruchs, mit dem im Orbit wartenden Rückkehrfahrzeug zurückzuflogen. Bei Verwendung kontinuierlicher Antriebe kann somit ein hoher Grad an Flexibilität innerhalb einer Mission aber auch innerhalb des „Human Mars Exploration“-Programms

¹¹ Voraussetzung ist hierbei, daß Vorräte und das Lebenserhaltungssystem auf die längere operationelle Dauer angepaßt sind.

erzielt werden. Die Ergebnisse zeigen weiterhin, daß bemannte Missionen zum Mars mit kontinuierlichen elektrischen Antrieben nicht nur möglich sind, sondern daß sich bereits mit eher konservativen Annahmen für die Triebwerksparameter (100 N, 3000 s) schnelle Flugzeiten und moderate Massen erzielen lassen.

5.3 Systematische Untersuchungen für Impulsive Antriebe

Für impulsive Antriebe wurden, wie auch für die kontinuierlichen Antriebe, im Rahmen dieser Arbeit systematische Bahnuntersuchungen für einen Zeitraum von 15 Jahren durchgeführt. Als Einschränkung wurden nur Flugbahnen betrachtet, die ein propulsives Manöver zum Einschub in eine dann antriebslose ballistische Bahn verwenden. Ein zweites Manöver am Ziel kann notwendig werden, um die Relativgeschwindigkeit an das Limit für sichere Aeromanöver anzupassen. Zu Vergleichszwecken wurden die Antriebserfordernisse so gewählt, daß sich Flugbahnen mit im Vergleich zu kontinuierlichen Antrieben ähnlichen Flugzeiten ergeben (siehe hierzu Abbildung J.7 in Anhang J). Für die Raumfahrzeuge wurden die gleichen Relativgeschwindigkeiten und ein $MSD=0,7$ AE verwendet. In den Abbildungen 5.22.1 und 5.22.2 sind die notwendigen Antriebserfordernisse für Hin- und Rückflug gezeigt, die mit Hilfe des Programm InTrance bzw. analytisch berechnet wurden. Als Obergrenze für den Einschub wurde ein $C_3 = 100 \text{ km}^2/\text{s}^2$ verwendet. Es wurden die gleichen Startorbits an Erde und Mars verwendet: 400 km Kreisorbit mit einer Inklination von 23 Grad bezüglich eines geozentrischen Äquatorsystems und ein 24 h Orbit mit einem 250 km Perizentrum und einer Inklination von 25 Grad bezüglich eines areozentrischen Äquatorsystems. Die Ergebnisse zeigen ein periodisches Verhalten der Flugzeiten mit derselben Phaseneinteilung¹² wie für die kontinuierlichen Antriebe. Die Phasengrenzen sind in den Abbildungen 5.22.1 und 5.22.2 durch die schwarzen Striche markiert. Es zeigt sich, daß vor allem für Typ B Bahnen zeitweise ein zweites propulsives Manöver am Zielkörper notwendig wird. Aufgrund der Beschränkung der maximalen hyperbolischen Überschubenergie konnten bei Hinflugbahnen nicht für alle Konstellationen Flugbahnen gefunden werden. Während Typ A Phasen ist der notwendige Antriebsbedarf relativ niedrig und liegt zwischen 3,5 und 5 km/s für Hin- und zwischen 1 und 3 km/s für den Rückflug. Während Typ B Phasen ergeben sich sehr hohe Werte, die zwischen 5 und 12 km/s für den Hin- und zwischen 5 und 14 km/s für den Rückflug liegen. Diese hohen Antriebserfordernisse sind hauptsächlich bedingt durch die hohen Antriebserfordernisse zur Abbremsung am Ziel. Zur Massenberechnung wurden die folgenden einfachen Modelle verwendet:

- LOX/LH₂ System: $m_{AS} = 6 \text{ t}$, $I_{sp} = 460 \text{ s}$ und $k=0,04$, basierend auf dem SSME¹³-Triebwerk [91]
- LOX/CH₄ System: $m_{AS} = 6 \text{ t}$, $I_{sp} = 386 \text{ s}$ und $k=0,04$, basierend auf Daten von [50] und [87]
- Nuklear-thermisches System mit H₂: $m_{AS} = 10 \text{ t}$, $I_{sp} = 800 \text{ s}$ und $k=0,2$, basierend auf Daten von NERVA [50]

Die resultierenden Treibstoffmassen für die drei Modelle sind in Abbildung 5.23 für Rückkehrbahnen gezeigt und mit der Basiskonfiguration (100 N, 3000 s) verglichen. Der not-

¹² A-C-B-A-C-B-A... für Hin- und A-B-C-A-B-C-A... für den Rückflug

¹³ Space Shuttle Main Engine

wendige Antriebsbedarf für Typ B Rückkehrbahnen (vor allem bei chemischen Antrieben aber auch für nuklear-thermische Antrieb) ist zeitweise so hoch, daß man schlußfolgern muß, daß Typ A-B Rundreise-Missionen mit impulsiven Antrieben praktisch unmöglich sind. Die Ergebnisse zeigen aber auch ein ganz wesentliches Problem impulsiver Antriebe: Während sich die Antriebserfordernisse für Typ A Bahnen bei gleichen relativen Winkelpositionen über den betrachteten Zeitraum kaum verändern, kommt es bei Typ B Bahnen zu großen Schwankungen im Antriebsbedarf. Aufgrund der nahezu gleichen Antriebserfordernisse bei Typ A-A Rundreise-Missionen für die einzelnen Perioden kann ein Programm-Prinzip auf Programmebene¹⁴ ohne Probleme angewendet werden. Wegen der starken Schwankungen des erforderlichen Antriebsbedarfs für Typ B Rückkehrbahnen wird bei Typ A-B Rundreise-Missionen für jede einzelne Mission innerhalb des „Human Mars Exploration“-Programms ein anderes Design für das Rückkehrfahrzeug notwendig, und somit auch für den ERV-Transporter, der dieses Fahrzeug zum Mars transportiert. Bei Verwendung von impulsiven Antrieben kann ein Programm-Prinzip für Typ A-B Rundreise-Missionen auf Programmebene daher nicht angewendet werden. Dieser Aspekt wurde bereits in [78] erwähnt und erklärt, warum in der Literatur behandelte Konzepte, die impulsive Antriebe verwenden, eine Typ A-A Rundreise-Mission gewählt haben. Selbst bei Verzicht eines Programm-Prinzips können Typ A-B Rundreise-Missionen mit impulsiven Antrieben im Falle von Verzögerungen (Missionsstart 2 Jahre später) unmöglich werden, da die gewählten Raumfahrzeugdesigns unter Umständen nicht mehr verwendet werden können. Für impulsive Antriebe verbleibt somit nur ein Szenario einer Rundreise-Mission; eine Typ A-A Rundreise-Mission. Bei einer solchen Mission erzielt man zwar kurze Transitzeiten und moderate Massen, gleichzeitig muß aber eine lange Missionsdauer in Kauf genommen werden. Die Verwendung eines Programm-Prinzips auf Programm- und Einzelmissionsebene ist zwar möglich, wie die NASA DRM zeigt, man hat aber kaum Flexibilität und praktisch keine Abbruchoptionen. Dies ist bedingt durch die Tatsache, daß sich bei Missionsabbrüchen der Flugbahntyp von Typ A zu Typ B ändert, was mit einem erheblichen Anstieg des Antriebsbedarfs verbunden ist. Da die Raumfahrzeuge bei einer Typ A-A Rundreise-Mission unter Verwendung von impulsiven Antrieben nur für Typ A Bahnen ausgelegt sind, ist daher nicht genügend Treibstoff vorhanden, diese in eine Typ B Bahn einzuschießen. Mit kontinuierlichen Antrieben lassen sich für Typ A-A Rundreise-Missionen im Vergleich zu impulsiven Antrieben ähnliche Flugzeiten und Massen erzielen. Man ist aber vergleichsweise flexibler in der Mission und kann auch auf Verzögerungen und Missionsabbrüche reagieren, da man durch in Kaufnahme längerer Flugzeiten den Antriebsbedarf limitieren kann und es somit möglich wird, mit einem Design eines Raumfahrzeugs zu jedem Zeitpunkt zum Mars bzw. zurück zur Erde fliegen zu können. Daher stellen kontinuierliche Antriebe auch für Typ A-A Rundreise-Missionen eine interessante Alternative dar.

¹⁴ gleiche Raumfahrzeugdesigns für die Einzelmissionen

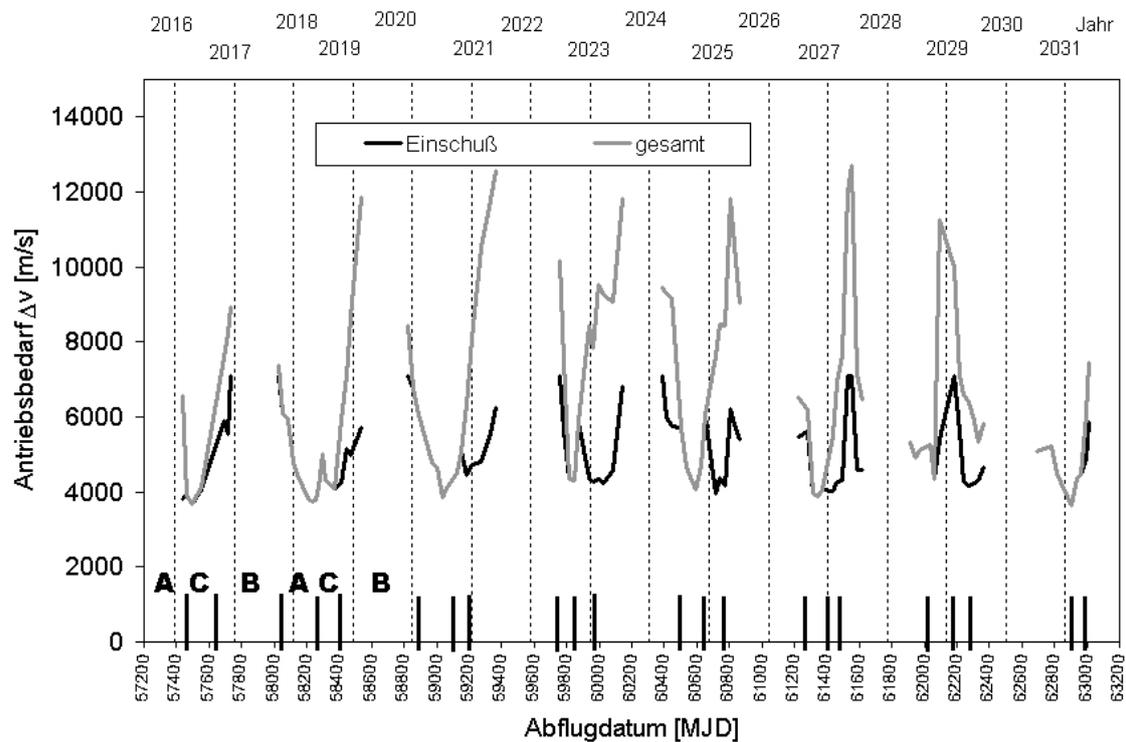
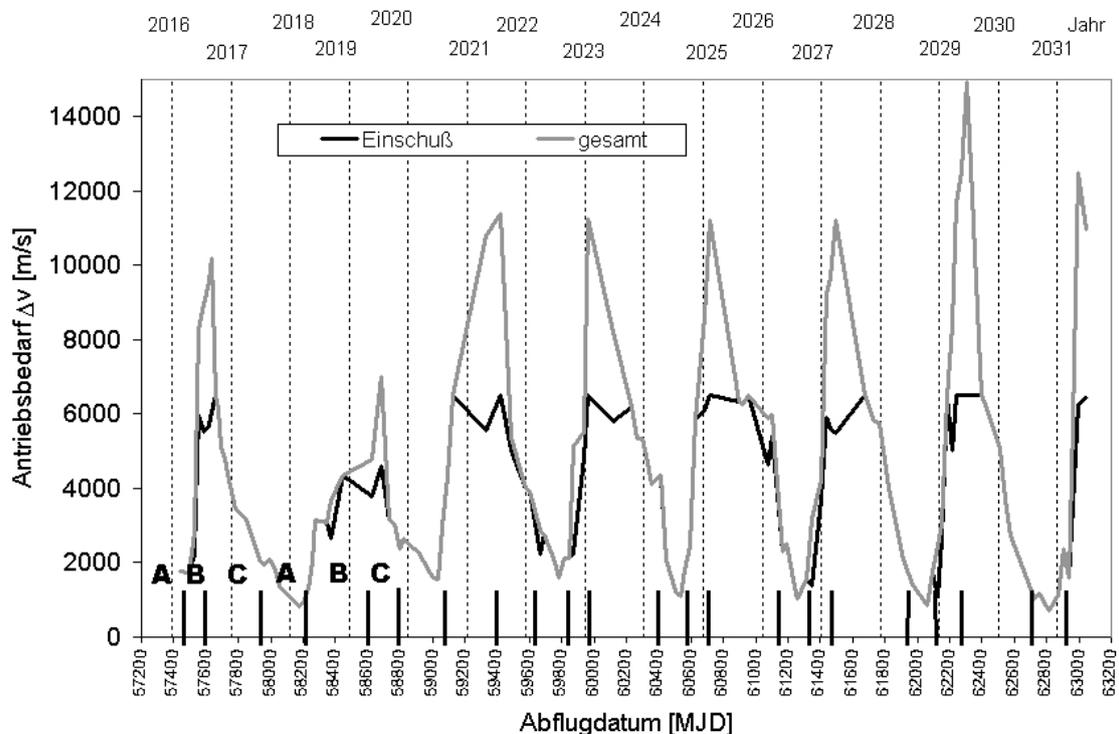
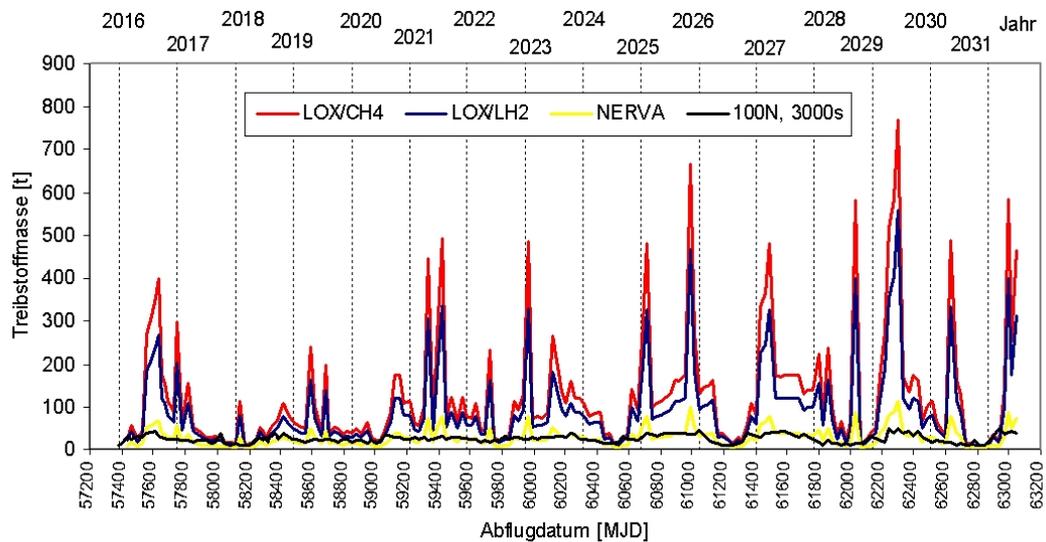
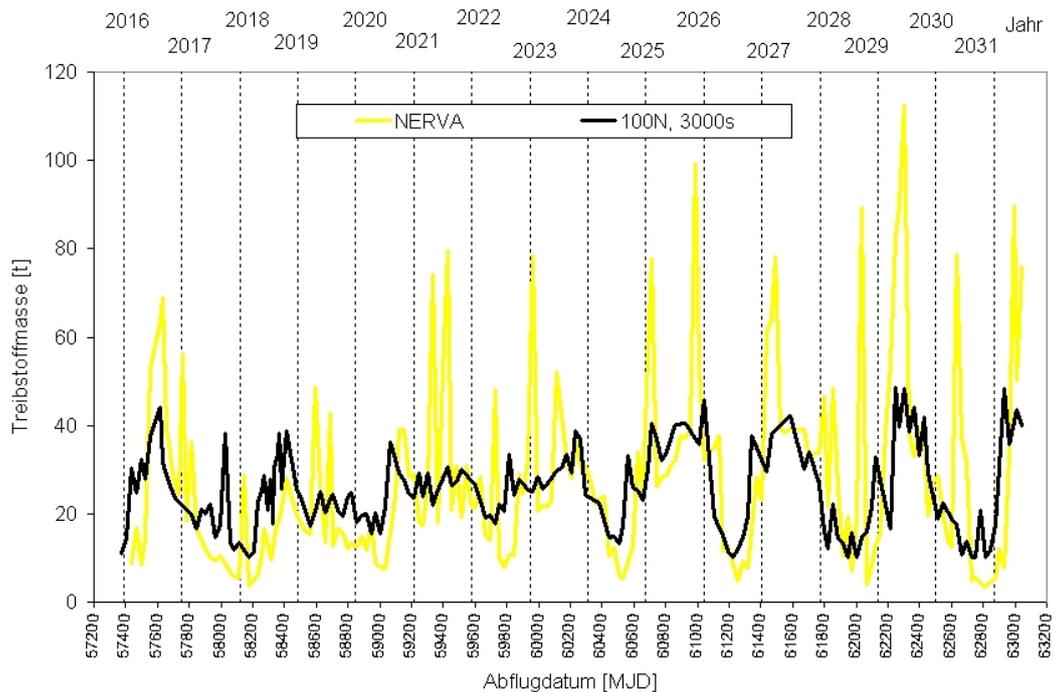
5.22.1: Hinflugbahnen mit $v_\infty = 6$ km/s am Mars5.22.2: Rückflugbahnen mit $v_\infty = 8$ km/s an der Erde

Abbildung 5.22 Antriebserfordernisse von ballistischen Flugbahnen unterschiedliche für unterschiedliche Startdaten



5.23.1:



5.23.2:

Abbildung 5.23 Treibstoffmassen für Rückkehrbahnen für Impulsive Antriebe im Vergleich mit einem 100 N, 3000 s kontinuierlichen elektrischen Systems

6 Detaillierte Raumfahrzeuguntersuchungen und Missionskonzept

Dieses Kapitel faßt die Ergebnisse der detaillierten Missions- und Raumfahrzeuganalyse zusammen. Es werden die Ergebnisse der im Rahmen dieser Arbeit durchgeführten Subsystemanalyse präsentiert. Mit den aus dieser Analyse resultierenden Komponentenmodellen wurden detaillierte Raumfahrzeugdesigns erstellt, welche in eine detaillierte Bahnoptimierung eingehen. Es werden die Ergebnisse der Bahnoptimierung für die verschiedenen Raumfahrzeuge innerhalb einer Mission aufgezeigt, und das Kapitel endet mit einem Gesamtmissions-Konzeptvorschlag für bemannte Marsmissionen unter Verwendung von kontinuierlichen elektrischen Antrieben.

6.1 Lebenserhaltungssystem und Habitatdesign

Die Masse des Lebenserhaltungssystems bzw. des Habitats hängt von der Besatzungsgröße und der operationellen Dauer ab. Um unterschiedliche Designs für Hin- und Rückflug zu vermeiden (Programm-Prinzip), diente für die Auslegung der Rückflug als Designgrundlage, da dieser bei Typ A-B Rundreise-Missionen der längere interplanetare Flugteil darstellt. Als mittlere operationelle Dauer bzw. t_{Mission} wurde ein Wert von 350 Tagen angenommen.

6.1.1 Lebenserhaltungssystem

Für das Lebenserhaltungssystem wurden unterschiedliche Designs untersucht:

- Option 1: offener Wasser- und Luftkreislauf unter Verwendung von 2-Bett-Molekularsieben zur CO_2 Filterung
- Option 2: Multifiltration, VCD für Urinvorbehandlung, offener Luftkreislauf mit LiOH-Kartuschen für CO_2 Filterung
- Option 3: Multifiltration, VCD für Urinvorbehandlung, 2-Bett-Molekular-Sieben zur CO_2 Filterung, Sabatier Reaktor, Wasserelektrolyse und Methanpyrolyse zur CO_2 Reduktion

Die im Rahmen dieser Arbeit untersuchten Konzepte sind in Anhang E.4 detailliert beschrieben. Die Massen, Volumen- und Leistungserfordernisse sind in Tabelle 6.1 am Beispiel einer operationellen Dauer von 350 Tagen und einer Crewgröße von 6 Personen zusammengestellt. Option 1, der offene Kreislauf, führt zu sehr hohen und nicht akzeptablen Massen. Eine Schließung des Wasserkreislaufes wie in Option 2 kann die Masse des Lebenserhaltungssystems signifikant reduzieren. Obwohl in Option 2 für die CO_2 Filterung ein deutlich schwereres System als in Option 1 verwendet wurde (LiOH anstatt 2-Bett-Molekular-Sieben), beträgt die Masseneinsparung insgesamt 68%. Für Option 2 werden 223 W mehr Leistung benötigt. Bei einer angenommenen massenspezifischen Leistung des Energieversorgungssystems von 100 W/kg wäre dessen Masse für Option 2 um nur zusätzliche 22,3 kg größer als für Option 1. Bei Verwendung des gleichen Systems für CO_2 Filterung

	Option 1			Option 2			Option 3		
	Masse [kg]	Volumen [m ³]	Leistung [W]	Masse [kg]	Volumen [m ³]	Leistung [W]	Masse [kg]	Volumen [m ³]	Leistung [W]
Wasserkreislauf									
H ₂ O Tanks (gesamt)	24260,19	23,91	-	315,07	0,31	-	667,51	0,66	-
Wasserrückgewinnung	-	-	-	1688,69	7,97	391,00	1688,69	7,97	391,00
Notwassertank	-	-	-	315,07	0,31	-	-	-	-
gesamt	24260,19	23,91	0,00	2318,83	8,59	391,00	2357,00	8,62	391,00
Luftkreislauf									
O ₂ Tanks (gesamt)	1970,57	1,74	-	1970,57	1,74	-	240,91	0,21	-
CO ₂ Filterung	192,40	1,04	460,00	3006,82	6,88	-	192,40	1,04	460,00
CO ₂ Reduktion	-	-	-	-	-	-	724,80	2,57	2280,00
zusätzliche Tanks (N ₂ und H ₂)	106,47	0,13	-	106,47	0,13	-	345,03	13,16	-
gesamt	2269,44	2,91	460,00	5083,50	8,75	0,00	1503,15	16,98	2740,00
Luftüberwachung	502,52	2,53	1328,20	502,52	2,53	1328,20	502,52	2,53	1328,20
Schadstoffilterung	327,40	1,13	250,00	327,40	1,13	250,00	327,40	1,13	250,00
THC^a	163,32	0,34	467,00	163,32	0,34	467,00	163,32	0,34	467,00
Wasserüberwachung	122,10	0,16	80,00	351,70	0,74	372,00	351,70	0,74	372,00
FDS^b	99,00	4,09	300,02	99,00	4,09	300,02	99,00	4,09	300,02
total^c	27744	35	2885	8846	26	3108	5303	34	5848

^a Temperatur- und Feuchtigkeitskontrolle

^b Feuerdetektion und -bekämpfung

^c Werte gerundet

Tabelle 6.1 Vergleich verschiedener Konzepte für das Lebenserhaltungssystem exemplarisch für 6 Personen und Auslegung von 350 Tagen operationeller Dauer

wie in Option 1¹ – Option 2a – ist eine Masseneinsparung von 77% möglich. Durch die Schließung von Wasser- und Luftkreislauf, wie in Option 3, ergeben sich die niedrigsten Systemmassen. Die notwendige Leistung ist am höchsten. Im Vergleich zur Option 2 werden zusätzlich 2740 W notwendig. Das notwendige Volumen für Option 3 ist größer als für Option 2 aufgrund der Tatsache, daß für die Prozesse zur CO₂ Reduktion Zwischentanks vorgesehen sind. Unter Einbeziehung der daraus resultierenden zusätzlichen Massen für das Energieversorgungssystem (≈ 274 kg) und für das Habitat (≈ 147 kg für ein fortschrittliches starres Hüllkonzept [31])² ist gegenüber der Option 2 noch immer eine Masseneinsparung von 35% erzielbar. Im Vergleich zur Option 2a können mit der Option 3 noch ca. 4,5% an Masse eingespart werden. In der Massenbilanz stellt Option 3 für das betrachtete Beispiel (6 Personen, 350 Tage) die beste Lösung dar. Daher wurde im Rahmen dieser Arbeit als Konzept für das Lebenserhaltungssystem die Option 3 ausgewählt. Für dieses Konzept zeigen die Tabellen E.7.1 und E.7.2 im Anhang E die Abhängigkeiten von Systemmasse, Volumen und Leistungserfordernissen für unterschiedliche Crewgrößen und operationelle Dauern.

¹ Wasserkreislauf von Option 3 und Luftkreislauf von Option 1

² Die Habitatmasse berechnet sich aus dem Habitatvolumen V_{Hab} . Bei steigendem Volumen des Lebenserhaltungssystems steigt auch V_{Hab} und somit die Masse des Habitats.

6.1.2 Habitat

Für eine Besatzung von 6 Personen und bei einer operationellen Dauer von 350 Tagen zeigt Tabelle 6.2 eine Massenaufzählung der Habitatinnenausstattung, die sich aus den Rechnungen mit SAFIR ergeben unter Verwendung der im Rahmen dieser Arbeit erstellten Modelle, die in Anhang F beschrieben sind. Bedingt durch die Tatsache, daß das freie

	Masse [kg]	Volumen[m ³]	Leistung [W]
Waschraum & Toilette	700	3	120
Küche	300	1,6	550
medizinische Versorgung	1475	2,25	1700
Hygieneartikel	420	0,84	0
Labor	1400	3	300
Kommunikation/Fahrzeugüberwachung	1400	3	2600
Arbeit & Training	500	2,5	200
Nahrung	1478	2,96	0
Kleidung	630	1,26	0
Raumanzüge	2176		0
Marsanzüge/Proben	1872	10,4 ^a	0
Luftschleuse	3000	10	400
Privatkabinen	600	18	360
gesamt	15951	58,81	6230

^a Volumen für Raumanzüge und Marsanzüge/Proben

Tabelle 6.2 Masse, Volumen- und Leistungserfordernisse der Habitatinnenausstattung für 6 Personen und 350 Tagen operationeller Dauer

Volumen stark von der Crewgröße und der operationellen Dauer abhängt, verändert sich die Masse des Habitats auch stark mit diesen Größen. Für 350 Tage und einer Besatzungsgröße von 6 Personen ergibt sich aus Gleichung (3.4) ein notwendiges freies Volumen von $V_{\text{frei}} = 411,15 \text{ m}^3$. Unter Verwendung von Option 3 als Konzept für das Lebenserhaltungssystem resultiert daraus ein gesamtes zu bedrückendes Volumen von $V_{\text{Hab}} = 504,38 \text{ m}^3$. Bei einem maximalen Durchmesser von 6 m ergibt sich eine Habitatlänge von 17,84 m. Die resultierenden Habitathüllenmassen sind in Tabelle 6.3 zusammengefaßt. Aufblasbare

	Starr/Iss	Starr/Fortschrittlich [31]	Aufblasbar
$m_{\text{Hab,Struk}}$ [kg]	33417	9348	1173

Tabelle 6.3 Habitathüllenmassen für ein bedrücktes Volumen von $510,26 \text{ m}^3$

Konzepte führen zu den kleinsten Hüllenmassen, haben aber den niedrigsten technologischen Entwicklungsstand. Starre Strukturen basierend auf ISS-Technologie resultieren in sehr hohen Massen. Daher wurde im Rahmen dieser Arbeit das fortschrittliche starre Konzept aus [31] als Habitathüllendesign verwendet. Für dieses Konzept unter Verwendung von Option 3 als Konzept für das Lebenserhaltungssystem zeigen die Tabellen F.5.1 und F.5.2 im Anhang F die Abhängigkeiten der Systemmasse, des Volumen und der Leistungserfordernisse von der Crewgröße und der operationellen Dauer. Für eine Crewgröße von 6 Personen und bei einer operationellen Dauer von 350 Tagen ergibt sich die Gesamtmasse des Habitats ohne Lebenserhaltungssystem zu $m_{\text{Hab}} = 25,3 \text{ t}$. Bei Rückflughabitaten werden keine Marsanzüge notwendig. Dafür muß Stauraum für eventuelle Probenmitnahmen zur Verfügung gestellt werden. Es wurde angenommen, daß diese in Masse und Volumen

mit den Marsanzügen identisch sind. Daher ergeben sich im Rahmen dieser Arbeit in Masse und Volumen gleiche Hin- und Rückflughabitate.

6.2 Antrieb und Energieversorgung

6.2.1 Antriebssystem

Im fünften Kapitel wurden mit Hilfe systematischer Bahnuntersuchungen die notwendigen Antriebsparameter für ein einfaches Raumfahrzeugmodell abgeschätzt. Für die verschiedenen im Rahmen dieser Arbeit untersuchten elektrischen Triebwerke können diese Parameter zu unterschiedlichen Designs des Antriebssystems und zu anderen Anforderungen an das Energieversorgungssystem führen, wie die Tabellen 6.4, 6.5 und 6.6 zeigen.

TW	$n_{\text{TW,total}}$	m_{TW} [kg]	m_{Platte} [kg]	m_{AS} [kg]	A_{Platte} [m ²]
H ₂ -TLT	36	591,23	6,45	597,68	0,23
H ₂ -EF-MPD-TW	5	876,75	3,20	879,94	0,11
Ar-EF-MPD-TW	4	624,25	5,16	629,41	0,18
214kW LiLFA	30	638,91	49,13	688,04	1,72
HCPA-TW	15	1499,83	42,32	1542,15	1,48
Xe-NASA457M	46	672,26	614,62	1286,89	21,56

Tabelle 6.4 Anzahl der Triebwerke (TW), Massen und Dimensionen für unterschiedliche Antriebsmodelle bei 100 N

TW	100 N		300N		500N	
	m_{AS} [kg]	A_{Platte} [m ²]	m_{AS} [kg]	A_{Platte} [m ²]	m_{AS} [kg]	A_{Platte} [m ²]
H ₂ -TLT	597,68	0,23	1776,43	0,67	2971,78	1,12
H ₂ -EF-MPD-TW	879,94	0,11	2639,83	0,34	4223,73	0,54
Ar-EF-MPD-TW	629,41	0,18	1416,16	0,41	2360,27	0,68
214kW LiLFA	688,04	1,72	2018,25	5,06	3371,40	8,44
HCPA	1542,15	1,48	4318,01	4,16	7196,68	6,93
Xe-NASA457M	1286,89	21,56	3804,71	63,74	6350,51	106,38

Tabelle 6.5 Massen und Abmaße für unterschiedliche Antriebsmodelle und Schubniveaus

TW	100N		300N		500N	
	$n_{\text{TW,op}}$	P_e [MW]	$n_{\text{TW,op}}$	P_e [MW]	$n_{\text{TW,op}}$	P_e [MW]
H ₂ -TLT	27	4,43	80	13,14	134	22,01
H ₂ -EF-MPD-TW	3	5,26	9	15,78	14	24,55
Ar-EF-MPD-TW	2	3,12	5	7,80	9	14,05
214kW LiLFA	22	4,69	66	14,06	110	23,43
HCPA-TW	9	4,50	25	12,50	42	21,00
Xe-NASA457M	34	2,48	102	7,45	170	12,42

Tabelle 6.6 Triebwerksanzahl und Leistungserfordernisse für unterschiedliche Antriebsmodelle und Schubniveaus

Mit kleineren Schubdichten steigt die Anzahl der notwendigen Triebwerke und somit die Masse m_{Platte} und Größe A_{Platte} der Antriebsplatte. Obwohl das Xe-NASA457M Hallionen-Triebwerksmodell für 100 N bereits zu einem Antriebsplattenquerschnitt von mehr als 21 m²

führt, überschreitet der Durchmesser der Platte (ca. 5 m) noch nicht das Nutzlastverkleidungslimit des im Rahmen dieser Arbeit gewählten Schwerlaststartraketenkonzepts von 8 m. Mit steigendem Schub steigt die Anzahl der notwendigen Triebwerke und somit die Masse des Antriebssystems und die Abmaße der Antriebsplatte. Während für alle anderen Triebwerke für 500 N die Antriebsplatte noch relativ klein ist, ist der Durchmesser für das Xe-NASA457M-Modell bereits mehr als 10 m. Dieses Antriebssystem ist nicht mehr als Einzelbauteil von der Erde startbar sondern muß im Erdorbit zusammengebaut werden, was dieses noch komplexer macht. Für eine Bewertung der unterschiedlichen Antriebssysteme müssen alle Abhängigkeiten wie z.B. die Treibstofftanks und die Masse der Energieversorgungsanlage in den Untersuchungen miteinbezogen werden. Dies ist ein iterativer Prozess zwischen den Bahnrechnungen mit den Programmen GESOP-SNOPT bzw. POSKA und den Subsystemberechnungen mit dem Programm SAFIR und wird in dem Abschnitt 6.5 und den nachfolgenden behandelt.

6.2.2 Energieversorgungssystem

Bezüglich des Designs der Energieversorgungsanlage wurden im Rahmen dieser Arbeit vier unterschiedliche Konzepte untersucht.

- Nuklear-dynamische Wandlung mit Stirlingmaschinen
- Nuklear-dynamische Wandlung mit Braytonmaschinen
- Photovoltaische Wandlung Stretched-Lens-Array/Square Rigger (SLA) Solarpaneelen
- Photovoltaische Wandlung mit Dünnschicht Solarpaneelen

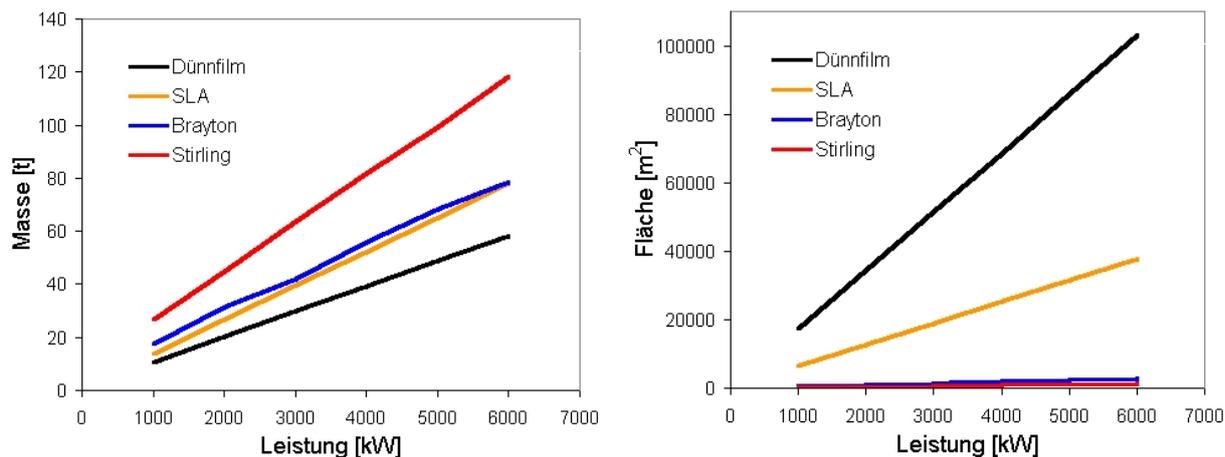
Die untersuchten Konzepte sind in Anhang G.6 detailliert beschrieben. Massen und Abmaße für die unterschiedlichen Konzepte sind in Tabelle 6.7 exemplarisch für eine Leistung von 5 MW zusammengestellt. In den Abbildungen 6.1.1 und 6.1.2 sind die Massen und Abmaße³ in Abhängigkeit von der Leistung aufgetragen. Aus Tabelle 6.7 wird deutlich,

Masse [kg]	Stirling	Brayton	SLA	Dünnschicht
Konverter	22760	22760	39629	39629
Wandler	66239	21046	22257	6003
Quelle	3434	3799	0	0
Speicher	1044	1044	1044	1044
Radiator 1 (Wandler)	3872	17411	0	0
Radiator 2 (Konverter)	2196	2196	2215	2215
gesamt	99545	68256	65145	48891
$A_{\text{Wandler}} [\text{m}^2]$	0	0	31444	85743
$A_{\text{Radiator}} [\text{m}^2]$	1114	2416	148	148

Tabelle 6.7 Komponentenmassen und Dimensionen für unterschiedliche Konzepte des Energieversorgungssystems für 5 MW

daß der Konverter einen großen Einfluß auf die Systemmasse hat, und daß er für photovoltaische Systeme typischerweise eine im Vergleich zu dynamischer Wandlung höhere Masse

³ Größe der Radiatoren für dynamische Wandler und Größe der Wandler plus Radiatoren für photovoltaische Wandler



6.1.1: EVS Massen

6.1.2: Wandler/Radiator Dimensionen

Abbildung 6.1 Massen und Abmaße für unterschiedliche Leistungen und Energieversorgungssysteme

aufweist, wie bereits in [61] und [62] gezeigt wurde. Für Brayton und Stirling Wandler werden 15 bzw. 16 Wandlereinheiten notwendig. Aufgrund des höheren Wirkungsgrades haben Stirling Wandler im Vergleich zu Brayton kleinere Radiatoren und benötigen einen kleineren Nuklearreaktor. Sie haben aber den Nachteil, daß deren massenspezifische Leistung mit steigender Leistung steigt [22]. Für das untersuchte Stirlingmodell ist daher letztlich die Wandlermasse und somit die Gesamtmasse über dem in Abbildung 6.1.1 betrachteten Leistungsbereich von 1 bis 6 MW am größten. Mit fortschrittlichen photovoltaischen Systemen ist die Wandlermasse und die Gesamtmasse vergleichbar (SLA) bzw. niedriger (Dünnfilm) als für ein Brayton System. Die Abmaße der Paneele für 5 MW erreichen 177×177 m, für Stretched-Lens-Array Paneele und sogar 292×292 m für Dünnfilm Solarpaneele. Aufgrund dieser Ergebnisse wurden Stirling der hohen Masse und Dünnfilm Solarpaneele der großen Abmaße wegen in den folgenden Untersuchungen nicht weiter berücksichtigt. Da Schübe von mehr als 100 N zu einem erheblichen Ansteigen der Leistung (siehe Tabelle 6.6) und somit zu einem starken Ansteigen der Masse des Energieversorgungssystems führen, wurden im folgenden nur Antriebssysteme mit einem Gesamtschub von $F_{\max} \approx 100$ N weiter betrachtet. Für die unterschiedlichen im Rahmen dieser Arbeit erstellten Antriebsmodelle liegt, wie Tabelle 6.6 zeigt, für 100 N die Leistung zwischen 2,48 und 5,26 MW. In diesem Leistungsbereich haben Brayton und Stretched-Lens-Array Wandler vergleichbare Massen. Die Untersuchungen haben ergeben, daß bei ca. 8 MW ein Brayton System massenmäßig günstiger wird, wie Abbildung G.13 in Anhang G zeigt. Für diese beiden Systeme im betrachteten Leistungsbereich (2-6 MW) müssen weitere Untersuchungen klären, welches System zu bevorzugen ist, unter Einbeziehung der folgenden Aspekte:

- Energieversorgung während planetarer Schattenphasen
- zukünftige Masseneinsparungen (erzielbare Wirkungsgrade, Massenreduktion beim Konverter)
- Politische bzw. öffentliche Akzeptanz
- Entfalten und Zusammenbau großer Strukturen⁴
- Steuerbarkeit und Lageregelung des Raumfahrzeugs

⁴ Dies betrifft nicht nur photovoltaische sondern auch dynamische Wandler, aufgrund notwendiger Separationsausleger für den Reaktor.

- Entsorgung
- Energieversorgung während antriebsloser Phasen⁵
- Wiederverwendbarkeit

Die Energieversorgung während planetarer Schattenphasen bei photovoltaischen Systemen wird in nachfolgenden Abschnitten in diesem Kapitel behandelt. Die übrigen Aspekte wurden im Rahmen dieser Arbeit nicht weiter untersucht. Für heliozentrische und planetozentrische Untersuchungen wurden die Brayton und Stretched-Lens-Array Wandler für die Analyse verwendet und verglichen. Für einen nominellen Schub von 100 N⁶ zeigt Tabelle 6.8 die Massen des Energieversorgungssystems für die unterschiedlichen im Rahmen dieser Arbeit erstellten Antriebsmodelle.

TW	F_{\max} [N]	EVS Masse [kg]		EVS Abmaße [m ²]	
		SLA	Brayton	SLA	Brayton
H ₂ -TLT	101,25	57908	60005	28025	2097
H ₂ EF-MPD	111	68470	69550	33231	2424
Ar-EF-MPD-TW	120,4	41119	44698	19751	1531
214kW LiLFA	100,1	61118	64552	29607	2329
HCPA-TW	108	58737	60329	28433	2099
Xe-NASA457M	100,3	32973	36021	15736	1208

Tabelle 6.8 Massen und Abmaße des Energieversorgungssystems (EVS) für unterschiedliche Antriebsmodelle bei 100 N

6.3 Missionsdesign

Das den detaillierten Untersuchungen zugrundeliegende Missionsszenario ist das in Anhang A.2 beschriebene Basisszenario. Es verwendet 4 Transferraumfahrzeuge (+ Ersatzfahrzeuge) pro Einzelmission. Bei der Verwendung kontinuierlicher elektrischer Antriebe teilt sich der Hinflug zum Mars in zwei Phasen auf: in die Spiralphase an der Erde und die heliozentrische Transitphase. Weiterhin wird das Rückkehrfahrzeug nicht als eigenständiges Fahrzeug ausgelegt, sondern verwendet das Antriebs- und Energieversorgungssystem des ERV-Transporters. Die Besatzung besteht aus 6 Personen. Um das Programm-Prinzip auf Einzelmissionsebene anwenden zu können, wurde vorgesehen, daß jedes Transferraumfahrzeug das gleiche Antriebssystem und somit auch das gleiche Energieversorgungssystem verwendet. Als Antriebssystem wird ein Triebwerkscluster verwendet, der ca. 100 N an Schub zur Verfügung stellt. Die resultierenden Gesamttraumfahrzeugdesigns für die unterschiedlichen Raumfahrzeuge sind in Anhang I.4 detailliert beschrieben. Die folgenden Untersuchungen gelten für ein Design des Hinflugfahrzeugs ohne Abbruchoption während des Hinflugs. Missionsabbruch während des Hinflugs wird im Abschnitt 6.8 behandelt. Das bemannte Hinflugfahrzeug und der Basislagertransporter führen Aeromanöver am Mars bei einer maximalen Relativgeschwindigkeit von $v_{\infty}=6$ km/s durch. Das Rückkehrfahrzeug verwendet ein Aeromanöver an der Erde mit $v_{\infty}=9,5$ km/s zur direkten Landung der Crew

⁵ Solarpaneele können zum Teil von der Sonne weggedreht werden, Nuklearreaktoren müssen unter Umständen gedrosselt bzw. ganz heruntergefahren werden, oder es muß mehr bis hin zur kompletten Prozeßwärme abgestrahlt werden, was zu einem Massenanstieg führt.

⁶ Die leicht unterschiedlichen Schübe der unterschiedlichen Antriebssysteme resultieren aus der Clusterstrategie (siehe Kapitel 4).

mittels einer Kapsel. Der ERV-Transporter fliegt auf einer Rendez-Vous-Bahn ($v_\infty=0$ km/s) zum Mars, da das Rückkehrfahrzeug das Antriebs- und Energieversorgungssystem dieses Fahrzeugs wiederverwenden soll.

6.4 Adäquater Spezifischer Impuls

Im fünften Kapitel wurden Analysen für unterschiedliche Schubniveaus und spezifische Impulse bei konstanter Masse des Energieversorgungssystems durchgeführt. In der Realität steigt die Masse der Energieversorgungsanlage mit steigendem Schub und I_{sp} . Es existieren „optimale“ Antriebsparameter, für die die Flugzeit und Raumfahrzeugmasse minimal wird. Diese hängen jedoch stark von dem gewählten Missions- (Flugbahntyp und v_∞) und vom Raumfahrzeugdesign ab. Für die unterschiedlichen Raumfahrzeuge bzw. Flugbahntypen wurde versucht, bei einem Schub von 100 N und variierenden Triebwerkswirkungsgraden den jeweils „optimalen“ spezifischen Impuls zu finden. Da die Optimalität im Rahmen dieser Arbeit nicht bewiesen wurde, wird für das jeweilige Raumfahrzeugdesign derjenige I_{sp} , für den die Flugzeit und Masse während des heliozentrischen Transits minimal wird, als adäquater spezifischer Impuls $I_{sp,ad}$ bezeichnet. Für diese Untersuchungen wurde eine Antriebssystemmasse von $m_{AS}=630$ kg angenommen. Zur Tankmassenberechnung wurde Wasserstoff als Treibstoff angenommen. Die Untersuchungen wurden für ein Energieversorgungssystem mit Stretched-Lens-Array Wandlern durchgeführt. Als Transitdatum⁷ für das bemannte Hinflugfahrzeug bzw. den Basislagertransporter wurde der 3. April 2033 (Typ A Bahn) angenommen. Die Ergebnisse sind in Abbildung 6.2 exemplarisch für das bemannte Hinflugfahrzeug gezeigt. Ähnliche Ergebnisse wurden auch für

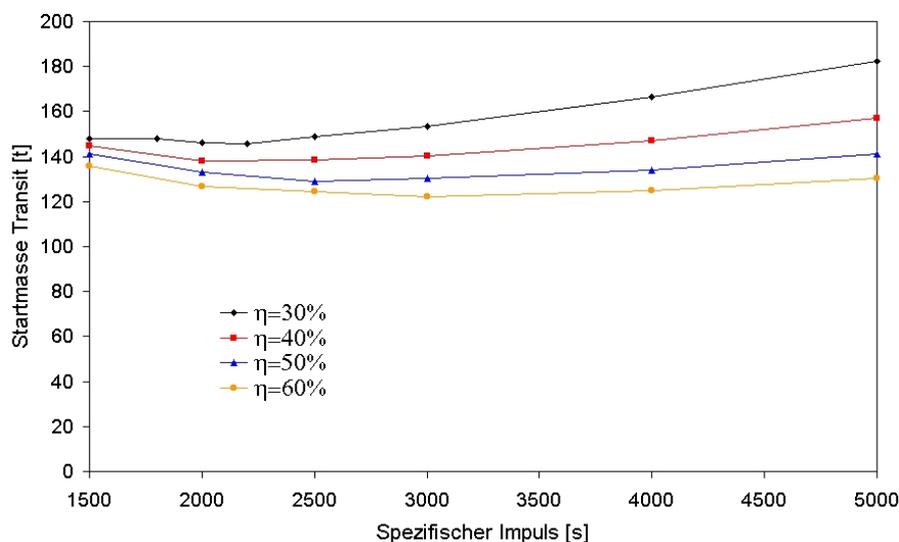


Abbildung 6.2 Startmasse des bemannten Hinflugfahrzeugs (Typ A Bahn) für unterschiedliche I_{sp} und η_{TW} bei $F_{max}=100$ N

den Basislagertransporter erzielt. Für Typ A Hinflugbahnen bei einer maximalen Relativgeschwindigkeit am Mars von $v_\infty=6$ km/s liegt der adäquate spezifische Impuls zwischen 2200 und 3000 s und steigt mit steigendem Triebwerkswirkungsgrad. Die Fremdfeld MPD-Triebwerksmodelle mit ihren hohen I_{sp} sind daher für Typ A Bahnen überdimensioniert und führen zu schlechteren Ergebnissen bezüglich Masse. Die Parameter des

⁷ Dasjenige Datum, an welchem das Raumfahrzeug Fluchtgeschwindigkeit erreicht und in den heliozentrischen Transit übergeht.

Modells des thermischen Lichtbogentriebwerks und des Hallionen-Triebwerksmodells bzw. die der Eigenfeld-MPD-Triebwerksmodelle sind ausgewogener für diesen Flugbahntyp und das gewählte Missionsdesign. Für Typ B Rückkehrbahnen wurden Untersuchungen zum adäquaten I_{sp} im Zeitraum von MJD 63855 bis MJD 63880 durchgeführt. Die Ergebnisse

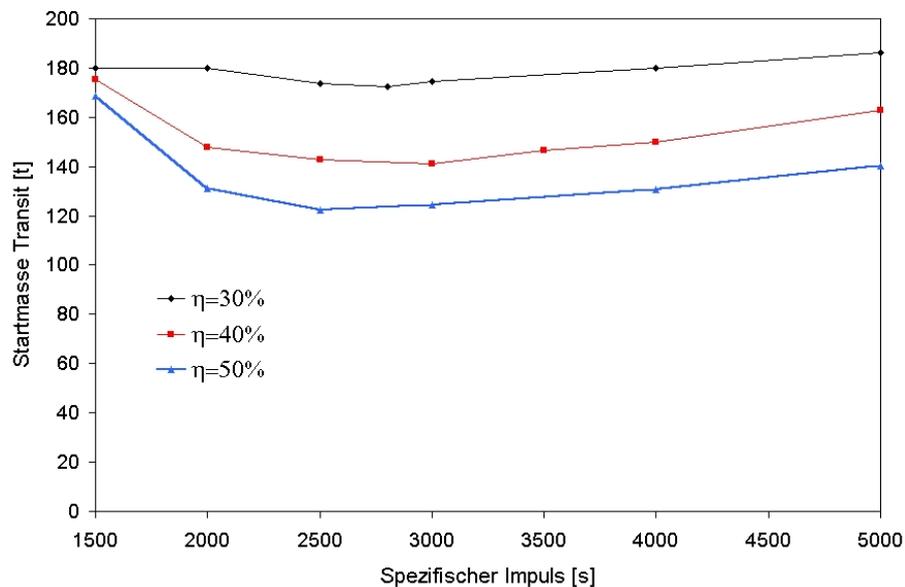


Abbildung 6.3 Startmasse des Rückkehrfahrzeugs (Typ B Bahn) für unterschiedliche I_{sp} und η_{TW} bei $F_{max}=100$ N

sind in Abbildung 6.3 exemplarisch für MJD 63855 gezeigt. Es zeigt sich, daß für hochenergetische Bahnen der adäquate spezifische Impuls im Vergleich zu Typ A Bahnen ansteigt und zwischen 2500 und 3000 s liegt. Gegen Ende der Typ B Phase (MJD 63880) nivelliert sich $I_{sp,ad}$ auf ca. 3000 s ein. Die Antriebsparameter des im Rahmen dieser Arbeit erstellten Hallionen-Triebwerksmodells sind daher für diesen Flugbahntyp und für das gewählte Missionsdesign am günstigsten. Für Flyby-Bahnen ($v_{\infty} > 0$ km/s wie im Falle des Basislagertransporters und der bemannten Transferfahrzeuge) zeigt sich, daß der adäquate spezifische Impuls für höher energetische Bahnen steigt, jedoch für das gewählte Missionsdesign unter 3000 s liegt. Für Rendez-Vous-Bahnen, wie im Falle der ERV-Transporters, ist der adäquate spezifische Impuls höher und liegt, wie Abbildung 6.4 zeigt, zwischen 4000 und 5000 s. Für solche Bahnen würden die Fremdfeld MPD-Triebwerksmodelle die besten Ergebnisse liefern. Die Ergebnisse zeigen, daß es für jeden Flugbahntyp einen unterschiedlichen adäquaten spezifischen Impuls gibt. Da jedes Fahrzeug innerhalb einer Einzelmission das gleiche Antriebssystem verwenden soll (Programm-Prinzip), sollte bei der Auswahl des Triebwerks darauf geachtet werden, daß mit dessen nominellen⁸ Antriebsparametern (I_{sp}) für jeden Flugbahntyp gute Ergebnisse hinsichtlich Flugzeit und Raumfahrzeugmasse erzielt werden können. Der nominelle I_{sp} sollte für das gewählte Missionsdesign bei ca. 3000 s liegen. Um die Massen des Energieversorgungssystems aber vor allem deren Abmaße zu reduzieren, sollte der Triebwerkswirkungsgrad möglichst hoch sein. Für Typ A Bahnen ist $\eta_{TW}=30\%$ bereits ausreichend. Für Typ B Bahnen liegen, wie Abbildung 6.3 zeigt, die Startmassen des Rückkehrfahrzeugs bei $\eta_{TW}=30\%$ deutlich höher als im Vergleich zu 40%. Bei thermischen Lichtbogentriebwerken und Eigenfeld-MPD-Triebwerken liegt nach derzeitigem Entwicklungsstand, wie [15] zeigt, der Triebwerkswirkungsgrad bei ca. $\eta_{TW} \approx 30\%$.

⁸ Jedes elektrische Triebwerk kann durch Änderung von \dot{m} und P_e über einen weiten I_{sp} -Bereich betrieben werden. Meistens jedoch sind die Triebwerke von ihrer Geometrie her für bestimmte Werte optimiert, den sogenannten nominellen Werten.

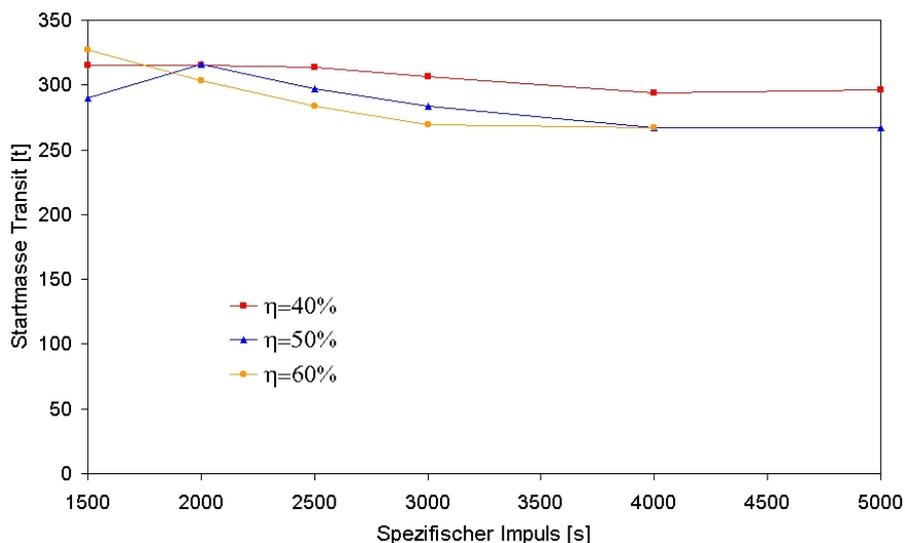


Abbildung 6.4 Startmasse des ERV-Transporters (Typ A Rendez-Vous-Bahn) für unterschiedliche I_{sp} und η_{TW} bei $F_{max}=100$ N

Hallionen-Triebwerke bzw. deren Antriebsparameter wären bezüglich der Masse des Energieversorgungssystems und dessen Abmaße in diesem Fall die günstigere Alternative.

6.5 Evaluierung von Antrieb und Energieversorgungssystem

Der Einfluß verschiedener Antriebssysteme und Energieversorgungskonzepte auf Flugzeit und Raumfahrzeugmasse wurde im Rahmen dieser Arbeit sowohl für den heliozentrischen Transit als auch für Spiralbahnen an der Erde untersucht. Die Ergebnisse sind im folgenden gezeigt.

6.5.1 Heliozentrischer Transit

Bemanntes Hinflugfahrzeug

Für das bemannte Hinflugfahrzeug zeigt Tabelle 6.9 für die unterschiedlichen Antriebsmodelle die erreichbaren Flugzeiten sowie Massen der Raumfahrzeuge zu Beginn des heliozentrischen Transits exemplarisch für ein Energieversorgungssystem mit Stretched-Lens-Array Wandlern. Aufgrund der unterschiedlichen Antriebsparameter und der unterschiedlichen Treibstoffe ergeben sich für die untersuchten Antriebskonzepte unterschiedliche Gesamt-raumfahrzeugmassen (117-178 t) und Transitzeiten (132-149 Tage). Die geringsten Massen liefert das Hallionen-Triebwerksmodell aufgrund seines hohen Triebwerkswirkungsgrads (geringste Masse des Energieversorgungssystems) und seines I_{sp} , der nahe dem adäquaten spezifischen Impuls liegt. Es lassen sich mit diesem Antriebs-Modell die höchsten Startbeschleunigungen und die geringsten Transitzeiten erzielen, gefolgt von den Fremdfeld MPD-Triebwerksmodellen und dem Ar-EF-MPD-Triebwerksmodell. Am schlechtesten schneiden das Modell des thermischen Lichtbogentriebwerks und das H_2 -EF-MPD-Triebwerksmodell ab, auch bedingt durch die vergleichsweise hohe Masse der Wasserstofftanks. Die Flugbahnen wurden nach der Flugzeit optimiert ohne die Treibstoffmen-

	H ₂ -TLT	H ₂ -EF-MPD-TW	Ar-EF-MPD-TW	214kW LiLFA	HCPA-TW	Xe-NASA457M
Zeit [Tage]	145	149	137	138	136	132
m_N [t]	48,10	48,10	48,10	48,10	48,10	48,10
m_{AS} [t]	0,60	0,88	0,63	0,69	1,54	1,29
m_{EVS} [t]	57,91	68,47	41,12	61,12	58,74	32,97
m_{Tr} [t]	36,91	47,64	62,17	21,00	28,09	33,57
m_{Tank} [t]	10,02	12,56	1,71	1,17	1,39	1,11
m_0 [t]	153,54	177,65	153,73	132,08	137,86	117,04
a_0 [mm/s ²]	0,66	0,63	0,78	0,76	0,78	0,86

Tabelle 6.9 Transitzeiten und Subsystemmassen des bemannten Hinflugfahrzeugs für unterschiedliche Antriebsmodelle bei $F_{max} \approx 100$ N in MJD 63690 (Typ A Bahn) unter Verwendung von Stretched-Lens-Array Wandlern

ge auf einen Wert zu limitieren. Die Ergebnisse sind jedoch sehr sensitiv gegenüber der Treibstoffmasse. Wird die Treibstoffmenge limitiert, wie Abbildung 6.5 am Beispiel des Ar-EF-MPD-Triebwerksmodells zeigt, lassen sich die Raumfahrzeugmassen unter in Kaufnahme geringfügig längerer Transitzeiten deutlich reduzieren. Die Ergebnisse stellen sogenannte Paretooptima dar. Durch die Limitierung des Treibstoffs können die Massen bei Verwendung des thermischen Lichtbogentriebwerksmodells (H₂-TLT-Modell) und der Eigenfeld-MPD-Triebwerksmodelle deutlich gesenkt werden mit Flugzeiteinbußen von ca. 4% (H₂-TLT und Ar-EF-MPD-TW) bis 22% (H₂-EF-MPD-TW), wie Tabelle 6.10 zeigt.

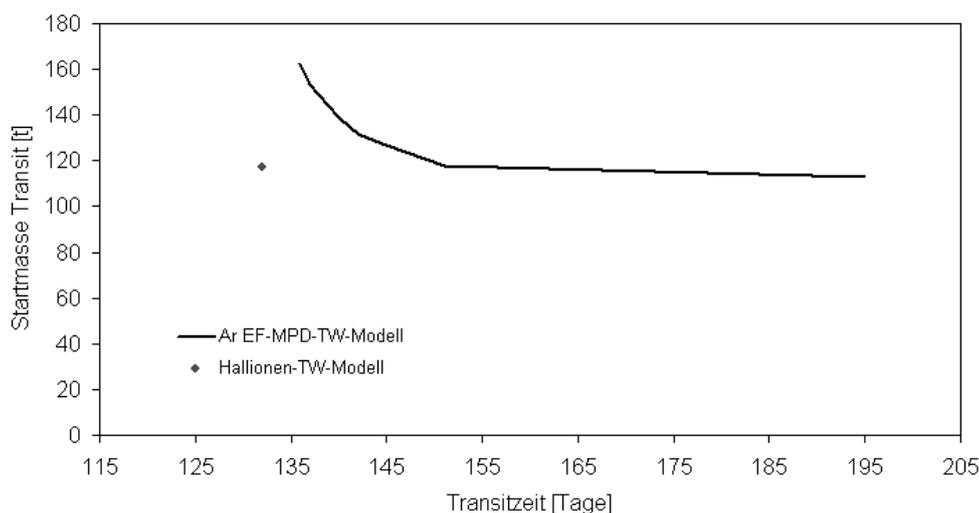


Abbildung 6.5 Startmassen des bemannten Hinflugfahrzeugs über den Transitzeiten für das Ar-EF-MPD-Triebwerksmodell mit $F_{max} \approx 100$ N unter Verwendung von Stretched-Lens-Array Wandlern

Da ein Ansteigen der Flugzeit um 5 bis 10 Tage für die Areonauten als zumutbar angesehen werden kann, sollte aufgrund der Masseneinsparungen für das H₂-TLT-Modell und das Ar-EF-MPD-Triebwerksmodell die Treibstoffmenge um 35% und für das H₂-EF-MPD-Triebwerksmodell um 50% gegenüber derjenigen zum Erreichen minimaler Flugzeit (Tabelle 6.9) gesenkt werden. Dies führt beim H₂-TLT- und dem H₂-EF-MPD-Triebwerksmodell auch zu einer deutlichen Verkleinerung der Wasserstofftanks.

Tabelle 6.11 zeigt die Resultate für das bemannte Hinflugfahrzeug bei Verwendung von Brayton Wandlern. Aufgrund der um 5 bis 9% größeren Masse des Energieversorgungssystems ergeben sich im Vergleich zu Stretched-Lens-Array Wandlern höhere Startmassen

	H ₂ -TLT	H ₂ -EF-MPD-TW	Ar-EF-MPD-TW	214kW LiLFA	HCPA-TW	Xe-NASA457M
Zeit [Tage]	151	182	142	138	136	132
m_N [t]	48,10	48,10	48,10	48,10	48,10	48,10
m_{AS} [t]	0,60	0,88	0,63	0,69	1,54	1,29
m_{EVS} [t]	57,91	68,47	41,12	61,12	58,74	32,97
m_{Tr} [t]	22,45	23,45	40,40	21,00	28,09	33,57
m_{Tank} [t]	6,54	6,79	1,43	1,17	1,39	1,11
m_0 [t]	135,59	147,68	131,67	132,08	137,86	117,04

Tabelle 6.10 Transitzeiten und Subsystemmassen des bemannten Hinflugfahrzeugs für unterschiedliche Antriebsmodelle bei $F_{max} \approx 100$ N in MJD 63690 (Typ A Bahn) unter Verwendung von Stretched-Lens-Array Wandlern mit Limitierung der Treibstoffmasse (Limitierung um 30-50%)

und etwas längere Transitzeiten.

	H ₂ -TLT		Ar-EF-MPD-TW		Xe-NASA457M	
	Brayton	SLA	Brayton	SLA	Brayton	SLA
Zeit [Tage]	155	151	144	142	133	132
m_N [t]	48,10	48,10	48,10	48,10	48,10	48,10
m_{AS} [t]	0,60	0,60	0,63	0,63	1,29	1,29
m_{EVS} [t]	60,01	57,91	44,70	41,12	36,02	32,97
m_{Tr} [t]	21,68	22,45	40,49	40,40	33,88	33,57
m_{Tank} [t]	6,36	6,54	1,43	1,43	1,11	1,11
m_0 [t]	136,73	135,59	135,34	131,67	120,39	117,04

Tabelle 6.11 Transitzeiten und Subsystemmassen des bemannten Hinflugfahrzeugs für unterschiedliche Antriebsmodelle und Energieversorgungssysteme bei $F_{max} \approx 100$ N in MJD 63690 (Typ A Bahn)

Rückkehrfahrzeug

Für das Rückkehrfahrzeug zeigt Tabelle 6.12 für die unterschiedlichen Antriebsmodelle die erreichbaren Transitzeiten sowie Massen der Raumfahrzeuge zu Beginn des heliozentrischen Transits exemplarisch für ein Energieversorgungssystem mit Stretched-Lens-Array Wandlern. Es zeigt sich wiederum, daß für Typ B Bahnen die Flugzeiten und Raumfahr-

	H ₂ -TLT	H ₂ -EF-MPD-TW	Ar-EF-MPD-TW	214kW LiLFA	HCPA-TW	Xe-NASA457M
Zeit [Tage]	394	427	378	311	308	290
m_N [t]	36,6	36,6	36,6	36,6	36,6	36,6
m_{AS} [t]	0,60	0,88	0,63	0,69	1,54	1,29
m_{EVS} [t]	57,91	68,47	41,12	61,12	58,74	32,97
m_{Tr} [t]	64,86	74,81	75,14	37,12	47,58	49,63
m_{Tank} [t]	16,60	18,92	1,88	1,66	1,97	1,22
m_0 [t]	176,57	199,68	155,37	137,19	146,43	121,71

Tabelle 6.12 Transitzeiten und Subsystemmassen des Rückkehrfahrzeugs für unterschiedliche Antriebsmodelle bei $F_{max} \approx 100$ N in MJD 63880 (Typ B Bahn) unter Verwendung von Stretched-Lens-Array Wandlern

zeugmassen höher sind als im Vergleich zu Typ A Bahnen. Der Unterschied in Flugzeit (290-427 Tage) und Startmasse (122-200 t) ist für unterschiedliche Antriebsmodelle (I_{sp})

für diesen Flugbahntyp größer. Das Hallionen-Triebwerksmodell schneidet auch hier am besten ab, gefolgt von den Fremdfeld-MPD-Triebwerksmodellen und dem Ar-EF-MPD-Triebwerksmodell. Durch eine Reduktion der Treibstoffmasse von 114⁹ auf 75 t beim Ar-EF-MPD-Triebwerksmodell kann, unter in Kaufnahme einer um 42 Tage längeren Flugzeit, die Startmasse um 45 t reduziert werden (siehe Abbildung J.8 in Anhang J). Dies hat zur Folge, daß die Transitzeit im Vergleich zum Hallionen-Triebwerksmodell 88 Tage länger ist und der Rückflug bereits länger als ein Jahr dauert.

Zusammenfassung

Die Ergebnisse für Typ A Bahnen zeigen, daß im Prinzip jedes der untersuchten Antriebsmodelle geeignet wäre. Die Antriebsparameter des im Rahmen dieser Arbeit erstellten Hallionen-Triebwerksmodells lieferten im Vergleich die besten Resultate. Dies soll aber hier und im weiteren Verlauf dieser Arbeit nicht bedeuten, daß Hallionen-Triebwerke für diese Zwecke besser geeignet sind als thermische Lichtbogentriebwerke, sondern daß mit den Antriebsparametern des im Rahmen dieser Arbeit erstellten Hallionen-Triebwerks bessere Ergebnisse erzielt werden können als mit denen des Modells des thermischen Lichtbogentriebwerks. Für Typ B Bahnen konnten mit dem Hallionen-Triebwerksmodell, aufgrund des hohen Wirkungsgrads und $I_{sp} \approx I_{sp,ad}$ die mit Abstand besten Ergebnisse erzielt werden, gefolgt von den Fremdfeld MPD-Triebwerksmodellen. Die Triebwerkswirkungsgrade und die spezifischen Impulse des im Rahmen dieser Arbeit erstellten und untersuchten thermischen Lichtbogentriebwerksmodells und des H₂-EF-MPD-Triebwerksmodells sind zu niedrig und die Tankmassen zu hoch, um vergleichbare moderate Massen und Transitzeiten zu erzielen. Eine Weiterentwicklung der thermischen Lichtbogentriebwerke unter Verwendung von Regenerativkühlung versprechen zukünftig Steigerungen bezüglich des Triebwerkswirkungsgrades [17]. Das im Rahmen dieser Arbeit erstellte Ar-EF-MPD-Triebwerksmodell ist ein Spezialfall. Obwohl der spezifische Impuls am niedrigsten ist, können aufgrund der niedrigen Masse des Energieversorgungssystems und dem vergleichsweise höheren F_{max} gute Ergebnisse bezüglich Masse und Transitzeit erzielt werden, die im Vergleich zu den Fremdfeld MPD-Triebwerksmodellen etwas höher aber deutlich unter denen für das H₂-TLT-Modell und das H₂-EF-MPD-Triebwerksmodell liegen. Im Vergleich zu Stretched-Lens-Array Wandlern sind die Raumfahrzeugmassen und Transitzeiten mit Brayton Wandlern etwas höher.

6.5.2 Spiralisieren um die Erde

Um die unterschiedlichen Antriebs- und Energieversorgungssysteme zu vergleichen, wurden im Rahmen dieser Arbeit nicht nur Untersuchungen während des heliozentrischen Transits sondern auch während der Spiralphase an der Erde durchgeführt. Der Treibstofftank für das Spiralisieren wird am Ende dieser Phase abgeworfen. Das Startdatum und der Startazimut (siehe 2.4.4) muß so gewählt werden, daß der Zustandsvektor am Ende der Spiralphase mit dem zu Beginn der heliozentrischen Transitphase übereinstimmt. Die im folgenden gezeigten Bahnen sind Spiralbahnen des bemannten Hinflugfahrzeugs, und als Transitdatum wurde MJD 63690 (siehe 6.5.1) gewählt.

⁹ Treibstoffmasse, für die die minimale Flugzeit erzielt werden konnte.

Spiralieren mit nukleardynamischer Energieversorgungsanlage

Bei Verwendung von Brayton Wandlern und einer nuklearen Energiequelle werden keine zusätzlichen Speicher während der Spiralphase notwendig. Die Ergebnisse für das bemannte Hinflugfahrzeug sind in Tabelle 6.13 zusammengefaßt. Die Nutzlast m_N während der Spiralphase schließt dabei das Habitat, das Lebenserhaltungssystem, die Marsabstiegsstufe sowie den für den heliozentrischen Transit notwendigen Treibstoff inklusive Tank mit ein. Im Vergleich zum H_2 -TLT-Modell und dem Ar-EF-MPD-Triebwerksmodell liefert

	H_2 -TLT	Ar-EF-MPD-TW	Xe-NASA457M
Zeit [Tage]	142	122	113
m_N [t]	76,03	89,91	82,98
m_{EVS} [t]	60,01	44,70	36,90
m_{Tr} [t]	50,60	90,71	34,08
m_{Tank} [t]	13,17	2,50	1,46
m_0 [t]	200,40	228,46	155,82
a_0 [mm/s ²]	0,50	0,53	0,64

Tabelle 6.13 Spiralieren an der Erde für das bemannte Hinflugfahrzeug für unterschiedliche Antriebsmodelle und für ein Energieversorgungssystem mit Brayton Wandlern

das Hallionen-Triebwerksmodell die besten Resultate bezüglich Flugzeit und Masse. Für eine 4-monatige Spiralphase benötigt es rund 34 t Treibstoff, und die Startmasse des bemannten Hinflugfahrzeugs liegt bei 156 t. Für das Ar-EF-MPD-Triebwerksmodell ist die Spiralzeit 9 Tage länger, und es werden aufgrund des niedrigen spezifischen Impulses ca. 91 t Treibstoff notwendig. Das Modell des thermischen Lichtbogentriebwerks liefert mit 5 Monaten die längsten Flugzeiten. Der Treibstoffbedarf ist im Vergleich zum Ar-EF-MPD-Triebwerksmodell aufgrund des höheren spezifischen Impulses um 40 t geringer. Wegen der schweren Wasserstofftanks ergibt sich daraus aber nur eine Masseneinsparung in der Startmasse von 27 t. Diese Ergebnisse sprechen gegen die Vorschläge, während der Spiralphasen schubstärkere Triebwerke mit niedrigeren spezifischen Impulsen zu verwenden¹⁰. Wie schon in 5.1 gezeigt, können mit schubstärkeren Triebwerken keine signifikanten Masseneinsparungen erzielt werden, sondern nur Einsparungen bezüglich der Flugzeit. Daher sollte auch während der Spiralphasen die zur Verfügung stehende Leistung in I_{sp} anstatt in Schub „investiert“ werden.

Spiralieren mit photovoltaischer Energieversorgungsanlage

Bei Verwendung von photovoltaischen Wandlern werden während der planetozentrischen Spiralphasen zusätzliche Speichersysteme notwendig, um die Bordsysteme und das Antriebssystem während der Schattenphasen zu versorgen. Als Speicher werden im Rahmen dieser Arbeit regenerative Brennstoffzellen verwendet. Die zusätzlich zur Verfügung stehende Leistung¹¹ wird hierbei nur zum Regenerieren der Brennstoffzellen verwendet. Die Speicher werden auf die maximale Schattenzeit $t_{\text{umbra,max}}$ ausgelegt (siehe auch Abschnitt G.4). Die Flugbahnen wurden in einem iterativen Prozeß unter Verwendung der Programme POSKA (Flugbahnintegration und Berechnung der Eklipsenbedingungen) und SAFIR (Speicherauslegung) berechnet. Für ein Energieversorgungssystem mit Stretched-Lens-Array

¹⁰ In einigen Konzeptvorschlägen sollen elektrische Antriebe mit variablem spezifischen Impuls, wie z.B. VASIMR, mit hohen Schüben während der Spiralphasen und mit hohen I_{sp} während heliozentrischer Transits betrieben werden.

¹¹ Aufgrund der im Rahmen dieser Arbeit gewählten 1,52 AE Auslegung der Solarzellen stehen an der Erde ca. 150% der notwendigen Leistung zur Verfügung.

Wandlern und unter der Annahme, daß der Antrieb auch während der Schattenphasen betrieben wird (Eklipsenfeuerung), zeigt Tabelle 6.14 die Ergebnisse für unterschiedliche Antriebsmodelle. Durch die zusätzlichen Speichersysteme steigt die Masse der Energie-

	H ₂ -TLT	Ar-EF-MPD-TW	Xe-NASA457M
Zeit [Tage]	147	122	113
$t_{\text{umbra,max}}$ [min]	140	130	130
m_N [t]	76,98	89,82	82,67
m_{EVS} [t]	65,35	46,00	36,85
m_{Tr} [t]	52,43	90,80	34,08
m_{Tank} [t]	13,76	2,17	1,72
m_0 [t]	209,11	229,42	156,60

Tabelle 6.14 Spiralieren an der Erde für das bemannte Hinflugfahrzeug für unterschiedliche Antriebsmodelle und ein Energieversorgungssystem mit Stretched-Lens-Array Wandlern

versorgungsanlage auf etwa den gleichen Wert wie für Systeme mit Brayton Wandlern. Daher sind für das bemannte Hinflugfahrzeug, wie die Tabellen 6.13 und 6.14 zeigen, die Flugzeiten und Massen während der Spiralphase für die beiden im Rahmen dieser Arbeit untersuchten Energieversorgungskonzepte ähnlich.

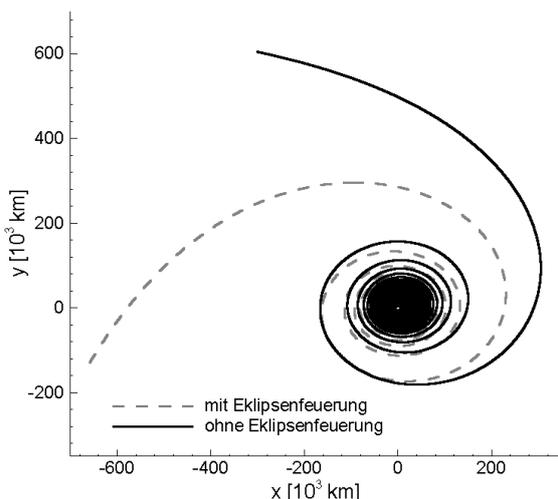
Spiralieren an der Erde ohne Eklipsenfeuerung

In den letzten beiden Abschnitten wurden photovoltaische mit nukleardynamischen Konzepten für Spiralphasen an der Erde verglichen. Aufgrund der Tatsache, daß bei photovoltaischen Systemen durch die zusätzlichen Speicher für die Eklipsenfeuerung die Masse ansteigt, verlieren sie an Vorteil gegenüber den Energieversorgungssystemen mit Brayton Wandlern. In diesem Abschnitt sind die Ergebnisse einer Untersuchung zusammengefaßt, die die Vor- und Nachteile einer Eklipsenfeuerung untersuchen. Die Ergebnisse sind in Tabelle 6.15 zusammengefaßt, und die Abbildung 6.6 zeigt die Flugbahnen bzw. den dazugehörigen Höhen-Zeitverlauf exemplarisch für das H₂-TLT-Modell. Die Masse des Ener-

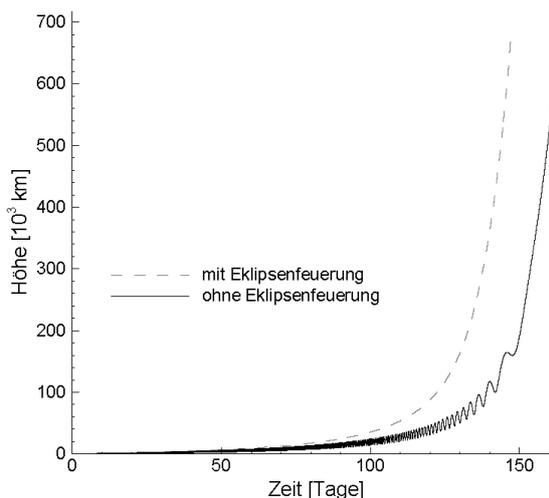
	H ₂ -TLT		Ar-EF-MPD-TW		Xe-NASA457M	
	mit	ohne	mit	ohne	mit	ohne
Eklipsenfeuerung						
Zeit [days]	147	164	122	139	113	128
$t_{\text{umbra,max}}$ [min]	140	150	130	140	130	150
m_N [t]	76,98	76,98	89,82	89,82	82,67	82,67
m_{EVS} [t]	65,35	57,91	46,00	41,12	36,85	32,97
m_{Tr} [t]	52,43	49,49	90,80	86,59	34,08	32,83
m_{Tank} [t]	13,76	13,14	2,17	2,10	1,72	1,70
m_0 [t]	209,11	198,11	229,42	220,26	156,60	151,32

Tabelle 6.15 Spiralieren an der Erde für das bemannte Hinflugfahrzeug für unterschiedliche Antriebsmodelle mit und ohne Eklipsenfeuerung für ein Energieversorgungssystem mit Stretched-Lens-Array Wandlern

gieversorgungssystem für den Fall ohne Eklipsenfeuerung ist unverändert gegenüber der für den heliozentrischen Transit, da die Auslegung bereits Notfallspeicher zur Versorgung von Habitat und Lebenserhaltungssystem für 5 Tage beinhaltet. Es werden daher keine weiteren Speicher für die Schattenphasen notwendig. Mit Eklipsenfeuerung müssen zusätzliche Speicher mitgeführt werden (siehe hierzu Anhang G.4), die zu einer Erhöhung der



6.6.1: Spiralbahnen



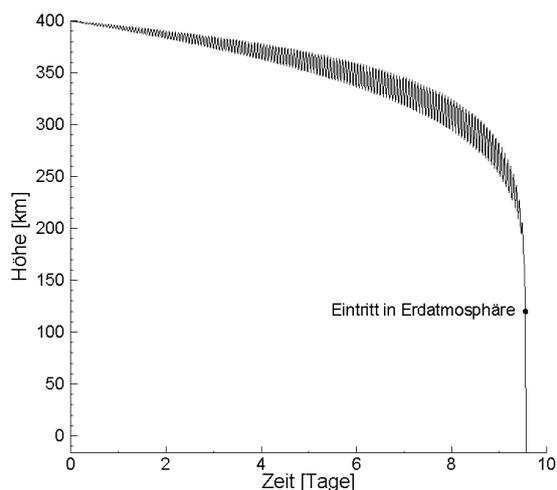
6.6.2: Höhen-Zeitverlauf

Abbildung 6.6 Spiralieren an der Erde für das bemannte Hinflugfahrzeug mit und ohne Eklipsenfeuerung für ein Energieversorgungssystem mit Stretched-Lens-Array Wandlern und dem H_2 -TLL-Modell

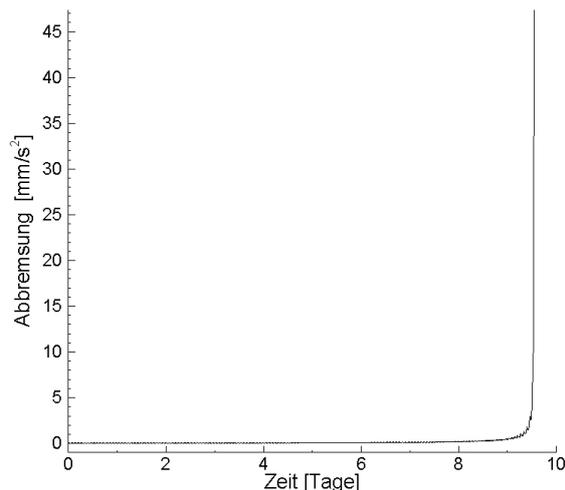
Masse des Energieversorgungssystems führen. Diese zusätzlichen Speichersysteme werden am Ende der Spiralphase abgeworfen. Im Vergleich zur Verwendung von Eklipsenfeuerung können ohne Eklipsenfeuerung Masseneinsparungen für die Startmasse der Raumfahrzeuge von 3-5% erzielt werden. Die Spiralzeit steigt jedoch um 11-13% an. Zudem erhöht sich die Zahl der Erdumkreisungen und somit die Aufenthaltsdauer in den van Allen Belts. Gesamtgesehen kämen für das bemannte Hinflugfahrzeug beide Feuerungsoptionen in Betracht, da die Crew erst am Ende der Spiralzeit an Bord kommt und somit die zusätzliche Zeit ohne Eklipsenfeuerung für sie nicht relevant wird. Es sollte aber berücksichtigt werden, daß durch den Anstieg der Flugzeit, die Bordsysteme länger arbeiten müssen. Die Auswirkungen von Eklipsenfeuerung fallen für die unbemannten Nutzlasttransporter deutlicher aus und werden in den entsprechenden Abschnitten behandelt.

Abbremsung durch Restatmosphäre

In der Vergangenheit wurde die Abbremsung aufgrund der Restatmosphäre als größtes Problem bei der Verwendung von großflächigen Solaranlagen gesehen. Im Rahmen dieser Arbeit wurde der Einfluß von Restatmosphäre auf die Flugbahn, Masse und Flugzeit untersucht. Bei Verwendung der Daten für das bemannte Hinflugfahrzeug unter Verwendung des thermischen Lichtbogentriebwerksmodells ergibt sich mit Stretched-Lens-Array Wandlern eine Raumfahrzeugquerschnittsfläche von ca. $A=27899\text{ m}^2$. Ohne Schub würde ein solches Raumfahrzeug bei einer Anfangshöhe von 400 km und unter Annahme $A_{\text{ref}} = A$ (siehe Abschnitt 2.4.4) innerhalb von 9 Tagen in die Atmosphäre der Erde eintreten (120 km Bahnhöhe), wie Abbildung 6.7.1 zeigt. Bei einer Höhe von mehr als 200 km ist die Abbremsung noch sehr gering und steigt dann aber mit weiter sinkender Höhe stark an, wie Abbildung 6.7.2 zeigt. Abbildung 6.8 zeigt die Unterschiede in den Flugbahnen bzw. im Höhenverlauf für das H_2 -TLL-Modell mit und ohne Berücksichtigung der Restatmosphäre. Die Startbeschleunigung im untersuchten Fall beträgt $0,48\text{ mm/s}^2$. Diese ist um den Faktor 20 höher als die Abbremsung durch die Restatmosphäre. Oberhalb von 1000 km spielt die Restatmosphäre praktisch keine Rolle mehr. Die Ergebnisse zeigen keinen großen Unterschied bezüglich Masse und Flugzeit (siehe Abbildung 6.8.2). Die Masse bei Berücksichti-

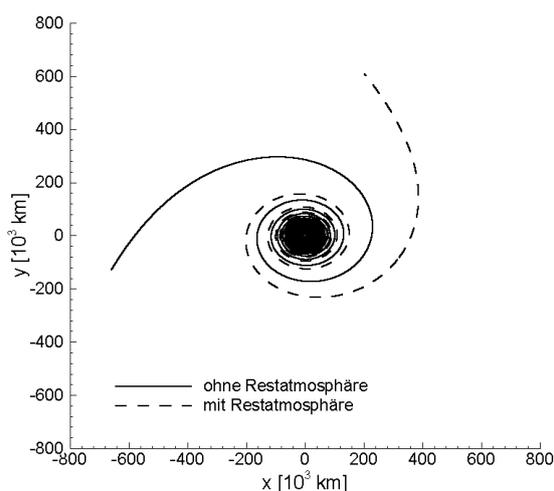


6.7.1: Orbitabsenkung

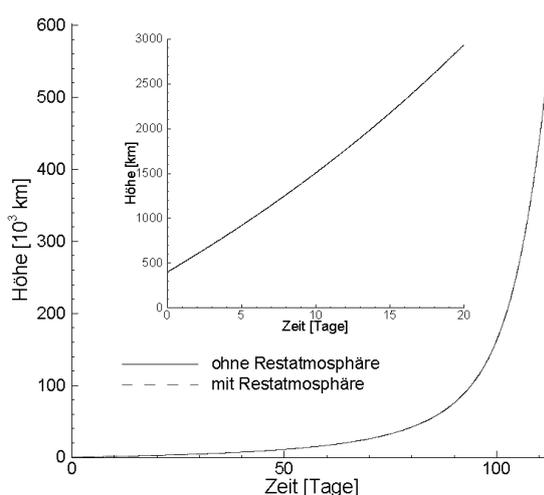


6.7.2: Abbremsung durch Restatmosphäre

Abbildung 6.7 Orbitabsenkung und Abbremsung durch Restatmosphäre am Beispiel des bemannten Hinflugfahrzeugs für ein Energieversorgungssystem mit Stretched-Lens-Array Wandlern und dem H_2 -TLT-Modell



6.8.1: Spiralbahnen



6.8.2: Höhen-Zeitverlauf

Abbildung 6.8 Flugbahnen mit und ohne Berücksichtigung der Restatmosphäre

gung der Restatmosphäre steigt um 100 kg, und die Flugzeit verlängert sich um 9 Stunden. Aufgrund der längeren Flugzeit öffnet sich die Spirale eine $3/4$ Umdrehung später, wie in Abbildung 6.8.1 zu sehen ist. Dies zeigt, daß Spiralbahnen sehr sensitiv auf erwartete oder unvorhergesehene Störkräfte reagieren. Dies drückt sich nicht in Flugzeit und Startmasse sondern in der Abweichung des Zustandsvektors am Ende der Spiralphase von den nominalen Bedingungen aus. Bei Abweichungen unter 20% kann der Fehler ohne Leistungseinbußen während der heliozentrischen Transitphase kompensiert werden, wie Abbildung J.9 in Anhang J exemplarisch für das thermische Lichtbogentriebwerksmodell zeigt. Bei gleichen Massen ergab sich bei 20% Abweichung von den nominalen Bedingungen zu Beginn der heliozentrischen Transitphase eine um 4 Tage längere Transitzeit und ein geringfügig unterschiedlicher Schubverlauf.

Zusammenfassung

Im Rahmen dieser Arbeit wurden für die Spiralphase an der Erde zwei unterschiedliche Energieversorgungssysteme untersucht und verglichen. Bei Dauerbetrieb des Antriebssystems ergaben sich für das bemannte Hinflugfahrzeug für das photovoltaische und nukleardynamische Konzept ähnliche Flugzeiten und Startmassen. Solange der Antrieb arbeitet und oberhalb von 1000 km Bahnhöhe, hat die Restatmosphäre einen nur sehr geringen Einfluß, da die Schubbeschleunigung ca. 20 mal größer ist als die Abbremsung durch die Atmosphäre. Für das bemannte Hinflugfahrzeug ergeben sich ohne Verwendung von Eklipsenfeuerung Masseneinsparungen von 3-5% unter in Kaufnahme einer um 11-13% längeren Spiralzeit. Aufgrund der nur sehr geringen Massenzuwächse sollte bei photovoltaischen Energieversorgungssystemen Eklipsenfeuerung verwendet werden.

6.6 Analyse des Basislagertransporters

Der Basislagertransporter transportiert 99,2 t Nutzlast zum Mars. Eine Auflistung der verschiedenen Nutzlasten ist in Anhang I.4.3 gegeben. Da das verwendete Szenario Treibstoffproduktion vor Ort vorsieht, muß eine ausreichend lange Zeit zur Produktion berücksichtigt werden. Dieses Raumfahrzeug muß daher ca. zwei Jahre vor dem bemannten Hinflugfahrzeug zum Mars starten. Die Ergebnisse der Analyse sind im folgenden exemplarisch für den 28.Feb 2031 (Transitdatum) gezeigt.

6.6.1 Heliozentrischer Transit

Als Optimierungskriterien während der heliozentrischen Flugphase wurden im Rahmen dieser Arbeit Transitzeit und Treibstoffmasse¹² verwendet. Hierbei wurde zunächst die Treibstoffmasse unbeschränkt gehalten, um die schnellstmögliche Bahn zu finden. Ausgehend von dieser Lösung wurde die Treibstoffmasse solange reduziert, bis mit GESOP-SNOPT keine sinnvollen, konvergierenden Lösungen mehr gefunden werden konnten. Die im Rahmen dieser Arbeit durchgeführte Untersuchung des Basislagertransporters schließt eine Variation der Relativgeschwindigkeit mit ein. Die Ergebnisse sind in den Tabellen 6.16 und J.4 (in Anhang J) exemplarisch für ein $v_\infty=6$ km/s und unterschiedliche Antriebsmodelle und Energieversorgungssysteme gezeigt. Tabelle 6.17 zeigt die Resultate für unterschiedliche Relativgeschwindigkeiten. Es konnte ein ähnlicher Trend wie für das bemannte

	H ₂ -TLT	H ₂ -EF-MPD-TW	Ar-EF-MPD-TW	214kW LiLFA	HCPA-TW	Xe-NASA457M
Zeit [Tage]	347	336	333	293	304	302
m_N [t]	99,2	99,2	99,2	99,2	99,2	99,2
m_{AS} [t]	0,60	0,88	0,63	0,69	1,54	1,29
m_{EVS} [t]	57,91	68,47	41,12	61,12	58,74	32,97
m_{Tr} [t]	23,33	34,97	37,74	17,47	18,94	22,76
m_{Tank} [t]	6,75	9,55	1,40	1,07	1,11	1,04
m_0 [t]	187,79	213,07	180,09	179,55	179,63	157,26

Tabelle 6.16 Transitzeiten und Subsystemmassen des Basislagertransporters für unterschiedliche Antriebsmodelle bei $F_{max} \approx 100$ N in MJD 62925 unter Verwendung eines Energieversorgungssystems mit Stretched-Lens-Array Wandlern

¹² nur für das H₂-TLT-Modell und die EF-MPD-Triebwerksmodelle

Hinflugfahrzeug beobachtet werden. Gesamtgesehen konnten mit den Antriebsparametern des Hallionen-Triebwerksmodells die besten Ergebnisse bezüglich der Massen und mit die besten Resultate bezüglich der Transitzeiten erzielt werden. Die Transitzeiten sind im Vergleich zum bemannten Hinflugfahrzeug mehr als doppelt so groß, bedingt durch die höhere Nutzlast und die Optimierung nach Zeit und Masse. Sie liegen zwischen 293 und 347 Tagen. Der Massenzuwachs gegenüber dem bemannten Hinflugfahrzeug beträgt 35-45%. Für Brayton Wandler ergeben sich im Vergleich zu den Stretched-Lens-Array Wandlern leicht höhere Transitzeiten und Massen, wie in Abbildung J.4 gezeigt ist. Wird die maximale

	v_∞ [km/s]		
	6	3	0
Zeit [Tage]	302	338	422
m_{Tr} [t]	22,76	32,33	44,34
m_{Tank} [t]	1,04	1,10	1,18
m_0 [t]	157,26	166,89	178,98

Tabelle 6.17 Transitzeiten und Subsystemmassen des Basislagertransporters für unterschiedliche v_∞ am Beispiel des Xe-NASA457M (Hallionen-Triebwerksmodell) unter Verwendung eines Energieversorgungssystems mit Stretched-Lens-Array Wandlern

Relativgeschwindigkeit am Mars reduziert, erhöhen sich Flugzeit und Treibstoffbedarf, wie man Tabelle 6.17 entnehmen kann. Während die Flugzeit um nur 12 bzw. 40% ansteigt, erhöht sich die Treibstoffmasse um 42% für $v_\infty=3$ km/s bis hin zu 100% für $v_\infty=0$ km/s. Wenn für die Abbremsung am Mars Aeromanöver für dieses Fahrzeug praktisch durchführbar sind, was im Rahmen dieser Arbeit nicht untersucht wurde, dann sollten sie auf jeden Fall aufgrund der Massen- und Flugzeiteinsparung durchgeführt werden.

6.6.2 Spiralisieren an der Erde

Für das Spiralisieren an der Erde wurden im Rahmen dieser Arbeit Untersuchungen für Energieversorgungssysteme mit Stretched-Lens-Array Wandlern (mit und ohne Eklipsenfeuererung) und mit Brayton Wandlern durchgeführt. Die Ergebnisse sind in den Tabellen 6.18 und J.5 (in Anhang J) exemplarisch für drei unterschiedliche Antriebsmodelle zusammengestellt. Aufgrund der im Vergleich zum bemannten Hinflugfahrzeug größeren

	H ₂ -TLT		Ar-EF-MPD-TW		Xe-NASA457M	
Eklipsenfeuererung	mit	ohne	mit	ohne	mit	ohne
Zeit [Tage]	201	226	166	191	151	172
$t_{\text{umbra,max}}$ [min]	140	150	130	140	130	140
m_{N} [t]	129,28	129,28	138,34	138,34	123	123
m_{AS} [t]	0,60	0,60	0,63	0,63	1,29	1,29
m_{EVS} [t]	65,35	57,91	46,00	41,12	34,08	32,97
m_{Tr} [t]	71,76	68,14	123,43	118,85	45,37	43,91
m_{Tank} [t]	18,21	17,37	2,49	2,43	1,19	1,18
m_0 [t]	285,20	273,29	310,89	301,37	204,93	202,35

Tabelle 6.18 Spiralisieren an der Erde für den Basislagertransporter für unterschiedliche Antriebsmodelle, mit und ohne Eklipsenfeuererung unter Verwendung eines Energieversorgungssystems mit Stretched-Lens-Array Wandlern

Nutzlastmasse steigt die Treibstoffmasse um bis zu 36%, und die Spiralzeit dauert 40

bis 55 Tage länger. Das akkumulierte Δv ist nur 40 m/s größer gegenüber dem bemannten Hinflugfahrzeug, was zeigt, daß sich die Gravitationsverluste vergleichsweise nur leicht erhöhen. Der Massenzuwachs bei Verwendung von photovoltaischen Wandlern ohne Eklipsenfeuerung ist ähnlich dem für das bemannte Hinflugfahrzeug und liegt bei 3-5%. Der Zuwachs an Spiralzeit ohne Eklipsenfeuerung steigt jedoch im Vergleich zum bemannten Hinflugfahrzeug stärker an und liegt bei 12-14%, wie Tabelle 6.18 zeigt. Die Brenndauern während des Spiralisieren mit Eklipsenfeuerung sind nur geringfügig länger, wie Tabelle 6.19 exemplarisch für das Ar-EF-MPD-Triebwerksmodell zeigt. Da auch der Anstieg an

	Eklipsenfeuerung	
	mit	ohne
Brenndauer	3984 h	3821 h

Tabelle 6.19 Brenndauern während des Spiralisieren für den Basislagertransporter unter Verwendung des Ar-EF-MPD-Triebwerksmodells und einem Energieversorgungssystem mit Stretched-Lens-Array Wandlern

Masse aufgrund der notwendigen Speichersysteme nur sehr gering ist, wird für den Basislagertransporter Eklipsenfeuerung empfohlen. Mit Brayton Wandlern, sind ähnliche Massen und Flugzeiten erreichbar, wie Tabelle J.5 in Anhang J zeigt. Beide Konzepte sind daher als Energieversorgungssystem denkbar, ohne eine spezielle Präferenz für eines der Systeme.

6.6.3 Zusammenfassung

	H ₂ -TLT	Ar-EF-MPD-TW	Xe-NASA457M
Gesamtflugzeit [Tage]	548	499	453
m_0 [t]	285,20	310,89	204,93
m_N [t]	66,30	66,30	66,30
$m_{\text{Abstiegsstufe}}$ [t]	32,90	32,90	32,90
m_{AS} [t]	0,60	0,63	1,29
m_{EVS} [t]	65,35	46,00	36,85
Spiralisieren			
m_{Tr} [t]	71,76	123,43	45,37
m_{Tank} [t]	18,21	2,49	1,19
heliozentrischer Transit			
m_{Tr} [t]	23,33	37,74	22,76
m_{Tank} [t]	6,75	1,40	1,04
Eklipsenfeuerung	mit	mit	mit
$t_{\text{umbra,max}}$ [min]	140	130	130
t_{Brenn} [Tage]	270	239	235

Tabelle 6.20 Massen- und Faktenaufistung für den Basislagertransporter für unterschiedliche Antriebsmodelle unter Verwendung eines Energieversorgungssystems mit Stretched-Lens-Array Wandlern

Die Tabelle 6.20 faßt die Ergebnisse für den Basislagertransporter für unterschiedliche Antriebsmodelle zusammen. Im Vergleich zum bemannten Hinflugfahrzeug, das mit der gleichen Relativgeschwindigkeit von $v_\infty=6$ km/s am Mars ankommen darf, sind aufgrund der größeren Nutzlastmasse die Startmassen höher und die Flugzeiten länger. Beides hängt stark von den Antriebsparametern der untersuchten Triebwerksmodelle ab. Während für

das H_2 -TLT-Modell und Ar-EF-MPD-Triebwerksmodell die Flugzeiten gegenüber dem Hallionen-Triebwerksmodell um 10 bis 20% höher sind, steigt die Startmasse um 40 bis 50%. Das Hallionen-Triebwerksmodell liefert die besten Ergebnisse bezüglich Masse und Flugzeit. Dennoch sind prinzipiell alle Triebwerksmodelle denkbar, da die Brennzeiten bei allen untersuchten Triebwerksmodellen mit weniger als 6500 Stunden in einem vertretbaren Rahmen liegen und der Zusammenbau im LEO noch nicht zu umfangreich ist (siehe Anhang I.4.3). Bei Verwendung des Ar-EF-MPD-Triebwerksmodells muß der Treibstofftank für das Spiralisieren geteilt werden, da dieser die Kapazität des im Rahmen dieser Arbeit gewählten Schwerlastträgers (100 t) übersteigt. Als Alternative könnte der Basislagertransporter mit einer bestimmten Menge an Treibstoff den Spiralvorgang beginnen. Der restliche Treibstoff könnte dann zu einem späteren Zeitpunkt zum Fahrzeug befördert werden. Der Andockvorgang würde aber in einer größeren Höhe passieren. Die Auswirkungen auf Flugzeit, Startmasse und die Zusammenbausequenz eines solchen Szenarios wurden im Rahmen dieser Arbeit nicht untersucht. Für den Basislagertransporter konnten mit Brayton und Stretched-Lens-Array Wandlern ähnliche Resultate bezüglich Flugzeit und Startmasse erzielt werden. Bei Verwendung von Stretched-Lens-Array Wandlern sollte Eklipsenfeuerung verwendet werden.

6.7 Analyse des ERV-Transporters

Der ERV-Transporter, hat die Aufgabe, das bemannte Rückkehrfahrzeug in einem 24 h Orbit um den Mars mit 250 km Perizentrumshöhe zu parken. Die zu transportierende Nutzlast hängt von der notwendigen Menge an Rückkehrtreibstoff ab und ist somit vom verwendeten Antriebssystem und der verwendeten Rückkehrflugbahn abhängig. Dieses Raumfahrzeug startet ca. 2 Jahre vor dem bemannten Rückkehrfahrzeug. Die Ergebnisse der Analyse sind im folgenden exemplarisch für den 18. Feb 2031 (Transitdatum) gezeigt. Für das Rückkehrfahrzeug wurde ein Rückflugdatum in MJD 63880 gewählt. Die notwendige Menge an Rückkehrtreibstoff und die Tankmasse der jeweiligen Rückkehrfahrzeuge kann für das gewählte Rückflugdatum aus Tabelle 6.12 entnommen werden.

6.7.1 Heliozentrischer Transit

Das Rückkehrfahrzeug wurde im Rahmen dieser Arbeit nicht als eigenständiges Fahrzeug ausgelegt. Es verwendet das Antriebs- und Energieversorgungssystem des ERV-Transporters. Aus diesem Grund muß der ERV-Transporter auf einer Rendez-Vous-Bahn ($v_\infty=0$ km/s) zum Mars fliegen und kann nicht, wie die anderen Hinflugfahrzeuge ein Aeromanöver am Mars durchführen. Der finale Einschub in den Parkorbit erfolgt mit einer chemischen Kickstufe (siehe Anhang I.2 für weitere Details). Als Optimierungskriterien während der heliozentrischen Flugphase wurden Transitzeit und Treibstoffmasse verwendet. Die Vorgehensweise bei der Optimierung war die gleiche wie für den Basislagertransporter. Es stellte sich aber als überaus schwierig heraus, sinnvolle bzw. überhaupt konvergierende Lösungen zu finden. Es sei noch bemerkt, daß der Optimierer entscheiden konnte, bis zu welchem Grad die notwendige Geschwindigkeitsanpassung durch den kontinuierlichen Antrieb bzw. durch die Kickstufe aufgebracht wird. Aufgrund der hohen Massenerfordernisse bei Abbremsung mit Hilfe der Kickstufe, wird in allen Lösungen die Geschwindigkeitsanpassung relativ zum Mars durch den kontinuierlichen Antrieb aufgebracht. Die Ergebnisse sind in Tabelle 6.21 exemplarisch für ein Energieversorgungssystem mit Stretched-Lens-Array Wandlern dargestellt. Während die Fremdfeld-MPD-Triebwerksmodelle und das

	H ₂ -TLT	H ₂ -EF-MPD-TW	Ar-EF-MPD-TW	214kW LiLFA	HCPA-TW	Xe-NASA457M
Zeit [Tage]	479	673	529	381	424	439
m_N [t]	117,96	130,23	113,52	75,28	86,05	87,35
m_{AS} [t]	0,60	0,88	0,63	0,69	1,54	1,29
m_{EVS} [t]	57,91	68,47	41,12	61,12	58,74	32,97
m_{Tr} [t]	95,29	106,37	124,39	28,49	38,12	42,82
m_{Tank} [t]	23,65	26,20	2,50	1,40	1,69	1,17
m_{kick} [t]	34,21	38,00	29,07	21,92	23,19	19,98
m_0 [t]	329,61	370,15	311,23	188,89	209,32	185,58

Tabelle 6.21 Transitzeiten und Subsystemmassen des ERV-Transporters für unterschiedliche Antriebsmodelle bei $F_{max} \approx 100$ N in MJD 62915 unter Verwendung eines Energieversorgungssystems mit Stretched-Lens-Array Wandlern

Hallionen-Triebwerksmodell Nutzlasten von nur 75-90 t aufweisen, liegen diese für das Modell des thermischen Lichtbogentriebwerks und die Eigenfeld-MPD-Triebwerksmodelle bereits bei über 100 t. Durch die Notwendigkeit auf einer Rendez-Vous-Bahn zum Mars zu fliegen, liegt die Transitmasse (185-370 t) aber vor allem die Flugzeit (381-673 Tage) deutlich über den Werten der beiden anderen Hinflugfahrzeuge. Gesamtgesehen schneidet das 214 kW LiLFA-Modell am besten ab. Bei einer um 3 t größeren Masse gegenüber dem Hallionen-Triebwerksmodell, erreicht der ERV-Transporter mit diesem Antriebssystem sein Ziel im Vergleich um 58 Tage früher. Der Grund für die besseren Resultate ist, wie in Abschnitt 6.4 gezeigt wurde, daß der adäquate spezifische Impuls für Rendez-Vous-Bahnen zwischen 4000 und 5000 s liegt. Dieser entspricht in etwa dem des im Rahmen dieser Arbeit erstellten 214 kW LiLFA-Modells.

6.7.2 Spiralisieren an der Erde

Für den ERV-Transporter wurden Spiralbahnen um die Erde mit und ohne Eklipsenfeuerung untersucht. Die Ergebnisse sind in den Tabellen 6.22 und 6.23 zusammengefaßt. Die

	H ₂ -TLT	H ₂ -EF-MPD-TW	Ar-EF-MPD-TW	214kW LiLFA	HCPA-TW	Xe-NASA457M
Zeit [Tage]	355	393	288	176	183	178
$t_{umbra,max}$ [min]	140	140	140	130	140	140
m_N [t] ^a	271,10	300,79	269,48	127,09	149,05	151,32
m_{AS} [t]	0,60	0,88	0,63	0,69	1,54	1,29
m_{EVS} [t]	65,35	77,29	46,36	68,41	66,28	37,15
m_{Tr} [t]	127,00	183,61	214,31	30,11	42,61	53,67
m_{Tank} [t]	30,86	43,84	3,14	1,50	1,92	1,47
m_0 [t]	494,91	606,41	533,91	227,80	261,39	244,90

^a beinhaltet das Rückflughabitat, Rückfluggtreibstoff inklusive Tank des Rückkehrfahrzeugs, die Kickstufe und der notwendige Transittreibstoff des ERV-Transporters

Tabelle 6.22 Spiralisieren an der Erde für den ERV-Transporter für unterschiedliche Antriebsmodelle mit Eklipsenfeuerung unter Verwendung eines Energieversorgungssystems mit Stretched-Lens-Array Wandlern

besten Ergebnisse bezüglich Masse und Flugzeit, auch bedingt durch die geringste Nutzlastmasse, konnten mit dem 214 kW LiLFA-Modell erzielt werden, gefolgt von dem Hallionen- und dem HCPA-Triebwerksmodell. Für diese Modelle liegt die Startmasse noch unter 300 t. Der Zusammenbau des ERV-Transporters im LEO ist daher noch nicht zu komplex, wie

	H ₂ -TLT	H ₂ -EF-MPD-TW	Ar-EF-MPD-TW	214kW LiLFA	HCPA-TW	Xe-NASA457M
Zeit [Tage]	398	449	332	197	206	203
m_N [mt]	271,10	300,79	269,48	127,09	149,05	151,32
m_{AS} [mt]	0,60	0,88	0,63	0,69	1,54	1,29
m_{EVS} [mt]	57,91	68,47	41,12	61,12	58,74	32,97
m_{Tr} [mt]	120,30	178,00	207,34	28,62	40,83	51,87
m_{Tank} [mt]	30,00	41,76	3,74	1,40	1,75	1,25
m_0 [mt]	479,91	589,91	522,31	218,91	251,90	238,70

Tabelle 6.23 Spiralieren an der Erde für den ERV-Transporter für unterschiedliche Antriebsmodelle ohne Eklipsenfeuerung unter Verwendung eines Energieversorgungssystems mit Stretched-Lens-Array Wandlern

im Anhang I.4.4 gezeigt ist. Für diese Antriebsmodelle ergeben sich im Vergleich zum Basislagertransporter um 18% längere Spiralzeiten. Die signifikanten Auswirkungen eines zu niedrigen spezifischen Impulses wie im Falle des thermischen Lichtbogen Triebwerksmodells und der Eigenfeld-MPD-Triebwerksmodelle, die sich schon für die heliozentrische Transitphase angedeutet haben, fällt in der Spiralphase noch deutlicher aus. Die Startmassen und Flugzeiten übersteigen die des Basislagertransporters um 75%. Sie liegen zwischen 534 und 606 t, und es ergeben sich Spiralzeiten von mehr als einem Jahr. Bei Verwendung von Eklipsenfeuerung bei photovoltaischen Wandlern ergeben sich um 14% schnellere Flugzeiten. Die Masseneinbußen betragen nur noch 2,5-3%. Die Brenndauer mit und ohne Eklipsenfeuerung ist in Tabelle 6.24 exemplarisch für das Ar-EF-MPD-Triebwerksmodell gezeigt. Für diesen Fall ist die Brenndauer mit Eklipsenfeuerung nur 201 h bzw. 8 Tage länger. Daher wird auch hier Eklipsenfeuerung empfohlen.

	Eklipsenfeuerung	
	mit	ohne
Brenndauer	6912 h	6711 h

Tabelle 6.24 Brenndauern während des Spiralierens für den ERV-Transporter unter Verwendung des Ar-EF-MPD-Triebwerksmodells und eines Energieversorgungssystems mit Stretched-Lens-Array Wandlern

6.7.3 Zusammenfassung

Tabelle 6.25 faßt die Resultate für den ERV-Transporter zusammen. Für das gewählte Szenario und einer Typ A-B Rundreise-Mission zeigt dieses Fahrzeug deutlich die Nachteile zu kleiner spezifischer Impulse bzw. zu geringer Triebwerkswirkungsgrade. Für die Mission ist es von entscheidender Bedeutung, daß die Antriebsparameter so angepaßt werden, daß sich für den ERV-Transporter noch vertretbare Massen und Flugzeiten ergeben. Bei Verwendung des H₂-TLT-Modells bzw. der Eigenfeld-MPD-Triebwerksmodelle sind die Massen so hoch, daß der Zusammenbau im LEO bereits sehr komplex ist, wie im Anhang I.4.4 gezeigt ist. Die langen Flugzeiten auf einer Rendez-Vous-Bahn führen dazu, daß die Brenndauern der Triebwerke mit Werten von 12000 bis 18000 h¹³ an die Grenzen der bisher durchgeführten Lebensdauertests für elektrische Antriebe stoßen oder diese übersteigen. Für die Fremdfeld-MPD-Triebwerksmodelle und das Hallionen-Triebwerksmodell

¹³ Reine Brenndauer für den ERV-Transporter, die Gesamtbrenndauer dieses Antriebssystems ist aufgrund der Wiederverwendung für das Rückkehrfahrzeug dementsprechend noch höher.

	H ₂ -TLT	H ₂ -EF-MPD-TW	Ar-EF-MPD-TW	214kW LiLFA	HCPA-TW	Xe-NASA457M
Flugzeit [Tage]	834	1066	817	557	607	617
m_0 [t]	494,91	606,41	533,91	227,80	261,39	244,90
$m_{\text{Hab,Kapsel}}$ [t]	36,60	36,60	36,60	36,60	36,60	36,60
$m_{\text{Tr+Tank,ERV}}^a$ [t]	81,36	93,63	76,92	38,68	49,45	50,85
m_{AS} [t]	0,60	0,88	0,63	0,69	1,54	1,29
m_{EVS} [t]	65,35	77,29	46,36	68,41	66,28	37,15
m_{Kick} [t]	34,21	38,00	29,07	21,92	23,19	19,98
Spiralieren						
m_{Tr} [t]	127,00	183,61	214,31	30,11	42,61	53,67
m_{Tank} [t]	30,86	43,84	3,13	1,50	1,92	1,47
Transit						
m_{Tr} [t]	95,29	106,37	124,39	28,49	38,12	42,82
m_{Tank} [t]	23,65	26,20	2,50	1,40	1,69	1,17
Eklipsenfeuerung	mit	mit	mit	mit	mit	mit
$t_{\text{umbra,max}}$ [min]	140	140	140	130	140	140
t_{Brenn} [Tage]	663	760	498	393	478	340

^a Masse des Rückkehrtreibstoffs inklusive Tank

Tabelle 6.25 Massen- und Faktenaufistung für den ERV-Transporter für unterschiedliche Antriebsmodelle unter Verwendung eines Energieversorgungssystems mit Stretched-Lens-Array Wandlern

ergeben sich im Vergleich zu den anderen Triebwerksmodellen um 67% niedrigere Flugzeiten, und die Startmassen sind etwa 250-400t niedriger. Die Brenndauern liegen zwischen 8000 und 12000h. Für den Zusammenbau werden ca. 3 bis 4 Schwerlastträgerstarts notwendig. Diese Fakten sprechen für die Verwendung dieser Triebwerksmodelle bzw. für ein Antriebssystem mit diesen Antriebsparametern. Obwohl auch bei den bemannten Hin- und Rückkehrfahrzeug sowie dem Basislagertransporter das H₂-TLT-Modell und die Eigenfeld-MPD-Triebwerksmodelle im Vergleich zu den Fremdfeld-MPD-Triebwerksmodellen und dem Hallionen-Triebwerksmodell deutlich schlechtere Ergebnisse erzielt haben, waren diese dennoch in einem Rahmen, der ein Einsatz nicht unrealistisch macht. Die Resultate für den ERV-Transporter zeigen aber, daß die Antriebsparameter des H₂-TLT-Modells bzw. der Eigenfeld-MPD-Triebwerksmodelle für dieses Fahrzeug schlechter geeignet sind. Aufgrund der Vorgabe der Verwendung gleicher Triebwerke innerhalb einer Einzelmission (Programm-Prinzip) zeigen die Resultate, daß, um gesamtgesehen (alle Fahrzeuge inbegriffen) die besten Ergebnisse erzielen zu können, ein Antriebssystem mit Antriebsparametern ähnlich denen des Hallionen-Triebwerksmodells verwendet werden sollten (100 N, 3000 s bei möglichst hohem Triebwerkswirkungsgrad). Bei Verwendung von photovoltaischen Wandlern sollte Eklipsenfeuerung verwendet werden.

6.8 Missionsabbruch während des Hinfluges

Ein weiterer Aspekt zur Steigerung der Flexibilität und der damit einhergehenden Verringerung des Risikos ist die Möglichkeit, eine Mission jederzeit während des Hinflugs zum Mars abzuberechnen. Dieser Aspekt wird in keinem der gängigen Szenarien betrachtet. Es gibt lediglich Konzepte, die einen Abbruch mit dem bemannten Hinflugfahrzeug direkt nach Erreichen des Mars vorsehen [81]. Der Missionsabbruch mit dem bemannten Hinflugfahrzeug unter Verwendung von kontinuierlichen elektrischen Antrieben wurde im Rahmen

dieser Arbeit untersucht. Hierfür war es notwendig, das Design dieses Fahrzeugs leicht gegenüber dem ohne Abbruchoption zu verändern. Im Falle eines Missionsabbruches kann die gesamte Operationszeit der Bordsysteme (Hinflug und Rückflug) die 350 Tage (Designgrundlage) übersteigen. Für ein Design des bemannten Hinflugfahrzeugs mit Abbruchoption wurde daher die operationelle Dauer des Lebenserhaltungssystems auf 500 Tage erhöht. Der Nachschub an Nahrung, Kleidung und Hygieneartikeln wurde ebenfalls auf 500 Tage ausgelegt. Die Habitatgröße (das freie Volumen) wurde jedoch nicht angepaßt. Als Masse für das modifizierte Habitat inklusive Lebenserhaltungssystem ergibt sich ein Wert von 32,4t. Zur Landung auf der Erde wird eine Erdeintrittskapsel notwendig, die der des Rückkehrfahrzeugs entspricht. Diese Problem läßt sich sehr einfach lösen. Das von der Crew verwendete Crewtaxi besitzt eine solche Kapsel. Diese bleibt nun während des Hinfluges zum Mars am Raumfahrzeug angedockt, anstatt sie nach Beendigung des Andockvorgangs abzuwerfen. Wird kein Abbruchmanöver durchgeführt, wird diese vor Beginn des Aeromanövers am Mars abgesprengt. Als Randbedingung wurde für die Untersuchungen angenommen, daß zum Zeitpunkt des Missionsabbruchs das bemannte Hinflugfahrzeug als Ganzes zurückkehren soll, da es vom Design schwierig ist, nicht mehr benötigte Teile wie z.B. die Abstiegsstufe ohne weiteres vom Fahrzeug abzusprengen. Die gesamte zurückzutransportierende Nutzlast (Habitat inklusive Lebenserhaltungssystem, Abstiegsstufe und Kapsel) beträgt demnach 55,9t. Für den Abbruch wird eine zusätzliche Menge an Treibstoff notwendig. Für das im Rahmen dieser Arbeit untersuchte Beispiel, das die Antriebsparameter des Hallionen-Triebwerksmodells verwendet, wurde die zusätzliche Menge an Treibstoff auf 21 t beschränkt. Die Ergebnisse sind in Tabelle 6.26 zusammengefaßt, und die Flugbahnen sind in Abbildung 6.9 gezeigt.

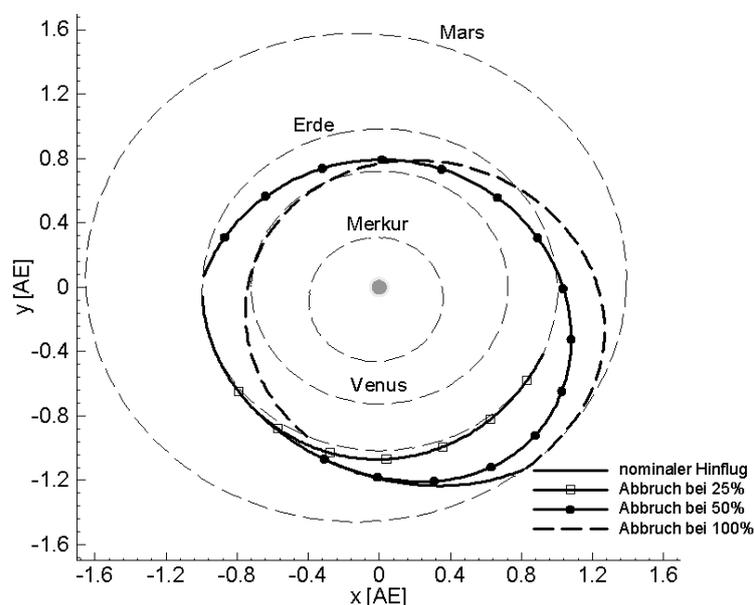


Abbildung 6.9 Rückflugbahnen des bemannten Hinflugfahrzeugs für unterschiedliche Abbruchzeitpunkte exemplarisch für das Hallionen-Triebwerksmodell

Durch die größere Nutzlast erhöht sich gegenüber einer Option ohne Abbruchmöglichkeit die nominale Transitzeit des bemannten Hinflugfahrzeugs für die Crew um 13 Tage, und die gesamte (Spiralieren+Transit) um 37 Tage, wie man Tabelle 6.26 entnehmen kann. Die Startmasse erhöht sich im betrachteten Fall um 20% gegenüber dem Design ohne Abbruchoption, die Zusammenbausequenz dieses bemannten Hinflugfahrzeugs im Orbit ist

	Spiralieren	Nominale Transitbahn	Abbruch		
			25%	50%	100%
Zeit	137	145	122	286	283
m_N [t]	107,79 ^a	78,39 ^a	55,90 ^b	55,90 ^b	55,90 ^b
m_{Tr} [t]	42,77	35,40	38,01	36,12	22,46
m_0 [t]	188,80	148,13	137,29 ^c	126,43 ^c	112,75 ^c

^a beinhaltet Abbruchtreibstoff

^b beinhaltet das Habitat inklusive Lebenserhaltung, die Abstiegsstufe und die Erdeintrittskapsel

^c Raumfahrzeugmasse zum Zeitpunkt des Abbruchs

Tabelle 6.26 Missionsabbruch mit dem bemannten Hinflugfahrzeug für unterschiedliche Abbruchzeitpunkte exemplarisch für ein das Hallionen-Triebwerksmodell

jedoch ähnlich¹⁴. Für die Analyse wurden Abbruchbahnen zu verschiedenen Zeitpunkten berechnet: 25%, 50% und 100%. Die Prozentangabe bezieht sich hierbei auf die mit dem bemannten Hinflugfahrzeug nominal erzielbare Transitzeit zum Mars ($t_{\text{Transit}} = 145$ Tage für Hallionen-Triebwerksmodell). Die Ergebnisse zeigen, daß ein Abbruch mit dem bemannten Hinflugfahrzeug jederzeit möglich ist, mit Gesamtflugzeiten von 158 bis 428 Tagen. Durch den nur moderaten Anstieg von Masse und Flugzeit läßt sich schlußfolgern, daß sich bei Verwendung eines Raumfahrzeugdesigns mit Abbruchmöglichkeit ein großes Maß an Flexibilität und damit an Sicherheit erreichen läßt ohne große Einbußen (Flugzeit, Masse) bei der Durchführung einer solchen Mission. Die Verwendung des in der Abstiegsstufe befindlichen Treibstoffs könnte zusätzlich für den Abbruch verwendet werden. Allerdings liegt das mit dieser Treibstoffmenge erzielbare Δv nur zwischen 150 und 200 m/s. Es kann daher nur als unterstützende Maßnahme angesehen werden. Die Auswirkungen eines solchen Manövers in bezug auf Flugzeit wurden im Rahmen dieser Arbeit nicht weiter betrachtet. Auch wenn ein Missionsabbruch während der Hinflugphase als eher unwahrscheinlich erscheint, sollte beim bemannten Hinflugfahrzeug ein Raumfahrzeugdesigns mit Abbruchmöglichkeit verwendet werden aufgrund der nur sehr geringen Einbußen bezüglich Flugzeit und Masse. Die Tatsache, daß es mit kontinuierlichen elektrischen Antrieben möglich ist, die Mission zu jedem beliebigen Zeitpunkt nach dem Start von der Erde abzubrechen, zeigt das außergewöhnliche Potential dieser Antriebe und den hohen erzielbaren Grad an Flexibilität.

6.9 Missionskonzept

In diesem Abschnitt wird das im Rahmen dieser Arbeit ausgearbeitete Missionskonzept vorgestellt, das auf den Ergebnissen der vorangegangenen Abschnitte basiert. Alle Raumfahrzeuge verwenden ein kontinuierliches elektrisches Antriebssystem basierend auf den Daten des Hallionen-Triebwerksmodells. Es sei hier nochmals erwähnt, daß dies nicht bedeutet, daß für dieses Missionskonzept Hallionen-Triebwerke verwendet werden sollen. Antriebskonzepte, die vergleichbare Antriebsparameter (I_{sp} und η_{TW}) aufweisen, kommen ebenfalls in betracht. Im folgenden werden in den Tabellen die im englischen verwendeten Bezeichnungen der Transferfahrzeuge verwendet. Sie sind daher in der folgenden Auflistung mit

¹⁴ Es wird lediglich ein größerer Transittreibstofftank notwendig. Zumindest für hier untersuchte Hallionen-Triebwerksmodell besteht nicht unmittelbar die Notwendigkeit eines zusätzlichen Schwerlaststraketenstarts

angegeben. Das verwendete Szenario und die Randbedingungen sind:

- 3 Einzelmissionen im Abstand von ca. zwei Jahren, Start der ersten Crew in 2033
- Typ A-B Rundreise-Mission mit 60 Tagen nominaler Aufenthaltszeit¹⁵, Oberflächenbasis, Verwendung des Programm-Prinzips
- Gesplittete Mission, 3 Hinflugtransporter
 - bemanntes Hinflugfahrzeug (POV): Verwendung eines Raumfahrzeugdesigns mit Abbruchmöglichkeit, Aeromanöver am Mars mit $v_\infty = 6 \text{ km/s}$, Landung im Transithabitat, Verwendung von Crewtaxis
 - Basislagertransporter (BICV): Aeromanöver am Mars mit $v_\infty = 6 \text{ km/s}$, Treibstoffproduktion für den Aufstieg am Mars vor Ort möglich
 - ERV-Transporter (ERVCV): Flug auf Rendez-Vous-Bahn, Einschub des Rückkehrfahrzeugs in einen 24 h Orbit mit 250 km Perizentrumhöhe
 - Rückkehrfahrzeug (ERV): Wiederverwendung des Energie- und Antriebssystems des ERV-Transporters, minimale Sonnendistanz 0.7 AE, Aeromanöver an der Erde mit $v_\infty = 9,5 \text{ km/s}$, direkte Landung in Kapsel, identische Habitat- und Lebenserhaltungssystemauslegung wie für bemannte Hinflugfahrzeug (500 Tage Auslegung)
- Startorbit an der Erde: 400 km Kreisorbit mit 23 Grad Inklination
- Verwendung von Schwerlaststartraketen mit 100 t Nutzlastkapazität in den gewählten Startorbit und ca. 15 t in hohen Kreisorbit (Crewtaxi)

Für die Typ A-B Rundreise-Missionen wurde darauf geachtet, daß der Rückflug möglichst günstig (bezüglich Flugzeit) erfolgen kann. Daher mußte der Start des bemannten Hinflugfahrzeugs entsprechend angepaßt werden. Dieses kann daher nicht auf der jeweils schnellst möglichen Flugbahn zum Mars fliegen. Die reinen Nutzlasttransporter starten nicht nur jeweils eine Periode vor der Crew, sondern deren Abflugdatum wurde so abgestimmt, daß im Falle der ersten Mission genügend Zeit vorhanden ist, sämtliche Systeme auf deren Funktion zu überprüfen und um den Treibstoff für den Aufstieg am Mars zu produzieren. Die Rückkehrfahrzeuge der folgenden Missionen sind jeweils als Ersatz für die vorhergehende Mission vorgesehen. Daher wurde der Start des zweiten ERV-Transporters aber auch der des zweiten Basislagertransporters¹⁶ so abgestimmt, daß diese den Mars erreichen, bevor die Vorgängercrew diesen verläßt. Das Programm-Prinzip im „Human Mars Exploration“-Programm sieht die Verwendung eines ähnlichen Missionsszenarios in jeder Einzelmission vor, und es sollen ähnliche Raumfahrzeug- bzw. Subsystemdesigns verwendet werden. Dies schließt aber nicht ein, daß der Basislagertransporter immer die gleiche Nutzlast zum Mars befördert. Sie sollte nur in Masse und Volumen vergleichbar sein. Beispielsweise könnten bei Verwendung einer festen Oberflächenbasis¹⁷ anstelle der Rover andere wissenschaftliche Geräte oder Beförderungsmöglichkeiten zum Mars gebracht werden. Die Masse der

¹⁵ Die Aufenthaltsdauer liegt im Durchschnitt bei 60 Tagen. Für die im folgenden untersuchten Missionen schwankt diese zwischen 58 und 64 Tagen, wie man aus den Datumsangaben entnehmen kann. Aus diesen Anpassungen ergaben sich bezüglich Flugzeit für Rundreise-Mission gesamtgesehen bessere Ergebnisse.

¹⁶ Die Crew auf der Oberfläche könnte beispielsweise die Landung der Basislagerinfrastruktur überwachen.

¹⁷ Für dieses Missionskonzept wurde nicht festgelegt, ob eine feste Oberflächenbasis oder ein „Camp-Typ“ verwendet werden soll, da dies sich nicht entscheidend auf das Design der Transferfahrzeuge auswirkt.

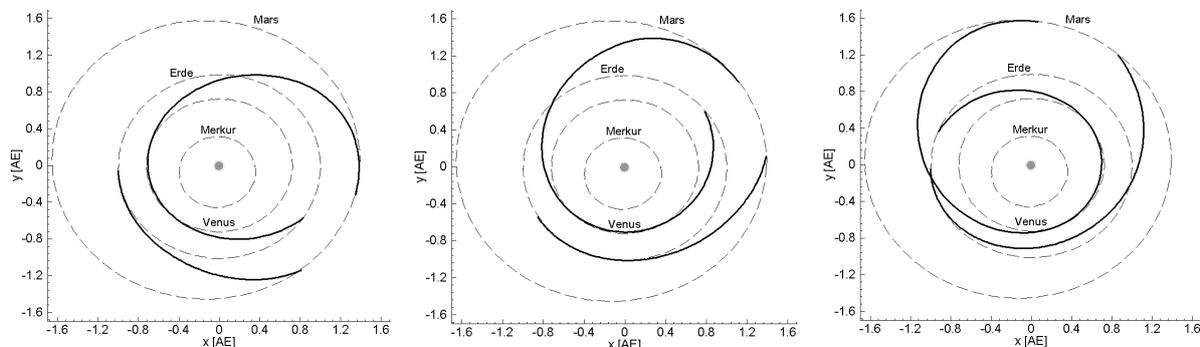
einzelnen Transferraumfahrzeuge ist somit für jede Einzelmission innerhalb des Programms gleich und ist in Tabelle 6.27 zusammengestellt.

	ERVCV	BICV	POV	ERV
m_0	244,9	204,93	188,8	121,71
Schwerlastraketenstarts	3	3	2+1 ^a	-

^a 2 Starts zum Zusammenbau des POV und ein Crewtaxi Start

Tabelle 6.27 Startmasse und Anzahl der Schwerlastraketenstarts für die unterschiedlichen Transferraumfahrzeuge

Aufgrund der unterschiedlichen planetaren Konstellationen für die drei bemannten Missionen sind die Flugbahnen (siehe Abbildungen 6.10 und 6.11) und die Flugzeiten (siehe Tabelle 6.28) unterschiedlich.

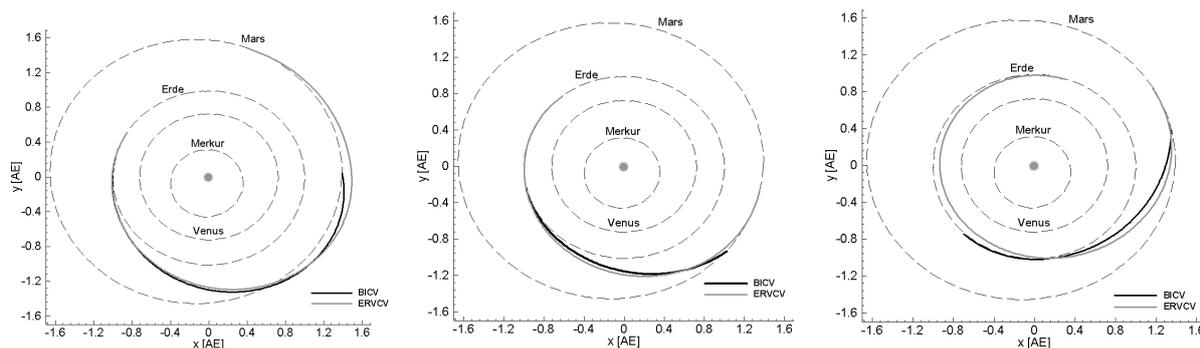


6.10.1: erste Mission

6.10.2: zweite Mission

6.10.3: dritte Mission

Abbildung 6.10 Heliozentrische Flugbahnen für die bemannten Fahrzeuge



6.11.1: erste Mission

6.11.2: zweite Mission

6.11.3: dritte Mission

Abbildung 6.11 Heliozentrische Flugbahnen für die Nutzlasttransporter

Erste Mission: Missionsdesign und Ergebnisse

Für die erste Mission beginnt der Zusammenbau des Basislager- und des ERV-Transporters in 2029. Am 24.Aug 2030 startet der ERV-Transporter. Der Basislagertransporter folgt am 30.Sep 2030. Dieser erreicht am 27.Dez 2031 nach 453 Flugtagen den Mars, der ERV-Transporter am 2.Mai 2032 nach 617 Tagen Flugzeit. Der Zusammenbau des bemannten

	Erste Mission		Zweite Mission		Dritte Mission	
	Flug- zeit [Tage]	Brenn- dauer [h]	Flug- zeit [Tage]	Brenn- dauer [h]	Flug- zeit [Tage]	Brenn- dauer [h]
BICV	453	5640	306	5688	320	5544
POV	282/145 ^a	6648	299/162 ^a	6216	372/235 ^a	6240
ERV	304	4056	334	4248	407	4368
ERVCV	617	8160	446	9552	535	10584

^a Flugzeit für Crew

Tabelle 6.28 Gesamtflugzeiten und Triebwerksbrenndauern der unterschiedlichen Raumfahrzeuge

Hinflugfahrzeugs beginnt Anfang 2032. Es startet am 2.Nov 2032 und erreicht am 24.Mär 2033 Fluchtgeschwindigkeit. Davor wird die Crew mittels Crewtaxi an Bord gebracht. Die ersten Areonauten erreichen am 15.Aug 2033 den Mars nach 145 Tagen Transitzeit. Für die Rückkehr wurde der 20.Okt 2033 festgelegt. Die Crew kehrt am 20.Aug 2034 nach einen 304-tägigen Rückkehrflug und einer Gesamtmissionsdauer von 517 Tagen zur Erde zurück. Die gesamte Masse pro Mission, die in den niedrigen Erdorbit befördert werden muß, beträgt ca. 650 t, und es werden ca 8 Schwerlastraketensstarts zum Zusammenbau der Fahrzeuge notwendig, plus ein Crewtaxi Start. Die maximale Triebwerksbrenndauer (für den Hinflug des ERV-Transporters und für das Rückkehrfahrzeug¹⁸) beträgt 12216 h.

Zweite Mission: Missionsdesign und Ergebnisse

Zeitgleich zur ersten Crew werden der zweite Basislager- und ERV-Transporter gestartet. In der NASA DRM werden diese Fahrzeuge als Ersatz verwendet. Im gewählten Szenario kann nur das mit dem zweiten ERV-Transporter zum Mars beförderte Rückkehrfahrzeug als Ersatz für das erste verwendet werden. Das mit dem zweiten Basislagertransporter gelandete Marsaufstiegsfahrzeug kann nicht unmittelbar als Ersatz dienen. Im Falle einer „Camp Typ“ Mission, könnte der Landeplatz zu weit weg liegen, so daß er mit den vor Ort gegebenen Mitteln unter Umständen nicht erreichbar ist. Falls doch (z.B. bei einer festen Basis) muß nach der Landung des zweiten Marsaufstiegsfahrzeugs zuvor noch der Treibstoff produziert werden¹⁹. Die Areonauten müßten daher im Falle eines Ausfalls des ersten Marsaufstiegsfahrzeugs warten, bis die Treibstoffproduktion des zweiten abgeschlossen ist. Bei einer festen Basis gibt es noch die Möglichkeit, vor der ersten Mission ein Basislagertransporter als Technologieerprobungsfahrzeug zum Mars zu senden. Die erste Crew hätte dann einen Ersatz für die infrastrukturellen Einrichtungen und insbesondere für das Marsaufstiegsfahrzeug. Für die folgenden Missionen würde dann immer ein zusätzliches Marsaufstiegsfahrzeug zur Verfügung stehen. Allerdings müßte die Lebensdauer dieser Fahrzeuge entsprechend groß sein (≈ 5 Jahre). Das erste in der zweiten Mission startende Fahrzeug ist am 3.Aug 2032 der ERV-Transporter, welcher den Mars nach 446 Tagen Flugzeit erreicht. Der Basislagertransporter startet am 3.Nov 3032 und erreicht den Mars nach 306 Tagen Flugzeit. Das bemannte Hinflugfahrzeug beginnt die Spiralphase am 12.Dez.2034, erzielt nach 137 Tagen Fluchtgeschwindigkeit und erreicht den Mars nach einer Transitzeit von

¹⁸ Da das Antriebssystem wiederverwendet wird

¹⁹ Bei der NASA ist aufgrund der gewählten Typ A-A Rundreise-Mission für die Treibstoffproduktion des zweiten Marsaufstiegsfahrzeugs genügend Zeit zur Verfügung. Es kann daher als Ersatz verwendet werden.

162 Tagen. Der Rückflug ist auf den 3. Dez. 2035 terminiert, und die Crew erreicht nach 334 Tagen Rückflugzeit und einer Gesamtmissionsdauer von 551 Tagen die Erde. Die maximale Triebwerksbrenndauer beträgt 13800 h.

Dritte Mission: Missionsdesign und Ergebnisse

Die dritte Mission stellt einen Spezialfall dar. Es handelt sich hierbei um eine Typ B-B Rundreise-Mission (siehe Abbildung K.1.3). Aufgrund einer ungünstigen Konstellation in 2036/37 wurde im Rahmen dieser Arbeit, um die Rückflugzeit zu verringern, eine Typ B Hinflugbahn für das bemannte Hinflugfahrzeug gewählt. Daraus ergibt sich eine im Vergleich zur ersten Mission um ca. 60% längere Flugzeit. Der dritte ERV-Transporter startet am 9. Jun 2034 und erreicht den Mars nach 535 Tagen Flugzeit. Der Basislagertransporter startet am 4. Dez 2034 und erreicht den Mars nach 320 Tagen. Das bemannte Hinflugfahrzeug startet am 11. Nov 2036, und die Crew erreicht den Mars nach einer Transitzeit von 235 Tagen. Die vorübergehend letzten Menschen auf dem Mars verlassen den Planeten am 17. Jan 2038 und erreichen nach über einem Jahr (407 Tage) Rückflug und einer Gesamtmissionsdauer von 701 Tagen die Erde. Die maximale Triebwerksbrenndauer beträgt 14952 h. Diese dritte Mission leidet etwas unter dem Programm-Prinzip und der ungünstigen Konstellation zu diesem Zeitpunkt. Alternativ kann aber auch eine Langaufenthaltsoption als dritte Mission durchgeführt werden (im Rahmen dieser Arbeit aber nicht weiter ausgeführt), die ebenfalls die gleichen Raumfahrzeugdesigns verwenden kann.

6.10 Zusammenfassung

Die Ergebnisse zeigen, daß im Gegensatz zur impulsiven Antrieben (siehe Anhang K) bei Verwendung kontinuierlicher elektrischer Antriebe bemannte Marsmissionen mit kurzer Gesamtmissionsdauer möglich sind bei gleichzeitig moderaten Startmassen und moderaten Flugzeiten. Ein Programm-Prinzip kann sowohl auf Einzelmissionsebene (Verwendung des gleichen Antriebssystem für alle Raumfahrzeuge, Verwendung gleicher Subsystemkomponenten) als auch auf Programmebene angewendet werden. Im fünften Kapitel wurde bereits gezeigt, daß es für das im Rahmen dieser Arbeit verwendete Missionsszenario möglich ist, mit dem gleichen Raumfahrzeugdesign zu jedem Zeitpunkt zum Mars bzw. zurück zur Erde zu fliegen. Ohne große Einbußen bezüglich Masse und Flugzeit ist bei Verwendung kontinuierlicher elektrischer Antriebe ein Missionsabbruch während des Hinflugs jederzeit möglich. Der wichtigste Punkt ist aber, daß kontinuierliche elektrische Antriebe sehr flexible Missionsszenarien ermöglichen und damit das Risiko einer solchen Mission verringern können. Sie sind diesbezüglich einzigartig, und stellen somit eine äußerst interessante Alternative gegenüber der Verwendung impulsiver Antriebe dar.

7 Zusammenfassung und Ausblick

Zusammenfassung

Im Rahmen dieser Arbeit wurden bemannte Missionen zum Mars für unterschiedliche Antriebskonzepte im Hinblick auf Flexibilität, kurze Gesamtmissionsdauern, kurze Transferzeiten und moderate Startmassen untersucht und verglichen. Die Designphilosophie für bemannte Marsmissionen sieht vor, daß diese nicht als Einzelmissionen geplant werden, sondern in ein Programm, dem sogenannten „Human Mars Exploration“-Programm, eingebettet sind, welches aus mehreren Einzelmissionen besteht. Innerhalb dieses Programms strebt man, ähnlich wie beim Apollo-Programm, ein einheitliches Design des Szenarios, der Raumfahrzeuge und Subsysteme an, das für alle Einzelmissionen angewendet werden kann und im Rahmen dieser Arbeit als Programm-Prinzip bezeichnet wurde. Dieses Prinzip wird auch innerhalb von Einzelmissionen angewendet, derart, daß versucht wird, möglichst ähnliche Subsysteme bzw. Komponenten für die unterschiedlichen Fahrzeuge zu verwenden. Die in der Literatur behandelten Missionskonzepte für bemannte Marsmissionen verwenden überwiegend chemische oder nuklear-thermische, also impulsive Antriebskonzepte, die die Transferfahrzeuge in ballistische Flugbahnen einschließen. Die Untersuchungen im Rahmen dieser Arbeit haben gezeigt, daß mit diesen Antrieben die Forderung nach moderaten Massen und kurzen Transferzeiten und die Anwendung eines Programm-Prinzips nur für Langaufenthaltsoptionen (Gesamtmissionsdauern von ca. 1000 Tagen) erfüllt werden kann. Kurze Gesamtmissionsdauern mit einem kurzen Aufenthalt am Mars erfordern hochenergetische Rückkehrbahnen. Aufgrund der zu geringen spezifischen Impulse dieser Antriebe (460 s für chemische bzw. 800 s für nuklear-thermische Antriebe) ergeben sich für Kurzaufenthaltsoptionen sehr hohe Startmassen für die Raumfahrzeuge in der Größenordnung von 1000 t. Der notwendige Antriebsbedarf schwankt für Kurzaufenthaltsmissionen aufgrund der Elliptizität der Planetenorbits für die Einzelmissionen innerhalb des bemannten Marsprogramms sehr stark. Dies führt dazu, daß jedes Rückkehrfahrzeug jeweils ein unterschiedliches Design benötigt. Daher ist die Anwendung eines Programm-Prinzips bei kurzen Gesamtmissionsdauern und impulsiven Antrieben nicht möglich. Ein gewisses Maß an Flexibilität während des Transfers, in der Hinsicht, daß es jederzeit möglich ist, sich an veränderte Rahmenbedingungen anpassen, ist mit impulsiven Antrieben nur begrenzt möglich. Dies schließt beispielsweise einen vorzeitigen Missionsabbruch und eine Startmöglichkeit zu einem beliebigen Zeitpunkt mit ein. Die im Rahmen dieser Arbeit untersuchten kontinuierlichen elektrischen Antriebe bringen eine geringe aber kontinuierliche Beschleunigung oder Abbremsung während des gesamten Transfers auf, mit der es auch möglich ist, jederzeit in die Flugbahn signifikant eingreifen zu können. Gleichzeitig ist es möglich, den maximalen Antriebsbedarf für die unterschiedlichsten Planetenkonstellationen konstant zu halten, wodurch, unter in Kaufnahme einer längeren Flugzeit, die Startmasse und Treibstoffmasse konstant bleiben. Im Rahmen dieser Arbeit wurde eine systematische Analyse kontinuierlicher elektrischer Antriebe durchgeführt. In Parameterstudien wurden die Auswirkungen der unterschiedlichen Antriebsparameter Schub, spezifischer Impuls und Triebwerkswirkungsgrad auf Flugzeit und Masse untersucht. Es zeigte sich, daß für das im Rahmen dieser Arbeit gewählte gesplittete Missionskonzept (mehrere Transfers zum Mars pro Einzelmission) der Gesamtschub (eines Triebwerksclusters) zum Erzielen kurzer Transferzeiten bei ca. 100 N liegen sollte und daß zum Erzielen moderater Raumfahrzeugmassen ein spezifischer Impuls von ca. 3000 s notwendig wird. Der Triebwerkswirkungsgrad sollte so hoch wie möglich, mindestens jedoch $\gtrsim 40\%$ sein, um die Masse des Energiever-

sorgungssysteme so klein wie möglich zu halten. Die Untersuchungen im Rahmen dieser Arbeit zeigten, daß es mit diesen Antrieben theoretisch möglich ist, mit einem Design eines Raumfahrzeugs zu jedem Zeitpunkt zum Mars bzw. zurück zur Erde zu fliegen. Ein Programm-Prinzip ist somit immer anwendbar und es ergeben sich sehr flexible Missionen. Aufgrund der im Vergleich zu impulsiven Antrieben höheren spezifischen Impulse elektrischer Antriebe können kurze Gesamtmissionsdauern von 500-550 Tagen mit gleichzeitig moderaten Massen (insgesamt 650 t für alle Raumfahrzeuge) und moderaten Transferzeiten (130 Tage für Hin- und 300-400 Tage für den Rückflug) erzielt werden. Die Brenndauern der Triebwerke lagen dabei zwischen 5000 und 12000 Stunden. Eine Mission kann zu jedem beliebigen Zeitpunkt nach dem Start abgebrochen werden, und bei Verzögerungen des Missionsstarts besteht nicht die Notwendigkeit, wie im Falle von impulsiven Antrieben, das Design der Raumfahrzeuge an ein neues Missionsszenario anzupassen. Für Langaufenthaltsoptionen können mit kontinuierlichen elektrischen Antrieben ähnliche Flugzeiten und Raumfahrzeugmassen wie für die impulsiven Antriebe erzielt werden. Aufgrund der mit kontinuierlichen elektrischen Antrieben großen erzielbaren Flexibilität sind diese Konzepte auch für Langaufenthaltsoptionen äußerst interessante Alternativen.

Weiterhin wurden im Rahmen dieser Arbeit verschiedene elektrische Antriebskonzepte hinsichtlich ihrer Anwendbarkeit für bemannte Missionen zum Mars untersucht. Die Evaluierung ergab, daß reine elektrostatische Antriebe aufgrund der zu geringen Schubdichte (Schub pro Düsenquerschnitt) der Triebwerke und des geringen Schubgewichtsverhältnisses für bemannte Marsmissionen nicht geeignet sind. Aufgrund des zu geringen spezifischen Impulses (ca. 800 s) widerstandsbeheizter Triebwerke und den hohen daraus resultierenden Massen müssen diese ebenfalls ausgeschlossen werden. Thermische Lichtbogentriebwerke, Hallionen-Triebwerke, sowie magnetoplasmadynamische Eigen- und Fremdfeldbeschleuniger sind grundsätzlich geeignet. Für diese ausschließlich als Labormodelle vorliegenden Konzepte wird aber weitere Entwicklungsarbeit notwendig, um die für bemannte Marsmissionen erforderlichen Antriebsparameter (Schub, spezifischer Impuls, Triebwerkswirkungsgrad) und die Lebensdauern zu erzielen.

Die im Rahmen dieser Arbeit durchgeführte Systemanalyse berücksichtigte neben dem Antrieb auch das Lebenserhaltungs- und Energieversorgungssystem. Bezüglich des Lebenserhaltungssystems werden Konzepte mit operationellen Dauern von 300 bis 500 Tagen notwendig. Bioregenerative Systeme, die auch bislang noch nicht den Beweis des zuverlässigen Funktionierens als Lebenserhaltungssystem für Weltraumhabitate (begrenzter Durchmesser und Abmaße) für mehrere Personen über einen langen Zeitraum erbracht haben, sind für bemannte Marsmissionen nicht notwendig. Ein physiko-chemisches Lebenserhaltungssystem mit einem offenen Nahrungs- einem aber weitgehend geschlossenen Wasser- und Luftkreislauf (ca. 80-90%) ist bezüglich Masse, Volumen und Leistungserfordernissen und hinsichtlich der Zuverlässigkeit die günstigere Alternative. Bei Verwendung elektrischer Antriebe ergibt sich ein notwendiger Leistungsbedarf von 3-7 MW. Die Analysen im Rahmen dieser Arbeit haben gezeigt, daß für diesen Leistungsbereich sowohl ein photovoltaisches als auch ein thermodynamisches System mit Brayton Wandlung und der Verwendung von Nuklearreaktoren vergleichbare Ergebnisse bezüglich Masse und Flugzeit liefern. Die Abbremsung aufgrund der Restatmosphäre beim Spiralieren an der Erde mit photovoltaischen Konzepten stellte sich nicht als problematisch heraus, da die Schubbeschleunigung um den Faktor 20 höher ist als die Abbremsung des Raumfahrzeugs durch die Restatmosphäre.

Summary

Within this work piloted Mars missions have been analyzed with respect to flexibility, a short total mission duration, moderate transfer times and moderate masses. The design philosophy related to piloted Mars missions is that such missions are not planned as single missions but that they are always a part of the so called "Human Mars Exploration"-program that commonly consists of several single piloted missions. Within that program a common design like in the Apollo-Program concerning the scenario, the spacecraft and subsystem design is desired that can be applied to every single piloted mission. Within this work such an approach is called a program-principle. This principle is also applied on the single mission level by using similar subsystem or components for all spacecraft. The concepts for piloted Mars missions that are discussed in the literature commonly use chemical or nuclear-thermal propulsion. These impulsive propulsion concepts inject spacecraft into ballistic trajectories. The analyses revealed that with such propulsion systems moderate masses and moderate transfer times and the use of the program-principle is only feasible for long-stay options with total mission durations in the range of about 1000 days. Short total mission durations can only be achieved with so called short-stay option that require high-energy return trajectories. The low specific impulse of impulsive propulsion (460 s for chemical and 800 s for nuclear-thermal propulsion) results in high initial spacecraft masses with about 1000 mt for these short-stay options. The required velocity increment for such missions varies significantly due to the ellipticity of the planets' orbits and leads to different requirements for the single piloted missions within the program. Every return vehicle requires a different design. Thus, with impulsive propulsion the use of a program-principle for short-stay options is not feasible. Further on, flexibility during the transfer including a mission abort at any time during the transfer as well as the chance to react in case of delays can hardly be achieved with such a propulsion concept. In contrast to impulsive propulsion continuous electric concepts accelerate spacecraft with a low but continuously applied thrust during the whole transfer, and it is possible at any time to interfere and change the nominal trajectory. At the same time it is possible to limit the required velocity increment and, thus, the spacecraft and propellant mass for different planetary constellations by allowing longer flight times. Within this work a systematic analysis concerning flight time, spacecraft and propellant mass was done for continuous electric propulsion including parameter variations of the thrust, the specific impulse and the thruster efficiency. It was found that in order to achieve short transfer times for the chosen split-mission concept (several outward transfers per mission) a total thrust (thruster cluster) of about 100 N is required. For moderate masses the specific impulse should be in the range of about 3000 s. In order to reduce the mass of the electric power system the thruster efficiency should be as high as possible and at least $\gtrsim 40\%$. The analyses showed that with this type of propulsion it is possible to go to Mars and to return to Earth at any time with one spacecraft design. A program-principle is always applicable and very flexible missions can be achieved. Due to their higher specific impulse compared to impulsive concepts short-stay options with total mission durations between 500 and 550 days become feasible with moderate masses (650 mt initial mass to low earth orbit) and fast transfer times (130 days outward and 300-400 days for the return). The thrust burn times have been between 5000 and 12000 hours. It is possible to abort a mission at any time after launch from Earth and it is not necessary to change the spacecraft design in case of mission delays. For long-stay options continuous electric propulsion achieve similar transfer times and spacecraft masses compared to impulsive concepts. However, since the use of continuous electric propulsion results in a high mission flexibility, such concepts are also very interesting alternatives for long-stay options. Further on, the use of different electric propulsion concepts for piloted Mars missions

was assessed within this work. The analyses showed that all electrostatic concepts are not adequate due to their low thrust density (thrust per nozzle cross section) and low thrust to weight ratio. Resistojets have been excluded, since their low specific impulse (800s) would result in high initial masses. Arcjets, Hallion-thrusters as well as self-field and applied-field magnetoplasmadynamic thrusters are all promising candidates. However, further development is required to improve the performance of these labmodels with respect to thrust, specific impulse, thruster efficiency and life time.

Besides the propulsion system the life support and power supply system were analyzed. The life support system's operational time is in the range of 300 to 500 days. Bioregenerative systems are not necessary. Besides that such systems have not proofed to be feasible concepts for space habitats (limited dimensions) for several people over a longer operational time range so far. Physico-chemical life support systems with an open nutrition loop but a water and air loop closure of about 80-90% are the better choice concerning mass, volume, power consumption and reliability. Electric propulsion requires power levels of about 3-7 MW. The analyses within this work showed that for this power range photovoltaic as well as a nucleardynamic concepts with Brayton power conversion result in similar masses and flight times. The orbit decay due to residue atmosphere during the spiraling phase at Earth for photovoltaic systems is of minor importance since the thrust acceleration is 20 times higher than the deceleration due to residue atmosphere.

Ausblick

Diese Arbeit sollte eine Grundlage schaffen, für die Verwendung von elektrischen Antrieben für bemannte Missionen zum Mars. Die notwendigen ersten Abschätzungen sowie teilweise detailliert durchgeführte Berechnungen lieferten erste Anhaltspunkte für das Design der Raumfahrzeuge und der wichtigsten Subsysteme Antrieb, Habitat, Lebenserhaltung und Energieversorgung. In weiterführenden Arbeiten sollten die bisher nicht betrachteten Aspekte wie die Strahlungsbelastung für die verschiedenen Typen von Flugbahnen und Rundreise-Missionen sowie für unterschiedliche Aufenthaltsdauern am Mars und Arten der Marsbasis untersucht werden. Weiterhin sollten für die Subsysteme Thermalkontrolle und Lageregelung Konzepte erstellt werden und deren Auswirkungen auf die Raumfahrzeugmasse und die Flugbahn untersucht werden. Die Leistung kombinierter Antriebe wie z.B. elektrisch-chemisch für die Transitfahrzeuge wurden im Rahmen dieser Arbeit nicht untersucht, da mit ihnen ein Programm-Prinzip nur bedingt anwendbar ist. Da sie aber eine interessante Alternative darstellen, sollten solche Konzepte in zukünftigen Arbeiten eingehender untersucht werden.

Schlußbemerkung

Schließen möchte ich diese Arbeit mit dem Schlußsatz aus Herman Oberths berühmter Abhandlung „Wege zur Raumschiffahrt“. Er beschäftigte sich bereits Anfang des letzten Jahrhunderts mit bemannten Missionen zum Mars wie auch mit elektrischen Antrieben (elektrisches Raumschiff) und schreibt: „Wenn sich das Prinzip des elektrischen Raumschiffes als durchführbar erweisen sollte, dann würde es neben der Rakete ... auch noch diese theoretische Möglichkeit geben, die Planetenräume zu erreichen. Eine Energiestation müßte eine Anzahl von Influenzmaschinen betreiben, allerdings von mehreren Millionen Pferdestärken, und daran wird die Sache in der Praxis wohl scheitern.“ Ich hoffe, daß er zumindest mit seiner letzten Aussage falsch liegt, aber dies werden wir hoffentlich in 29 Jahren erfahren, also ca. 100 Jahre nach Oberths Veröffentlichung.

Bis dahin gilt der Leitspruch:

Nichts sieht hinterher so einfach aus, wie eine verwirklichte Idee!

Wernher Freiherr von Braun

Literaturverzeichnis

- [1] <http://nmp.jpl.nasa.gov/ds1/>, 2004.
- [2] <http://www.esa.int/artemislaunch/>, 2004.
- [3] <http://www.esa.int/export/SPECIALS/SMART-1/index.html>, 2004.
- [4] <http://www.ilcdover.com/SpaceInf/habitats/transhab.htm>, 2004.
- [5] <http://www.astronautix.com>, 2004.
- [6] <http://www.irs.uni-stuttgart.de/RESEARCH>, 2004.
- [7] <http://nathanderweise.physik.uni-giessen.de/dhasselk/tuts/typen/typen.html>, 2004.
- [8] www.orbireport.com/News2000-06.html, 2004.
- [9] www.islandone/APC/Electric, 2004.
- [10] <http://chemsrv0.pph.univie.ac.at/INTRA/DEVICE/MILLIQ.htm>, 2004.
- [11] V.P. Ageyev, V.G. Ostrovsky, und V.A. Petrosov. High Current Stationary Plasma Thruster of High Power. IEPC-93-117, 1993.
- [12] M. Auweter-Kurtz. Lichtbogenantriebe für Weltraumaufgaben. Teubner-Verlag, Stuttgart, 1992.
- [13] M. Auweter-Kurtz. Elektrische Raumfahrtantriebe. Institut für Raumfahrtsysteme, Universität Stuttgart, 1997. Ergänzungsskript zur Vorlesung elektrische Antriebe.
- [14] M. Auweter-Kurtz. High Power Hydrogen Arcjet Thrusters. Journal of Propulsion and Power, Volume 14(No.5):pp 764, 1998.
- [15] M. Auweter-Kurtz. Optimization of Electric Thrusters for Primary Propulsion. AIAA-2001-3347, 2001.
- [16] M. Auweter-Kurtz. Unkonventionelle Raumfahrtantriebe. Vorlesungsskript, Institut für Raumfahrtsysteme, Universität Stuttgart, 2002.
- [17] M. Auweter-Kurtz. Institut für Raumfahrtsysteme, Universität Stuttgart, Stuttgart, 2003. Persönliche Gespräche.
- [18] M. Auweter-Kurtz, G. Krülle, und H. Kurtz. The Investigation of Applied Field MPD Thrusters on the International Space Station. IEPC-97-116, 1997.

- [19] M. Auweter-Kurtz und H. Kurtz. High Thrust Density Electric Propulsion for Heavy Payload Inspace Transportation. Proceedings of the 4th International Spacecraft Propulsion Conference, Cagliari, Sardinien, Italien, 2004.
- [20] R. H. Battin. An Introduction to the Mathematics and Methods of Astrodynamics, Revised Edition. AIAA Education Series, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, 1999.
- [21] L Bessone und D. Vennemann. Human Missions to Mars. 2004. ESA, CDF Study Executive Summary.
- [22] H.S. Bloomfield. A Reliability and Mass Perspective of SP-100 Stirling Cycle Lunar-Base Powerplant Design. NASA TM 103736, 1991.
- [23] H. Böhrk, S. Laure, und M. Auweter-Kurtz. Feasibility Study of Application of ATTILA to In-Space Propulsion for Piloted Missions. IAC-04-S.4.03, 2004.
- [24] D.K Bonnar und L. Richardson. DELTA IV Launch Vehicle Growth to Support NASA's Space Exploration Vision. IAC-04-V.4.03, 2004.
- [25] T.J. Brand, D.P. Fuhry, und S.W. Shepperd. An Onboard Navigation System which fulfills Mars Aerocapture Guidance Requirements. AIAA-89-0629, 1989.
- [26] R. D. Braun und R. W. Powell. Earth Aerobraking Strategies for Manned Return from Mars. Journal of Spacecraft and Rockets, Volume 29(No.3):297, 1992.
- [27] R.D. Braun und R.W. Powell. Aerodynamic Requirements of a Manned Mars Aerobraking Transfer Vehicle. AIAA-90-2817, 1990.
- [28] R.D. Braun, R.W. Powell, und L.C. Hartung. Effect of Interplanetary Options on a Manned Mars Aerobraking Configuration. NASA Technical Paper 3019, 1990.
- [29] D.R. Bromaghim. Review of the Electric Propulsion Space Experiment ESEX Program. Journal of Propulsion and Power, Volume 18(No.4):pp 723, 2002.
- [30] E. Choueiri. Scaling of Thrust in Self Field Magnetoplasmadynamic Thrusters. Journal of Propulsion and Power, Volume 14(No.5):pp 744, 1998.
- [31] F. Conrad, M. Klimke, und M. Reichert. Konzeptioneller Entwurf eines Habitatsystems für unterschiedliche lunare Aufbauphasen. DLR-TB 318-95/01, DLR, Deutsche Forschungsanstalt für Luft- und Raumfahrt e.V., Forschungsbereich Flugmechanik/Flugführung, Hauptabteilung Systemanalyse Raumfahrt, Köln, 1995.
- [32] M. Czupalla. Analysis of a Spacecraft Life Support System for a Mars Mission. Spacecraft Life Support System Design Course (ASEN5116), Final Report, 2003.
- [33] B. Dachwald. Low Thrust Trajectory Optimization and Interplanetary Mission Analysis Using Evolutionary Neurocontrol. Doktorarbeit, Institut für Raumfahrttechnik, Universität der Bundeswehr, München, 2004.
- [34] A.E. Drysdale und A.J. Hanford. Advanced Life Support Research and Technology Development Metric - Baseline, 1999. NAS9-98119.
- [35] L. A. Dudzinski. Design of a Solar Electric Propulsion Transfer Vehicle for a Non-Nuclear Human Mars Exploration Architecture. IEPC-99-181, 1999.

- [36] B.E. Duffield. Advanced Life Support (ALS) Technologies List Version 4. Contract: NAS9-19100, MSAD-01-0221, 2001. <http://advlifesupport.jsc.nasa.gov/documents/simaDocs/MSAD-01-0221.pdf>.
- [37] P. Eckart. Space Fight Life Support and Biospherics. Microcosm Press, Torrance, 1996.
- [38] M. El-Genk und J. Tournier. Conceptual Design of a 100-kWe Space Nuclear Reactor System with High Power AMTEC. Space Technology and Applications International Forum (STAIF-2003), pp397, 2003.
- [39] M. El-Genk und J. Tournier. High Power AMTEC Convertors for Deep-Space Nuclear Reactor Power Systems. Space Technology and Applications International Forum (STAIF-2003), pp730, 2003.
- [40] EMCORE Corporate. Product Information on Solar Cells, Panells and Arrays. www.emcore.com/solutions/Photovoltaics/index.html.
- [41] S. Erb. Trajectory Optimization of a Moon Transfer from GTO employing Solar Electric Propulsion. Diplomarbeit, Institut für Flugmechanik und Flugregelung, Universität Stuttgart, Stuttgart, 2002.
- [42] H. Funke, W. Jehle, und U. Burmester. Initial Breadboarding of a Methane Pyrolysis Reactor. Work Order N0 5- to ESTEC Contract No. 12333/97/NL/GD, 2000.
- [43] H. Funke und A. Kirchmaier. Air Revitalization System Demonstrator. ESTEC Contract No. 12333/97/NL/JG, 2000.
- [44] P.F. Gath und K.H. Well. Bahnoptimierung. Vorlesungsskript, Institut für Fluchmechanik und Flugregelung, Universität Stuttgart, Stuttgart, 2000.
- [45] P. Gill, W. Murray, und M. Saunders. User's Guide for SNOPT 5.3, 1998.
- [46] J.H. Gilland. Mission and System Optimization of Nuclear Electric Propulsion Vehicles for Lunar and Mars Missions. IEPC-91-138, 1991.
- [47] J.H. Gilland, R.M. Myers, und M.J. Patterson. Multimegawatt Electrix Propulsion System Design Considerations. AIAA 90-2552, 1990.
- [48] M.A. Green, K. Emery, K. Bücher, D.L. King, und S. Igari. Solar Cell Efficiency Tables (Version9). Progress in Photovoltaics: Research and Applications, Volume 5(No.1):pp 51, 1997.
- [49] C. Hirata, J. Greenham, N. Brown, D. Shannon, und J. Burke. A New Plan for Sending Humans to Mars. The Caltech Mars Society Mission 2.0, California Institute of Technology, 1999. http://mars.caltech.edu/chris_its/mars/cmsm2r.html.
- [50] S. Hoffman und D. Kaplan. The Reference Mission of the NASA Mars Exploration Study Team. <http://www-sn.jsc.nasa.gov/marsref/contents.html>, 1997.
- [51] H. Hohnwald. Systemanalyse und Design eines bemannten Raumfahrzeuges mit kontinuierlichem Antrieb. Diplomarbeit, IRS-03-S24, Institut für Raumfahrtsysteme, Universität Stuttgart, Stuttgart, 2003.
- [52] N. Illmer. European Astronaut Center, ESA-EAC, Köln, 2004. Persönliche Gespräche.

- [53] S. J. Isakowitz. International Reference Guide to Space Launch Systems. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1991.
- [54] D.T. Jacobson und D.H. Manzella. 50KW Class Krypton Hall Thruster Performance. AIAA 2003-4550, 2003.
- [55] R.G. Jahn. Physics of Electric Propulsion. McGraw-Hill Series in Missile and Space Technology, New York, 1968.
- [56] R.G. Jahn und E.Y. Choueiri. Electric Propulsion. aus Encyclopedia of Physical Science and Technology, Vol. 5, 3rd ed., Academic Press, pp. 125-141, 2002.
- [57] R.Y. Jits. NASA Ames Research Center, Moffett Field, California, USA, 2003. Persönliche Gespräche.
- [58] R.Y. Jits und G.D. Walberg. Blended Control, Predictor-Corrector Guidance Algorithm: An Enabling Technology for Mars Aerocapture. IAF-01-A.7.05, 2001.
- [59] T.W. Kerslake und L.P. Gefert. Solar Power System Analysis for Electric Propulsion Missions. NASA TM-1999-209289, 1999.
- [60] M. Klimke. Systemanalytischer Entwurf verschiedener Mondkraftwerkskonzepte im kW/MW-Leistungsbereich. DLR-TB 318-93/06, DLR, Hauptabteilung Systemanalyse Raumfahrt, Köln.
- [61] S. Krauthamer, R.S.L. Das, und R.H. Frisbee. Power Processing Units for High Powered Solar Electric Propulsion Using MPD Thrusters. Presented at the AIAA/SAE/ASME/ASEE 28th Joint Propulsion Conference, 1993.
- [62] S. Krauthamer, R.S.L. Das, und R.H. Frisbee. Power Processing Unit Options for high Powered Nuclear Electric Propulsion Using MPD Thrusters. IECEC Paper No.AP-306, 1995.
- [63] H.L. Kurtz. Energieversorgungssysteme für die Raumfahrt. Verlesungsskript, Institut für Raumfahrtsysteme, Universität Stuttgart, 1999.
- [64] J. E. Lyne, A. Anagnost, und M.E. Tauber. Parametric Study of Manned Aerocapture Part 2: Mars Entry. Journal of Spacecraft and Rockets, Volume 29(No.36):814, 1992.
- [65] J.E. Lyne, M.E. Tauber, und R.D. Braun. Parametric Study of Manned Aerocapture Part 1: Earth Return from Mars. Journal of Spacecraft and Rockets, Volume 29(No.36):808, 1992.
- [66] J.E. Lyne, P. Wercinski, G. Walberg, und R. Jits. Mars Aerocapture Studies for the Design Reference Mission. AIAA-98-110, auch verfügbar als AAS-98-110, 1998.
- [67] D.H. Manzella, R.S. Jankovsky, und R.R. Hofer. Laboratory Model 50kW Hall Thruster. AIAA-2002-3676, 2002.
- [68] L.S. Mason. SP100 Reactor with Brayton Conversion for Lunar Surface Applications. NASA TM 105637, 1992.
- [69] E. Messerschmid, R. Bertrand, und F. Pohlemann. Raumstationen. Springer-Verlag, Berlin, Heidelberg, New York, 1997.

- [70] M.Maibaum und M. Reichert. SATMAS: Ein computergestütztes Modell zum Entwurf von Kleinsatelliten auf Subsystemebene. DLR-TB 318-95/02, DLR, Deutsche Forschungsanstalt für Luft- und Raumfahrt e.V., Forschungsbereich Flugmechanik/Flugführung, Hauptabteilung Systemanalyse Raumfahrt, Köln, 1995.
- [71] O. Montenbruck und E. Gill. Satellite Orbits, Models, Methods and Applications. Springer-Verlag, Berlin, Heidelberg, New York, 1999.
- [72] O. Montenbruck und Th. Pfleger. Astronomie mit dem Personal Computer. Springer-Verlag, Berlin, Heidelberg, New York, 2000.
- [73] M.P. Moriarty. Heat Pipe Cooled Heat Rejection Subsystem for Nuclear Electric Propulsion (Task Order NO.18). NASA Contractor Report CR-191132, 1993.
- [74] D. Mugnier. Ariane 5 User's Manual. Issue 3, Revision 0, Arianespace, Evry, Frankreich, 2000.
- [75] C.D. Murray und S.F. Dermott. Solar System Dynamics. Cambridge University Press, Cambridge, New York, Melbourne, 1999.
- [76] W.D. Muth, C. Hoffmann, und J.E. Lyne. Earth Return Aerocapture for the Transhab/Ellipsled Vehicle. Final Study Report for NASA Grant NAG1-2163, auch verfügbar als AAS 00-200, 2000.
- [77] R.M. Myers. Applied Field MPD Thruster Performance with Hydrogen and Argon Propellants. Journal of Propulsion and Power, Volume 9(No.5):pp 781, 1993.
- [78] N.N. Manned Mars Missions Working Group Papers. Report of a Workshop at the Marshall Space Flight Center, Huntsville, USA, Teilberichte auch als NASA TM 89320 verfügbar, 1985.
- [79] N.N. Reference Mission Version 3.0 Addendum to the Human Exploration of Mars: The Reference Mission of the NASA Mars Exploration Study Team. <http://www-sn.jsc.nasa.gov/marsref/contents.html>, 1998.
- [80] H. Oberth. Wege zur Raumschiffahrt. Verlag von R. Oldenbourg, München und Berlin, 1929. 3. Auflage von Die Rakete zu den Planetenräumen.
- [81] M. Okutsu und J.M. Longuski. Mars Free Returns via Gravity Assist from Venus. Journal of Spacecraft and Rockets, Volume 39(No.1):pp 31, 2002.
- [82] M.J. O'Neill. Ultra-light stretched Fresnel Lens Solar Concentrator for Space Power Applications, 2003. Presented at The International Symposium on Optical Science and Technology, Paper No. 5179-17.
- [83] M.J. O'Neill. 1000 W/kg Solar Concentrator Arrays for Far-Term Space Missions. Presented at Space Technology International Forum (STAIF)-Albuquerque-2004, 2004.
- [84] Planetary Exploration Organization. The Emigrant Trail. Planetary Explorer Magazine, General Dynamics Space Systems Division, San Diego, 1988.
- [85] D. Portree. Humans to Mars:Fifty Years of Mission Planning, 1950-2000. Monographs in Aerospace History, Number 21, NASA SP-2001-4521, 2001.

- [86] J. E. Prussing und B. A. Conway. *Orbital Mechanics*. Oxford University Press, New York, Oxford, 1993.
- [87] A. Reinacher. Systemanalytische Vorauslegung einer Aufstiegsstufe am Mars für zukünftige bemannte Marsmissionen. Diplomarbeit, IRS-04-S08, Institut für Raumfahrtssysteme, Universität Stuttgart, Stuttgart, 2004.
- [88] Rockwell International. *Lunar Electric Power System Utilizing The SP-100 Reactor Coupled to Dynamic Conversion Systems (Task Order No.12)*. NASA Contractor Report CR-191023, 1993.
- [89] SART. *STSM Manual Version 1.2*. Institut für Raumfahrtantriebe, DLR, Köln.
- [90] T.D. Schmidt, B. Dachwald, W. Seboldt, und M. Auweter-Kurtz. *Flight Opportunities from Mars to Earth for Piloted Missions Using Continuous Thrust Propulsion*. AIAA-2003-4573, 2003.
- [91] T.D. Schmidt, W. Seboldt, und M. Auweter-Kurtz. *Propulsion Options for Manned Mars Missions*. 6th International Symposium, Propulsion for Space Transportation of the XXIth Century, Versailles, France, 2002.
- [92] P.C. Schmitz und L.S. Mason. *Space Reactor Stirling Cycle System for High Power Lunar Application*. NASA TM 103698, 1991.
- [93] W. Seboldt. Institut für Raumsimulation, DLR, Köln, 2003. Eine Bemerkung, auf die Frage nach Einzeltransfer- (All-In-One) Raumfahrzeugen.
- [94] V.F. Semyonov. *Preliminary Project of the Manned Mars Exploration*. 2000. International Science and Technology Center (ISTC), Project No. 1172, Final Report.
- [95] M. Sippel. SART, Institut für Raumfahrtantriebe, DLR, Köln, 2003. Persönliche Gespräche.
- [96] Spectrolab Inc. *Product Information on Solar Cells, Panells and Arrays*, 2002. www.spectrolab.com.
- [97] S.A. Striepe, R.D. Braun, und R.W. Powell. *Influence of Interplanetary Trajectory Selection on Earth Atmospheric Entry Velocity of Mars Missions*. *Journal of Spacecraft and Rockets*, Volume 30(No.4):420, 1993.
- [98] S.A. Striepe, R.D. Braun, R.W. Powell, und W.T. Fowler. *Influence of Interplanetary Trajectory Selection on Mars Atmospheric Entry Velocity*. *Journal of Spacecraft and Rockets*, Volume 30(No.4):426, 1993.
- [99] M.E. Tauber, G.E. Palmer, und L. Yang. *Earth Atmospheric Entry Studies for Manned Mars Missions*. AIAA-90-1699, 1990.
- [100] V. Tikhonov, S. Semenikhin, J.R. Brophy, und J.E. Polk. *The Experimental Performance of the 100 kW Li MPD Thruster with External Magnetic Field*. IEPC-95-105, 1995.
- [101] V.B. Tikhonov, S.A. Semenikhin, J.R. Brophy, und J.E. Polk. *Performance of 130 kW MPD Thruster with an External Magnetic Field and Li as a Propellant*. IEPC-97-117, 1997.
- [102] C. Tomatis. *Analysis 1: The Martian Logistic Infrastructure*, 2003. Arbeitspaket von Alenia Spazio im Rahmen des „Aurora Long Term Plan“.

-
- [103] J. Tournier und M. El-Genk. An electric model of a vapour anode, multitube alkali-metal thermal-to-electric converter. *Journal of Applied Electrochemistry*, pp1263, 1999.
- [104] TTI GmbH. GESOP 4.5.3 Software User Manual. Technologie Transfer Initiative der Universität Stuttgart, TTI GmbH, Dept. of Optimization, Guidance and Control, Stuttgart, 2003. <http://www.gesop.de>.
- [105] W. von Braun. Das Marsprojekt. Weltraumfahrt, 1952.
- [106] T. Wegmann. Experimentelle Untersuchung kontinuierlich betriebener magnetoplasma-dynamischer Eigenfeldantriebe. Doktorarbeit, Fakultät für Luft- und Raumfahrttechnik, Universität Stuttgart, Stuttgart, 1994.
- [107] R.P. Welle. Availability Considerations in the Selection of Inert Propellants for Ion Engines. AIAA 90-2589, 1990.
- [108] R.P. Welle. Xenon and Krypton Availability for Electric Propulsion: An Updated Assessment. AIAA 93-2401, 1993.
- [109] P.O Wieland. Living Together in Space: The Design and Operation of the Life Support Systems on the International Space Station. NASA/TM-1998-206956/VOL1, 1998.
- [110] W. E. Wiesel. Spaceflight Dynamics. McGraw-Hill, New York, 1989. McGraw-Hill Series in Aeronautical and Aerospace Engineering.
- [111] W.H. Willcockson. OTV Aeroassist with low L/D. *Acta Astronautica*, Volume 17(No.3):pp 277, 1988.
- [112] R. Zubrin. The Case for Mars. Touchstone, Simon & Schuster Inc., New York, 1997.

A Bemannte Mars

Missionsszenarien: Einteilung und Übersicht

A.1 Einteilung bemannter Marsmissionsszenarien

Eine Einzelmission kann mit Hilfe der drei folgenden Optionen klassifiziert werden:

- Expeditions-Option
- Transport-Option
- Rundreise/Aufenthalts-Option

Expeditions-Optionen

Die Expeditions-Optionen beinhalten den Ort und Typ der gewählten Explorationsbasis am Mars. Als Ort gilt diejenige Einrichtung (Habitat), bei/in welchem sich die Areonauten während des Aufenthaltes am Mars die meiste Zeit aufhalten. Bezüglich des Ortes gibt es Oberflächenbasen, wie im Falle der NASA Design Reference Mission (NASA DRM) [50], oder Orbitalbasen, wie im Falle des ESA Design-Case (ESA DC) [21]. Bezüglich des Typs können Basislager für eine einmalige Anwendung ausgelegt werden, „Camp-Typ“, wie im Falle von Zubrins Mars-Direct Szenario [112]. Somit muß innerhalb des „Human Mars Exploration“-Programms für jede nachfolgende Mission eine neue Basislagerinfrastruktur bereitgestellt werden. Eine Alternative ist eine feste Basis an einer bestimmten Stelle mit der Option auf stetige Erweiterung in nachfolgenden Missionen. Dieser Typ wird im Englischen als „Outpost-Base“ bezeichnet. In bezug auf Masse könnte dieser Typ von Basislager vorteilhaft sein, nicht aber in bezug auf Wartung. Ein Basislager, ausgelegt als Oberflächen „Camp-Typ“ ermöglicht die Vor-Ort Erkundung an vielen verschiedenen Stellen auf der Mars Oberfläche, was im Falle eines „Outpost-Base“ Typs kaum erzielt werden kann. Wenn neben der Erforschung des Mars auch dessen Besiedlung ein Ziel bemannter Missionen ist, dann ist ein „Outpost-Typ“ zu bevorzugen. Tabelle A.1 zeigt eine Einteilung der in der Literatur behandelten Missionskonzepte anhand der Expeditions-Optionen.

	Ort		Typ		Referenz
	Oberfläche	Orbit	Camp	Outpost	
NASA DRM	x			x	[50]
ISTC-Konzept		x		NN	[94]
Mars Direct	x		x		[112]
ESA DC		x	x		[21]

Tabelle A.1 Einteilung von in der Literatur behandelten Missionskonzepten anhand der Expeditions-Optionen

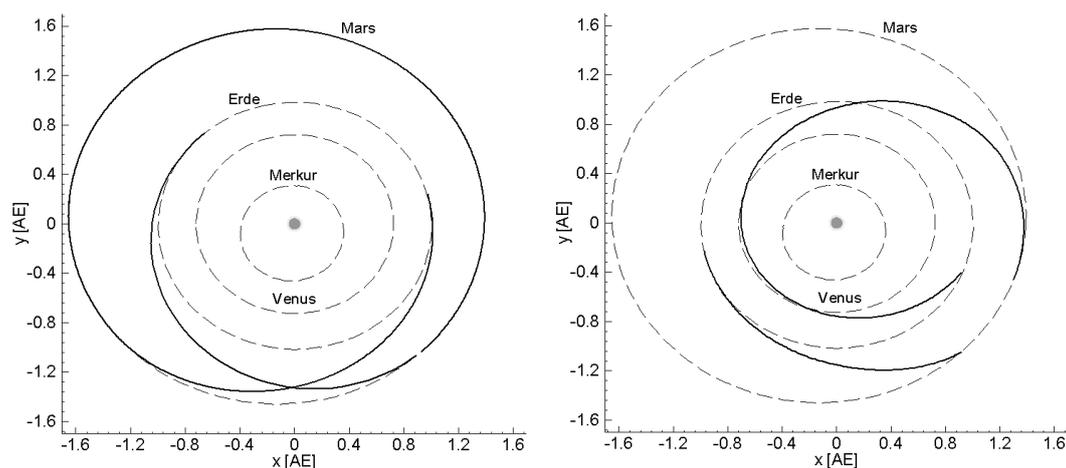
Transport-Optionen

Die Transport-Optionen umfassen die Vorgehensweise, wie die Nutzlast zum Mars transportiert wird. Die Nutzlast beinhaltet hierbei infrastrukturelle Einrichtungen für das Basislager, Abstiegs-,

Aufstiegs- und Kickstufen sowie Transithabitate. Es existieren zwei klassische Transport-Optionen, die Einzeltransfermission (englisch: All-In-One Mission) und die gesplittete Mission (englisch: Split Mission). Bei der Einzeltransfermission wird die gesamte Nutzlast mit nur einem Raumfahrzeug zum Mars transportiert. Da diese Raumfahrzeuge eine große Startmasse aufweisen (Vielfaches der ISS), ist ein Zusammenbau im niedrigen Erdorbit nicht nur ein sehr komplexes sondern auch sehr zeitaufwendiges Unternehmen. Die ISS wird hierbei oft als Hilfsmittel angesehen, um solche Fahrzeuge im Erdorbit zusammenzubauen. Es ist aber fraglich, ob es Sinn macht, solche riesigen Raumschiffe an der ISS oder irgendeiner anderen Raumstation zusammenzubauen. „Das ist so, als ob der Schwanz mit dem Hund wedelt!“ [93]. Um große Raumschiffe zu vermeiden, sieht das gesplittete Missionskonzept vor, alles das, was die Besatzung nicht unmittelbar für den Hinflug zum Mars benötigt, separat zum Mars zu schicken. Dies können z.B. die Komponenten des Basislagers oder das Rückkehrfahrzeug sein. Durch diese Vorgehensweise ergeben sich nicht nur kleinere Transferraumfahrzeuge, sondern man auch hat die Möglichkeit, bestimmte nicht zeitkritische Nutzlastkomponenten auf niederenergetischen Bahnen zum Mars zu senden. In der Regel geschieht dies zwei Jahre vor dem Start der Areonauten, so daß alle Komponenten nach Ankunft auf Funktionalität getestet werden können, bevor das bemannte Raumfahrzeug gestartet wird. Im Falle eines Verlustes eines dieser Raumfahrzeuge oder bei Ausfall wichtiger Komponenten wird die Crew nicht gestartet. Somit können bei einem gesplitteten Missionskonzept nicht nur die Fahrzeugdimensionen verkleinert, sondern auch die Sicherheit (bis zu einem gewissen Grad) erhöht werden. Ein umfangreicher Zusammenbau im Erdorbit dieser Einzelfahrzeuge kann vermieden werden, allerdings wird das Missionsszenario selbst im Vergleich zu Einzeltransfermissionen komplexer, da mehrere Transfers zum Mars koordiniert durchgeführt werden müssen. Verschiedene Techniken wie Präzisionslandung auf dem Mars oder Andocken im Marsorbit werden unumgänglich. Ein angemessenes und ausgewogenes Design einer gesplitteten Mission ist aber einer Einzeltransfermission aufgrund des zu komplexen Zusammenbaus der Raumschiffe vorzuziehen.

Rundreise/Aufenthalts-Optionen

Die Rundreise-Optionen beinhalten den Typ von Hin- und Rückflugbahn (Geometrie und Antriebsbedarf) der bemannten Transferraumfahrzeuge sowie die Aufenthaltszeit am Mars. Es existieren zwei klassische Optionen, die Langaufenthaltsoption (englisch: long stay option) und die Kurzaufenthaltsoption (englisch: short stay option), die in Abbildung A.1 gezeigt sind. Die Langaufenthaltsoption, die in der Literatur oftmals als Konjunktionsklassenmission bezeichnet wird, besteht aus zwei mittlereenergetischen Flugbahnen mit Transferzeiten in der Größenordnung von 140 bis 200 Tagen, unterbrochen von einer Aufenthaltszeit von 400 bis 600 Tagen am Mars. Diese Option ermöglicht schnelle Transfers zum Mars mit moderatem Treibstoffbedarf, führt aber zu sehr langen Gesamtmissionsdauern von ca. 3 Jahren. Missionsdauern dieser Größenordnung liegen weit jenseits der bisher durchgeführten bemannten Missionen. Der Langzeitrekord eines Weltraumaufenthaltes liegt bislang bei 439 Tagen, gehalten vom russischen Mir Kosmonauten Valeri Polyakow. Dies ist noch immer weniger als die Hälfte an Zeit, die eine Langaufenthaltsoption benötigen würde. Die Kurzaufenthaltsoption, auch als Oppositionsklassenmission bezeichnet, hat Aufenthaltszeiten von 30 bis 100 Tagen am Mars. Für diese werden aber zumindest einem Teilstück (Hin- oder Rückflugbahn) hochenergetischen Bahnen erforderlich mit erheblich höhere Antriebsanforderungen. Mit Flugzeiten von 140 bis 200 Tagen auf der niederenergetischen und 240 Tagen und mehr auf der hochenergetischen Bahn ergibt sich eine Gesamtmissionsdauer von rund 500 Tagen, womit sich diese auf etwa die Hälfte einer Langaufenthaltsoption reduzieren läßt. Der notwendige Treibstoffbedarf ist aber für diese Rundreise-Option erheblich höher. Die meisten



A.1.1: Langaufenthaltsoption mit 1000 Tagen Gesamtdauer
A.1.2: Kurzaufenthaltsoption mit 500 Tagen Gesamtdauer

Abbildung A.1 Klassische Rundreise-Optionen

in der Literatur behandelten Missionskonzepte verwenden die Langaufenthaltsoption.

A.2 Basisszenario

Zu den bekanntesten und am detailliertesten ausgearbeiteten Konzepten für bemannte Marsmissionen zählt die NASA Design Reference Mission. Sie stellt eine gute Vergleichsgrundlage dar. Das Szenario, das im Rahmen dieser Arbeit für die Analysen verwendet wird, lehnt sich stark an die NASA DRM an. Die Marsbasis ist als Oberflächenbasis ausgelegt. Es wird ein gesplittetes Transportszenario ähnlich dem der NASA DRM verwendet. Das im Rahmen dieser Arbeit gewählte Basisszenario ist im folgenden kurz zusammengefasst.

Raumfahrzeuge

Für das im Rahmen dieser Arbeit gewählte gesplittete Missionskonzept werden die folgenden Transferfahrzeuge benötigt:

- bemanntes Hinflugfahrzeug: transportiert die Areonauten in einem Transithabitat auf einer schnellen Flugbahn zum Mars und landet diese im Habitat auf der Oberfläche
- Basislagertransporter: transportiert die für das Basislager notwendigen Komponenten inklusive eines unbetankten Marsaufstiegsfahrzeugs und einer Treibstoffproduziervorrichtung zum Mars und landet alles auf der Oberfläche
- ERV-Transporter: transportiert ein vollständig betanktes Rückkehrfahrzeug zum Mars und stationiert es in einem elliptischen Marsorbit.
- Ersatztransferfahrzeuge

Für die Landung auf der Marsoberfläche ist im Rahmen dieser Arbeit eine Vertikallandung vorgesehen. Ein festes Oberflächenhabitat, das in der NASA Design Reference Mission v1.0 noch vorgesehen war und einen zusätzlichen Start nötig macht, wurde in der NASA DRM v.3.0 gestrichen und durch ein aufblasbares Habitat, basierend auf dem TransHab Konzept [4], ersetzt, was mit

dem Basislagertransporter zum Mars transportiert werden soll. Auch im Rahmen dieser Arbeit wurde ein zusätzliches Oberflächenhabitat nicht vorgesehen. Falls sich das TransHab Konzept als machbar erweisen sollte, könnte es, wie bei der NASA DRM v3.0, in die Nutzlast des Basislagertransporters integriert werden. Weiterhin werden für bemannte Marsmissionen Fahrzeugkonzepte notwendig, die bisher nicht existieren (wie z.B. ein Marsaufstiegsfahrzeug, eine Erdeintrittskapsel für hyperbolische Eintritte, Aeromanöver-Vehikel und ein Crewtaxi) oder nicht mehr existieren, wie Schwerlastraketen mit Nutzlastmassen von 100 t in den niedrigen Erdorbit. Deren Design sollte aber Möglichkeiten für Synergien bieten innerhalb von Einzelmissionen oder über das bemannte Marsmissionsprogramm hinweg. Die Entscheidung, die Besatzung im Transithabitat auf der Oberfläche landen zu lassen, resultiert aus der Tatsache, daß die Areonauten nach dem langen Flug in der Schwerelosigkeit und einem anschließenden 5 g Aeromanöver körperlich nicht in der Verfassung sein werden, nach einer Kapsellandung diese eigenständig zu verlassen¹ und mehrere 100 m zu Fuß bis zum Erreichen des Oberflächenhabitats zurückzulegen. Daher stellt die Habitatlandung am Mars bei Verwendung von Oberflächenbasen die einzig sinnvolle Alternative dar.

¹ Bis zum heutigen Tag benötigen Soyuz Astronauten/Kosmonauten Hilfe nach erfolgtem Wiedereintritt!

A.3 Historische Übersicht

1952	W. von Braun	Das Marsprojekt
1956	W.Ley, W. von Braun	The Exploration of Mars
1960	P. Bono	A Conceptual Design for a Manned Mars Vehicle
1962	North American Aviation	Manned Martian Mission
1963	H. Ruppe	Data for Vehicle Design for Earth Orbit to Mars Orbit and Return
1964	R. Sohn	Summary of Manned Mars Mission Study
1964	F. Dixon	Summary Presentation: Study of a Manned Mars Excursion Module
1964	G. Hanley, F. Lyon	The Feasibility of Spacecraft Deceleration by Aerodynamic Braking at the Planet Mars
1964	J. Smith	Manned Mars Missions in the Unfavorable (1975-1985) Time Period
1965	J. Deerwester	Initial Mass Savings Associated with the Venus Swingby Mode of Mars Round Trips
1965	R. Sohn	A Chance for an Early Manned Mars Mission
1965	Douglas Aircraft Company	Study of Conjunction Class Manned Mars Trips
1968	North American Rockwell Corporation Space Division	Definition of Experimental Tests for a Manned Mars Excursion Module
1969	J. Taylor, S. Wilson Jr.	A Minimum-Energy Mission Plan for the Manned Exploration of Mars
1971	M. Jenkins	Manned Mars Exploration Requirements and Considerations
1981	R. Parkinson	Mars in 1995!
1984	The Planetary Society	Manned Lunar, Asteroid and Mars Missions
1984	H. Ruppe	Expedition to Mars—A Baseline Mission Now
1987	SAIC	Piloted Sprint Missions to Mars
1988	R. Hyde, M. Ishikawa, L. Wood	Mars in this Century: The Olympia Project
1989	R. Hyde, Y. Ishikawa, L. Wood	An American-Traditional Space Exploration Program: Quick, Inexpensive, Daring, and Tenacious
1989	I. Bekey	A Smaller Scale Manned Mars Evolutionary Program
1990	R. Reinert, M.A. Crouch	Mars 2000—Why Wait? A Manned Mars Mission Concept Achievable by the Year 2000
1990	R. Zubrin, D. Baker	Mars Direct
1991	H. Mark, H. Smith	Fast Track to Mars
1992	NASA Exploration Program Office	ExPO Mars Program Study
1992	Stanford University	Stanford International Mars Mission
1993	D. Weaver, M. Duke	Mars Exploration Strategies: A Reference Program and Comparison of Alternative Architectures
1994	M. Duke	The Moon as a Way Station for Planetary Exploration
1995	G. Landis	Footsteps to Mars: An Incremental Approach to Mars Exploration
1996	G. Herbert	One-Way to Mars
1997	S. Hoffman, D. Kaplan	Human Exploration of Mars: The Reference Mission of the NASA Mars Exploration Study Team
1997	K. Joosten, R. Schaefer, S. Hoffman	Recent Evolution of the Mars Reference Mission
1998	Advanced Development Office, NASA Johnson Space Center	Reference Mission Version 3.0 Addendum to the Human Exploration of Mars: The Reference Mission of the NASA Mars Exploration Study Team
1999	C. Hirata, J. Greenham, N. Brown, D. Shannon, J. Burke	A New Plan for Sending Humans to Mars: The Caltech Mars Society Mission 2.0
2000	V.F. Semyonow	Preliminary Project of the Manned Mars Exploration
2004	L. Bessone, D. Vennemann	Human Missions to Mars, Esa's Design-Case

Tabelle A.2 Historischer Überblick der existierenden bemannten Mars Missionskonzepte im Zeitraum 1952 bis 2004 [85]

B Weitere Ergänzungen zu Raumfahrtantrieben

B.1 Einteilung der Antriebskonzepte

Für erfolgreiche Raumfahrtmissionen wird ein geeignetes Antriebssystem notwendig. Die Wahl eines bestimmten Antriebskonzeptes hat Auswirkungen auf die Flugbahn, Flugzeit und das Design der Raumfahrzeuge. Antriebskonzepte lassen sich nach der Art, wie der notwendige Antriebsbedarf aufgebracht wird, in impulsive und kontinuierliche Antriebe einteilen. Der wesentlichen Merkmale werden im folgenden erläutert.

Impulsive Antriebssysteme

Für rein ballistische Transfers zwischen zwei Orbits wird ein propulsives Manöver benötigt, das ein Raumfahrzeug auf eine Transferbahn einschießt, und ein weiteres propulsives Manöver zum Einschuß auf die Zielbahn (siehe Abbildung B.1). Der dafür notwendige Antriebsbedarf kann mittels analytischer Gleichungen abgeschätzt werden, wenn die Geschwindigkeitsänderung innerhalb einer kurzen Zeit aufgebracht wird. Solche Manöver werden als impulsive Manöver bezeichnet. Impulsive Antriebe sind Antriebskonzepte, die sich für impulsive Manöver zum Orbittransfer eignen. Alle chemischen sowie nuklear-thermischen Antriebe (Festkernreaktoren) fallen unter diese Kategorie. Im Falle von bemannten Marsmissionen werden für impulsive Manöver Schübe im kN- bzw. MN-Bereich notwendig.

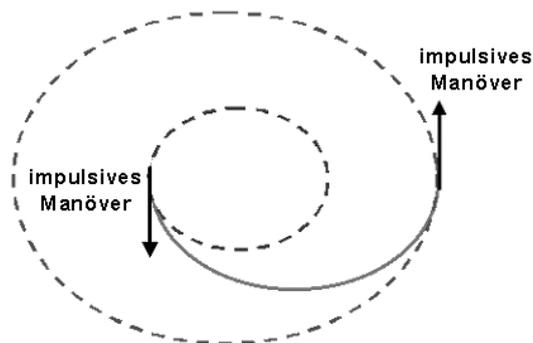
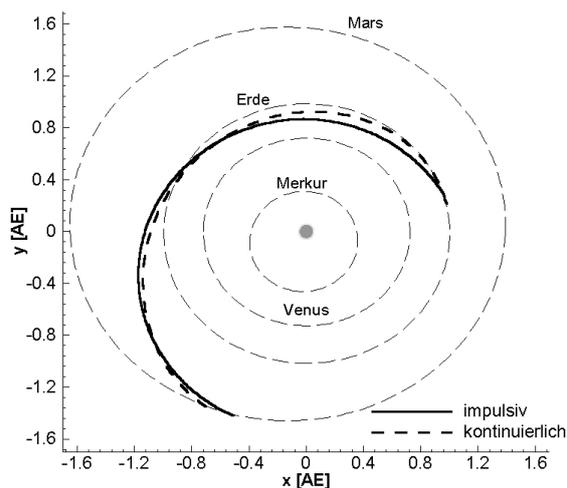


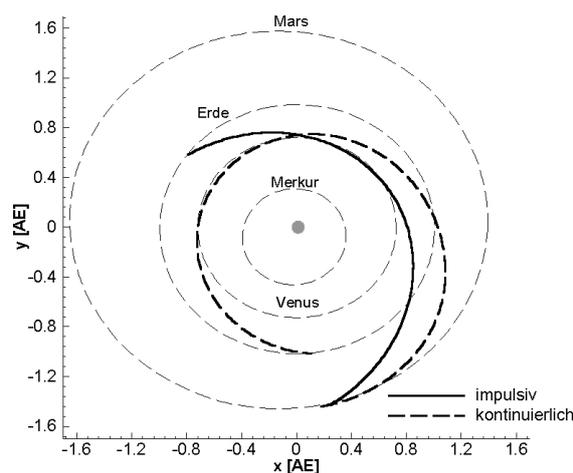
Abbildung B.1 Ballistische Transferbahnen mit impulsiven Manövern

Kontinuierliche Antriebssysteme

Kontinuierliche Antriebssysteme zeichnen sich durch einen vergleichsweise geringen Schub aus, und eignen sich daher nicht für impulsive Manöver. Der notwendige Antriebsbedarf wird bei diesen Antriebskonzepten kontinuierlich über einen längeren Zeitraum aufgebracht mit typischen Brenndauern von 30 bis 100% der Transferzeit. Für ähnliche Planetenkonstellationen können Flugbahnen von impulsiv und kontinuierlich angetriebenen Raumfahrzeugen bezüglich Flugzeit durchaus ähnlich sein, wie in Abbildung B.2.1 zu sehen ist. Sie können aber auch gänzlich unterschiedlich sein, wie Abbildung B.2.2 verdeutlicht. Die Flugbahnen sind weder ballistisch, noch kann in den



B.2.1: Hinflugbahnen



B.2.2: Rückflugbahnen

Abbildung B.2 Flugbahnen impulsiver und kontinuierlich beschleunigter Raumfahrzeuge

meisten Fällen die gesamte Flugbahn als Ellipse, Parabel oder Hyperbel angenähert werden. Die Flugbahnen und der erforderliche Antriebsbedarf müssen numerisch berechnet werden. Während für eine spezielle Erde-Mars Konstellation mit impulsiven Antrieben meist nur wenige sinnvolle Flugbahnen existieren¹, gibt es mit kontinuierlichen Antrieben für eine bestimmte Konstellation eine ganze Schar an Flugbahnen, da der Schubvektor zu jeder Zeit nach Betrag² und (theoretisch) in jede Richtung geändert werden kann. Nicht alle existierenden Lösungen sind für das Problem sinnvoll bzw. günstig. Das Finden der optimalen Bahn (optimaler Steuerverlauf) macht aus dem numerischen Bahnsimulationsproblem ein Bahnoptimierungsproblem, das mit speziellen Programmen gelöst werden muß. Sonnensegel, Lasersegel, elektrische Antriebe und, bis zu einem gewissen Grad, auch gepulste Nuklearantriebe wie das Orionkonzept, sowie Fusions- und Antimaterieantriebe gehören zu der Kategorie der kontinuierlichen Antriebe. Für bemannte Missionen zum Mars kommen jedoch nur elektrischen Antriebe als Primärtrieb in Frage, da die anderen Konzepte entweder zu futuristisch oder politisch umstritten (Orion) sind.

B.2 Elektrische Antriebe

B.2.1 Triebwerkswirkungsgrad

Wie Gleichung (4.4) zeigt, ist der Triebwerkswirkungsgrad eine wichtige Größe, da er die notwendige zu installierende Leistung P_e und somit auch die Masse der Energieversorgungsanlage maßgeblich mitbestimmt. Der Triebwerkswirkungsgrad ist kein konstanter Wert, sondern hängt seinerseits von der elektrischen Leistung bzw. der effektiven Austrittsgeschwindigkeit, und bei jedem elektrischen Antriebskonzept vom Triebwerkstyp und dem verwendeten Treibstoff ab. Der Triebwerkswirkungsgrad beinhaltet alle thermischen Verluste sowie Verluste der eingefrorenen Strömung³ und weiterer Düsenverluste. Die thermischen Verluste sind vom Triebwerkstyp und

¹ Andere Flugbahnen sind entweder hochenergetisch oder benötigen mehr als einen Umlauf um die Sonne.

² durch An- und Ausschalten einzelner Triebwerke

³ Der Expansionsvorgang erfolgt so rasch, daß die Relaxationszeiten der chemischen und physikalischen Prozesse in der Größenordnung der Verweilzeit des Treibstoffs in der Düse sind. Die Gaszusammensetzung

dem Treibstoff abhängig, und der thermische Wirkungsgrad liegt typischerweise zwischen 50 bis 90% [12]. Die restlichen Verluste sind überwiegend Verluste durch eingefrorene Reaktionen. In [12] wird der Ansatz gemäß Gleichung (B.1) für den Triebwerkswirkungsgrad η_{TW} gewählt, der für Ionen-, Hallionen- und MPD-Triebwerke sowie für thermische Lichtbogentriebwerke im hohen Leistungsbereich verwendet werden kann.

$$\eta_{\text{TW}} = \eta_{\text{TW,max}} \frac{c_e^2}{c_e^2 + (kv_A)^2} \quad (\text{B.1})$$

$\eta_{\text{TW,max}}$ ist der maximale Wirkungsgrad und beinhaltet die thermischen Verluste und Düsenverluste. Der zweite Term kann als Wirkungsgrad der eingefrorenen Strömung bezeichnet werden, bei dem die Schubstrahlenergie und die Enthalpie des Treibstoffes ins Verhältnis gesetzt werden. Die Geschwindigkeit v_A wird in [12] als Alfvéngeschwindigkeit⁴ bezeichnet und stellt die mittlere Geschwindigkeit dar, die ein Teilchen erreichen würde, wenn die ihm zugeführten Reaktionsenergien und latenten Wärmen in kinetische Energie gewandelt werden würden. Der Faktor k beinhaltet für ein bestimmtes Triebwerk die mittleren Verluste, die bei der Produktion eines Ions auftreten. Wie [15] zeigt, ist v_A eine Funktion der Molekularmasse. Für hohe Wirkungsgrade sollte v_A möglichst klein sein. Dies trifft für Treibstoffe mit hoher Molekularmasse oder für Alkalimetalle zu. Abbildung B.3 zeigt den Verlauf des Triebwerkswirkungsgrades für unterschiedliche Triebwerkstypen und Treibstoffe unter Verwendung von Gleichung (B.1). Bereits

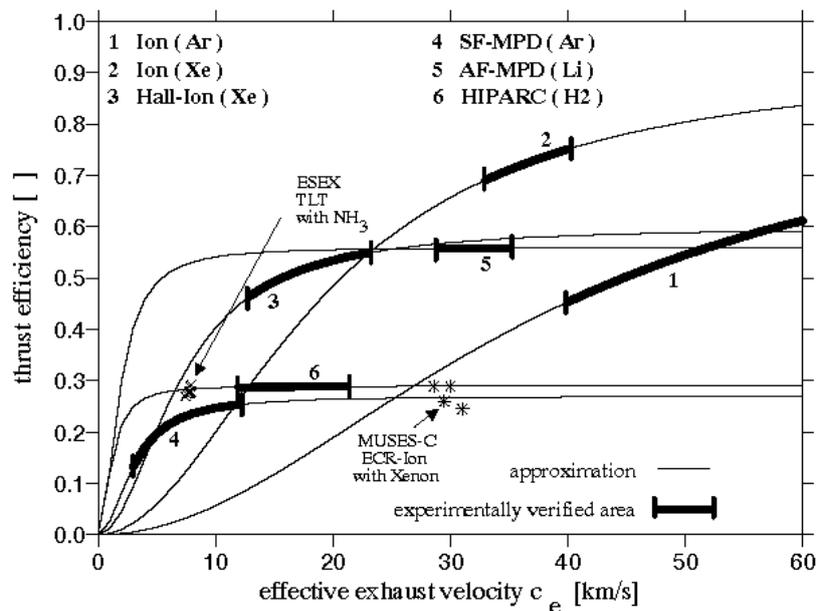


Abbildung B.3 Triebwerkswirkungsgrad in Abhängigkeit von der effektiven Austrittsgeschwindigkeit für unterschiedliche Triebwerkstypen und Treibstoffe [15]

verifizierte Daten sind hervorgehoben, der Rest sind Extrapolationen. Daraus geht hervor, daß der Wirkungsgrad mit steigender Austrittsgeschwindigkeit und somit steigender elektrischer Leistung steigt, aber einer Grenze entgegenstrebt, dem maximalen Triebwerkswirkungsgrad $\eta_{\text{TW,max}}$. Dieser liegt für thermische Lichtbogentriebwerke und Eigenfeld-MPD-Triebwerke bei etwa 30%.

zung kann sich nicht schnell genug auf die neuen thermodynamischen Gleichgewichtswerte einstellen. In einem solchen Fall spricht man von eingefrorenen Gaszuständen bzw. Reaktionen [12]

⁴ Diese Terminologie sollte nicht mit Ausbreitungsgeschwindigkeit von Alfvénwellen verwechselt werden, die ebenfalls als Alfvéngeschwindigkeit bezeichnet wird.

Für Fremdfeld-MPD-Triebwerke ist in [15] ein maximaler Wert von ca. 56% angegeben, der auf den Leistungsdaten von Tikhonovs 100 kW Lithium Fremdfeld-MPD-Triebwerk [100] basiert. In der Literatur sind teilweise für Fremdfeld-MPD-Triebwerke höhere Wirkungsgrade angegeben, welche aber meist nicht die gesamten Verluste des Triebwerkes berücksichtigen. Verluste, die mit der Erzeugung des von außen angelegten Magnetfeldes einhergehen, werden oftmals nicht in den angegebenen Triebwerkswirkungsgraden mitberücksichtigt. Ein ähnlicher Ansatz für den Wirkungsgrad wird in [46] für Ionen- und Fremdfeld-MPD-Triebwerke gemacht. Die resultierenden Verläufe des Wirkungsgrads sind in Abbildung B.4 dargestellt. Die hervorgehobenen Linien geben die in [46] angegebenen Gültigkeitsbereiche wieder, die übrigen stellen Extrapolationen dar.

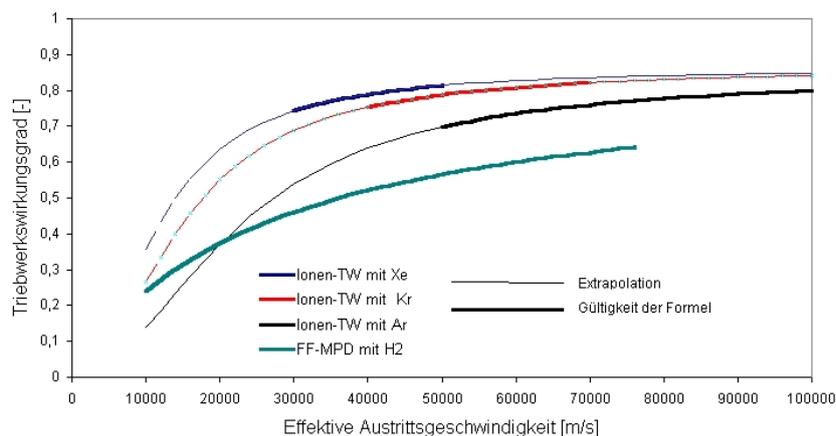


Abbildung B.4 Triebwerkswirkungsgrad in Abhängigkeit von der effektiven Austrittsgeschwindigkeit für Ionen- und Fremdfeld-MPD-Triebwerke [46]

B.2.2 Treibstoffauswahlkriterien

Elektrische Antriebe können prinzipiell mit jeder Art Treibstoff betrieben werden. Die Erzielung hoher Wirkungsgrade und spezifischer Impulse hängt jedoch entscheidend von der richtigen Wahl des Treibstoffs ab. Der Treibstoff sollte weiterhin einfach zu lagern, zu fördern und zu handhaben sein. Er sollte wenig korrosiv, günstig in der Herstellung, umweltverträglich, in ausreichenden Mengen vorhanden und Idealerweise nicht toxisch sein. Ein weiteres Auswahlkriterium könnten Synergien mit anderen Subsystemen des Raumfahrzeugs sein. Ionen- und Hallionen-Triebwerke sollten mit Treibstoffen betrieben werden, die eine hohe Molekularmasse aufweisen, um hohe Triebwerkswirkungsgrade und Schübe zu erreichen [15]. Xenon ist hierfür am besten geeignet. Allerdings wird Xenon zur Zeit nur als Nebenprodukt in der industriellen Sauerstoffgewinnung aus der Luft erzeugt. In [107], [108] wird die momentan weltweit jährlich produzierte Menge an Xenon auf 33 t geschätzt zu einem Preis von ca. 1000 USD pro kg Xenon. Bei einer angenommenen Treibstoffmasse von 30 t pro Raumfahrzeug, wird ein Gesamtmenge an Treibstoff von 120 t pro Einzelmission⁵ notwendig. Die Produktion des gesamten Treibstoffs, der für alle Missionen im Rahmen des „Human Mars Exploration“-Programms notwendig wird, würde Jahre dauern. Eine Alternative ist die Verwendung von Krypton, das ebenfalls als Nebenprodukt bei der Sauerstoffextraktion gewonnen wird. In [108] wird eine zehnmal höhere Produktionsmenge von Krypton gegenüber Xenon angegeben. Der Produktionspreis ist mit 300 USD pro kg angegeben. Es wird

⁵ In einer gesplitteten Mission werden vier Raumfahrzeuge benötigt, drei für den Hinflug und eins für den Rückflug.

aber angenommen, daß sich der Preis zukünftig um ca. 145 USD pro kg einnivelliert. Im Vergleich zu Xenon kann Krypton somit in ausreichend großen Mengen gewonnen werden. Allerdings ist die Leistung von mit Krypton betriebenen Antriebssystemen etwas schlechter.

Für elektrothermische Lichtbogentriebwerke sollten die Treibstoffe eine niedrige Molekularmasse, eine hohe Wärmekapazität, eine hohe Lichtbogenspannung und eine geringe Tendenz zu Verlusten eingefrorener Reaktionen aufweisen. Wasserstoff ist für diese Antriebskonzepte eine gute Wahl. Für MPD-Triebwerke ist die Auswahl schwieriger. Wenn der thermische Schubanteil vernachlässigt werden kann, dann sollten Treibstoffe mit niedriger Ionisations- und Dissoziationsenergie, niedrigen Lichtbogenspannungen und niedrigen Alfvéngeschwindigkeiten verwendet werden, da diese mit höheren Schüben sowie höheren Triebwerkswirkungsgraden einhergehen. In diesen Fällen sind Argon und Alkalimetalle wie Lithium zu verwenden. Die Verwendung von Lithium, mit welchem hohe Wirkungsgrade erzielt werden können, leidet unter der schlechten Handhabbarkeit und der großen Reaktionsfreudigkeit dieses Treibstoffs. Die Treibstoffeinspritzung, -leitung und die Lagerung in Tanks stellen die zur Zeit größten Probleme bei der Verwendung von Lithium dar. Verfügen die Triebwerke über einen signifikanten thermischen Schubanteil, so sollte der Treibstoff eine niedrige Molekularmasse haben, um möglichst hohe Austrittsgeschwindigkeiten und Schübe erzielen zu können. Die Verwendung von Wasserstoff für MPD-Triebwerke mit seiner niedrigen Molekularmasse aber hohen Alfvéngeschwindigkeit und hohen Lichtbogenspannungen hängt vom thermischen Schubanteil ab, der mit einem MPD-Triebwerk erreicht werden kann. Bei einem hohen thermischen Schubanteil stellt Wasserstoff eine gute Wahl dar. Ein großes Gegenargument für die Verwendung von Wasserstoff stellt noch immer das Lagerproblem dar. Die Lagerung in verflüssigter Form führt bei Argon, Lithium und Xenon zu Tankmassen von 1 bis 3% der Treibstoffmasse, wohingegen sie bei 25% für Wasserstoff liegen aufgrund seiner geringen Dichte. Die Lagerung von Wasserstoff in Form von Wasser könnte die Tankgrößen und Massen reduzieren. Allerdings würde sich die Gesamtmasse an Treibstoff signifikant erhöhen, da die zu lagernde Menge an Wasser das neunfache des notwendigen Wasserstoffs darstellt.

Beispielrechnung:

Die Tankmasse für 50 t flüssigen Wasserstoffs beträgt ca. 13 t inklusive Isolation. Bei einem Tankdurchmesser von 8 m ergibt sich eine Tanklänge von 14 m. Die Gesamtmasse (Treibstoff und Tank) beträgt 63 t. Für 50 t Wasserstoff werden 450 t Wasser notwendig, die allerdings nur eine Tankmasse von 7,5 t aufweisen, bei 8 m Tankdurchmesser und 9 m Länge. Die Gesamtmasse beträgt somit ca. 500 t. Um diese Menge von der Erde in den niedrigen Erdorbit zu befördern, werden bereits 5 Starts einer Schwerlaststartrakete notwendig.

Daher ist die vollständige Lagerung von Wasserstoff als Wasser nur zu Treibstoffzwecken nicht sinnvoll. Wasserstoff kann auch in Metallhydriden wie z.B. LiH gespeichert werden. Die notwendigen Mengen an LiH und Wasser für 50 t sind aber ebenfalls sehr hoch und betragen rund 425 t. Solange Kryotanks für Wasserstoff nicht unrealistische Dimensionen aufweisen, stellen diese die beste Lagermöglichkeit für Wasserstoff dar. Wenn aber aus Strahlungsschutzgründen ein Wasserschield um das Habitat notwendig wird, was im Rahmen dieser Arbeit nicht vorgesehen ist, dann könnte die teilweise Lagerung von Wasserstoff als Wasser eine interessante Alternative sein, mit der Möglichkeit der synergetischen Nutzung des Wassers (Strahlungsschutz und Treibstoff).

Die Frage, ob entweder Lithium, Argon oder Wasserstoff als Treibstoff für MPD-Triebwerke verwendet wird, hängt entscheidend davon ab, ob die Probleme mit der Handhabung von Lithium gelöst werden und ob sich signifikante Leistungssteigerungen bei der Verwendung von Wasserstoff ergeben⁶.

⁶ Wasserstoff MPD-Triebwerke sind in der Vergangenheit nur selten und nicht bis zur Leistungsgren-

ze getestet worden, da man die Verwendung von Wasserstoff aufgrund des Lagerproblems generell ausgeschlossen hat [106].

C Koordinatensysteme und Orbitalelemente

Dieser Anhang faßt die im Rahmen dieser Arbeit verwendeten Koordinatensysteme, die zur Beschreibung der Bewegung des Raumfahrzeugs um die Sonne, Erde oder Mars benötigt werden, zusammen. Es werden die folgenden Koordinatensysteme verwendet:

- Heliozentrisches ekliptikales Koordinatensystem
- Geozentrisches äquatoriales Koordinatensystem
- Areozentrisches äquatoriales Koordinatensystem
- Lokales Horizontsystem
- Bahnfestes System

Bei den ersten drei Koordinatensystemen handelt es sich um Systeme, bei denen die x -Achse in Richtung des Frühlingspunktes zeigt. Hierbei muß zusätzlich ein Zeitpunkt angegeben werden, für den die Koordinaten gelten, weil sich der Frühlingspunkt durch die Präzession gegen den Sternenhimmel verschiebt. Es muß der Zeitpunkt des Äquinoktiums angegeben werden, für den die Koordinaten katalogisiert sind. Die Epoche der Koordinaten ist dagegen der Zeitpunkt einer echten Beobachtung. Der Unterschied zwischen Epoche und Äquinoktium ergibt sich aus der Eigenbewegung der Himmelsobjekte. Die im Rahmen dieser Arbeit verwendeten Systeme basieren auf einem Äquinoktium von J2000 zur J2000 Epoche [75].

C.1 Heliozentrisches ekliptikales System

Das heliozentrische kartesische Koordinatensystem $\mathcal{J} : (\mathbf{e}_x, \mathbf{e}_y, \mathbf{e}_z)$ ist ein Inertialsystem mit dem Ursprung im Mittelpunkt der Sonne. Die x - y -Ebene liegt in der Ekliptik, wobei die x -Achse in Richtung des Frühlingspunktes zeigt. Die z -Achse steht senkrecht zur Ekliptik, und die y -Achse komplettiert das Rechtssystem.

C.2 Geozentrisches und Areozentrisches System

Die beiden planetozentrischen Systeme $\mathcal{J}_P : (\mathbf{e}_{xP}, \mathbf{e}_{yP}, \mathbf{e}_{zP})$ sind Systeme, bei denen die x - y -Ebene in der jeweiligen Äquatorebene liegt. Die x -Achse zeigt zum Frühlingspunkt, die z -Achse längs der Rotationsachse des Planeten in Richtung des Himmelsnordpols, und die y -Achse komplettiert das Rechtssystem.

C.3 Lokales Horizontsystem

Für die Beschreibung der Bewegung des Raumfahrzeugs eignet sich das lokale Horizontsystem $\mathcal{H} : (\mathbf{e}_r, \mathbf{e}_\varphi, \mathbf{e}_\vartheta)$. Dieses ist ein mitbewegtes orthogonales Rechtssystem mit Ursprung im Schwerpunkt des Raumfahrzeugs. Die Richtung der Achsen ist entsprechend Abbildung C.1 definiert:

\mathbf{e}_r zeigt entlang der Zentralkörper¹-Raumfahrzeug-Linie, \mathbf{e}_ϑ liegt in der \mathbf{e}_r - \mathbf{e}_z -Ebene und zeigt in Richtung wachsender ϑ . \mathbf{e}_φ komplettiert das Rechtssystem mit $\mathbf{e}_r \times \mathbf{e}_\varphi = \mathbf{e}_\vartheta$. Der Azimut-

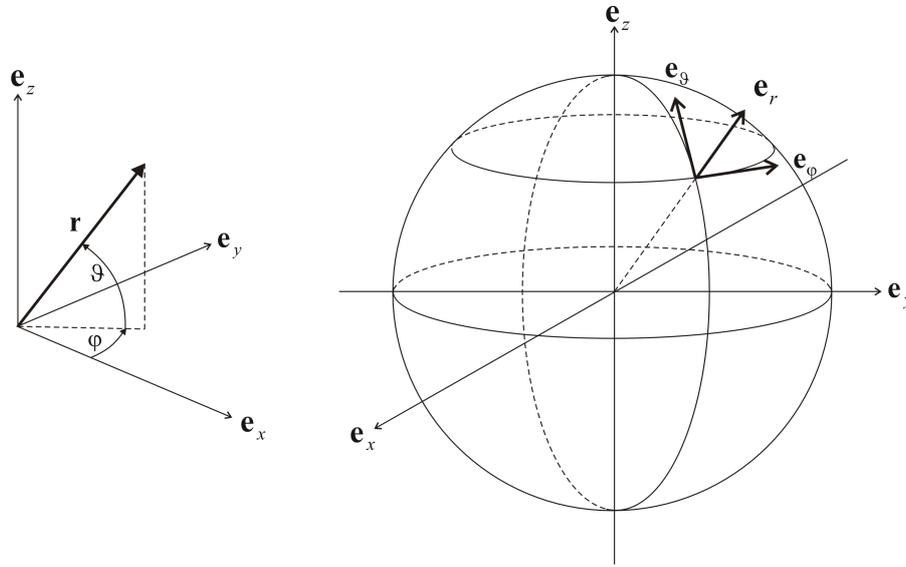


Abbildung C.1 Lokales Horizontsystem

winkel φ ist hierbei der Winkel zwischen \mathbf{e}_x und der Projektion von \mathbf{r} in die \mathbf{e}_x - \mathbf{e}_y -Ebene. Der Elevationswinkel ϑ ist der Winkel zwischen der \mathbf{e}_x - \mathbf{e}_y -Ebene und \mathbf{r} . In \mathcal{J} -System Koordinaten (heliozentrisch bzw. planetozentrisch) ergeben sich die folgenden Einheitsvektoren:

$$\begin{aligned} \mathbf{e}_r &= \begin{pmatrix} \cos \varphi \cos \vartheta \\ \sin \varphi \cos \vartheta \\ \sin \vartheta \end{pmatrix} \\ \mathbf{e}_\varphi &= \begin{pmatrix} -\sin \varphi \\ \cos \varphi \\ 0 \end{pmatrix} \\ \mathbf{e}_\vartheta &= \begin{pmatrix} -\cos \varphi \sin \vartheta \\ -\sin \varphi \sin \vartheta \\ \cos \vartheta \end{pmatrix} \end{aligned} \quad (\text{C.1})$$

Die Position, die Geschwindigkeit und die Beschleunigung des Raumfahrzeugs wird zu:

$$\mathbf{r} = r\mathbf{e}_r \quad (\text{C.2})$$

$$\dot{\mathbf{r}} = \dot{r}\mathbf{e}_r + r\dot{\varphi} \cos \vartheta \mathbf{e}_\varphi + r\dot{\vartheta} \mathbf{e}_\vartheta \quad (\text{C.3})$$

$$\begin{aligned} \ddot{\mathbf{r}} &= \left(\ddot{r} - r\dot{\vartheta}^2 - r\varphi^2 \cos^2 \vartheta \right) \mathbf{e}_r \\ &\quad + \left(2\dot{r}\dot{\varphi} \cos \vartheta - 2r\dot{\varphi}\dot{\vartheta} \sin \vartheta + r\ddot{\varphi} \cos \vartheta \right) \mathbf{e}_\varphi \\ &\quad + \left(2\dot{r}\dot{\vartheta} + r\ddot{\vartheta} + r\varphi^2 \sin \vartheta \cos \vartheta \right) \mathbf{e}_\vartheta \end{aligned} \quad (\text{C.4})$$

¹ Sonne, Erde oder Mars

C.4 Bahnfestes System

Während sich für die Beschreibung der Bewegung des Raumfahrzeugs das \mathcal{H} -Koordinatensystem eignet, eignet sich für die Beschreibung des Schubvektors das bahnfeste System $\mathcal{O} : (\mathbf{e}_r, \mathbf{e}_t, \mathbf{e}_h)$. Dies ist ein mitbewegtes orthogonales Rechtssystem mit Ursprung im Schwerpunkt des Raumfahrzeugs. Die Achsdefinition ist entsprechend Abbildung C.2: \mathbf{e}_r zeigt entlang der Zentralkörper-Raumfahrzeug-Linie, \mathbf{e}_h ist senkrecht zur Orbitebene und zeigt in Richtung des massespezifischen Drehimpulsvektors \mathbf{h} , und \mathbf{e}_t komplettiert das Rechtssystem mit $\mathbf{e}_r \times \mathbf{e}_t = \mathbf{e}_h$. Das

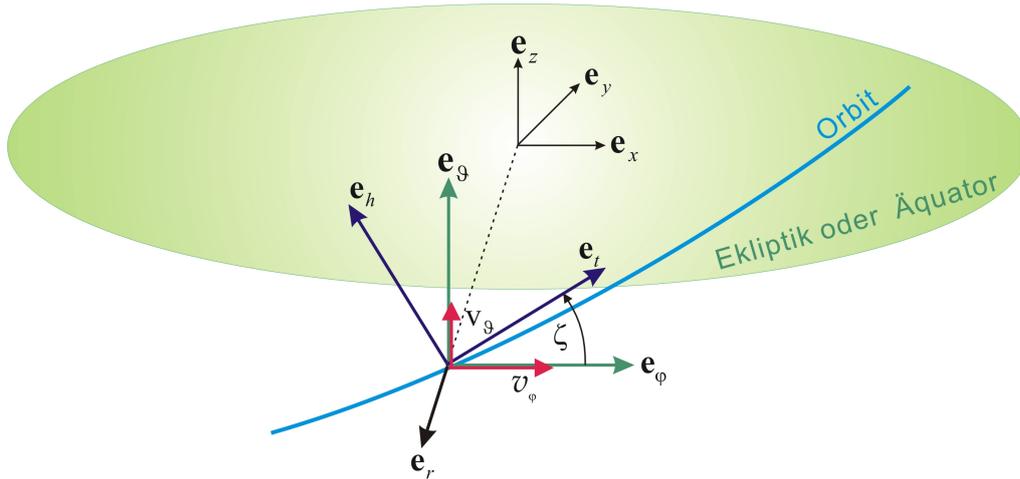


Abbildung C.2 Bahnfestes System

\mathcal{O} -Koordinatensystem erhält man aus dem \mathcal{H} -System durch Rotation um die \mathbf{e}_r -Achse mit $\zeta = \arctan(v_\theta/v_\phi)$. In \mathcal{H} -System Koordinaten ausgedrückt ergeben sich die folgenden Einheitsvektoren:

$$\begin{aligned} \mathbf{e}_r &= \mathbf{e}_r \\ \mathbf{e}_t &= \cos\zeta \mathbf{e}_\phi + \sin\zeta \mathbf{e}_\theta \\ \mathbf{e}_h &= -\sin\zeta \mathbf{e}_\phi + \cos\zeta \mathbf{e}_\theta \end{aligned} \quad (\text{C.5})$$

C.5 Orbitalelemente

In der Astrodynamik wird ein Satz aus 6 sogenannten Orbitalelementen zur Beschreibung eines Orbits verwendet. Ihre Definition ist entsprechend Abbildung C.3. Die Form der Bahn ist definiert durch:

- große Halbachse a
- Exzentrizität e

Die Lage der Orbitebene bezüglich des J-Systems sowie die Lage der Bahn in der Orbitebene (Apsidenlinie) werden bestimmt durch:

- Länge des aufsteigenden Knotens, Knotenwinkel Ω
- Inklination i
- Argument des Perizentrums, Perizentrumswinkel ω

D Umgebungsmodelle und Herleitungen

D.1 „Patched Conic“-Methode und Einflußsphären-grenzen

Befindet sich ein Raumfahrzeug nah genug an einem bestimmten Himmelskörper, z.B. an der Erde oder am Mars, können die gravitativen Kräfte anderer Himmelskörper inklusive der Sonne vernachlässigt werden. Diese Approximation wird in der „Patched Conic“-Methode verwendet, einer Technik, die eine Sequenz von Zweikörperproblemen zum Analysieren komplexer Missionen verwendet, die ein Raumfahrzeug und mehrere Himmelskörper beinhaltet. Die Region, innerhalb derer diese Approximation gültig ist, wird als Einflußsphäre (englisch: Sphere of Influence, SOI) bezeichnet. Mithilfe der „Patched Conic“-Methode läßt sich der Transfer von der Erde zum Mars in drei Phasen einteilen:

- Geozentrische Phase: Raumfahrzeug befindet sich innerhalb der Einflußsphäre der Erde
- Heliozentrische Phase: Sonne als Zentralkörper
- Areozentrische Phase: Raumfahrzeug befindet sich innerhalb der Einflußsphäre des Mars

Das gleiche gilt für den Rückflug. Für die Einflußsphäre existieren verschiedene Definitionen. Die sogenannte „Hill-Sphäre“ ist definiert nach Gleichung (D.1) (siehe [110] für die Herleitung).

$$r_{\text{Hill}} \approx R_{\text{PS}} \left(\frac{m_p}{3 M_s} \right)^{\frac{1}{3}} \quad (\text{D.1})$$

Der Radius der „Hill-Sphäre“ ist die Distanz vom Mittelpunkt des betrachteten Himmelskörpers, an welchem sich seine gravitative Beschleunigung und die gravitative Beschleunigung aufgrund der Sonne aufheben. R_{PS} ist hierbei die Distanz zwischen Himmelskörper und Sonne, m_p die Masse des Himmelskörpers und M_s die Masse der Sonne. Die Gleichung besagt, daß der gravitative Einfluß des betrachteten Himmelskörpers auf das Raumfahrzeug gegenüber dem der Sonne vernachlässigt werden kann, sobald es sich außerhalb der „Hill-Sphäre“ des Körpers befindet. Befindet sich das Raumfahrzeug innerhalb, kann der Einfluß der Sonne aber nicht ohne weiteres vernachlässigt werden. Eine weitere Definition, die im Rahmen dieser Arbeit als „Einflußsphäre“ (SOI) des Himmelskörpers bezeichnet wird, kann aus der gestörten Bewegung zweier Körper hergeleitet werden. Für das Raumfahrzeug wird hierbei angenommen, daß es sich in einem Orbit um einen Körper (z.B. die Erde) befindet aber seine Bewegung um diesen Körper durch einen weiteren gestört wird (z.B. die Sonne). Dies für jeden Körper der Reihe nach angewandt, ist es möglich zu bestimmen, welcher der Körper den dominierenden Einfluß auf das Fahrzeug ausübt. Dies wird gemacht durch Vergleichen der Verhältnisse zwischen der Störbeschleunigung und der Zentralkörperbeschleunigung. Die resultierende Distanz r_{SOI} , innerhalb derer der betrachtete Körper den dominierenden Einfluß auf das Fahrzeug hat, berechnet sich mittels Gleichung (D.2) (siehe [20] und [86] für die detaillierte Herleitung).

$$r_{\text{SOI}} \approx R_{\text{PS}} \left(\frac{m_p}{M_s} \right)^{\frac{2}{5}} \quad (\text{D.2})$$

In Tabelle D.1 ist der sogenannte „Hill-Radius“ und der Radius der Einflußsphäre r_{SOI} für Mars und Erde angegeben. Befindet sich das Raumfahrzeug innerhalb der Einflußsphäre eines Him-

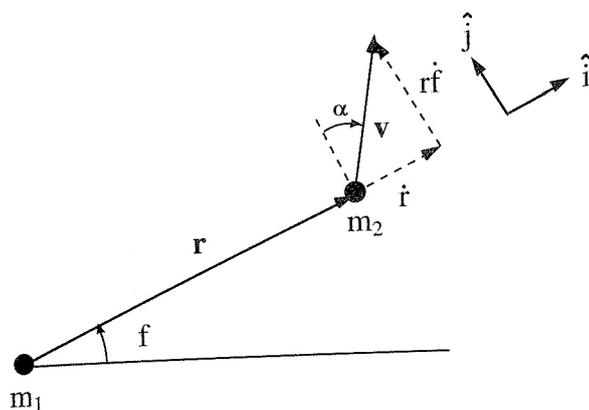
	r_{Hill} [km]	r_{SOI} [km]
Erde	$1,5 \cdot 10^6$	$9,28 \cdot 10^5$
Mars	$1,18 \cdot 10^6$	$6,28 \cdot 10^5$

Tabelle D.1 Einflußsphären Grenzen für verschiedene Planeten

melskörpers ($r < r_{\text{SOI}}$), so kann seine Bewegung approximiert werden als Bewegung allein aufgrund des gravitativen Einflusses dieses Himmelskörpers. Der Einfluß der Sonne kann vernachlässigt werden. Befindet sich das Fahrzeug außerhalb der „Hill-Sphäre“ des Himmelskörpers ($r > r_{\text{Hill}}$), bewegt es sich unter dem alleinigen Einfluß der Sonne. Dazwischen bewegt sich das Fahrzeug um den betrachteten Himmelskörper, seine Bewegung wird aber signifikant durch die Sonne gestört. Daher muß zumindest während dieser planetozentrischen Phase der gravitative Einfluß der Sonne als Störkraft berücksichtigt werden.

D.2 Schubrichtung beim Spiralisieren an Erde

Für das Spiralisieren an der Erde soll der Schub stetig in Geschwindigkeitsrichtung aufgebracht werden. Für einen Schub in Geschwindigkeitsrichtung berechnet sich der Schubvektorwinkel α entsprechend Gleichung (D.3) mit f der wahren Anomalie und r dem Abstand des Raumfahrzeugs vom Zentralkörper.



$$\alpha = \arctan\left(\frac{v_r}{v_\varphi}\right) = \arctan\left(\frac{\dot{r}}{r\dot{f}}\right) \quad (\text{D.3})$$

Unter Verwendung der Gleichungen (D.4)–(D.6)

$$\dot{r} = \sqrt{\frac{\mu}{p}} e \sin f \quad (\text{D.4})$$

$$\dot{f} = \frac{\sqrt{\mu p}}{r^2} \quad (\text{D.5})$$

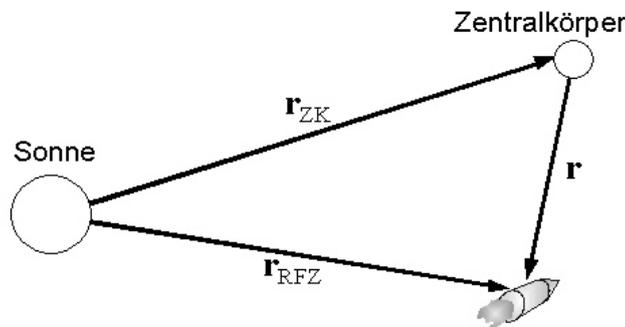
$$r = \frac{p}{1 + e \cos f} \quad (\text{D.6})$$

ergibt sich Gleichung (D.3) zu:

$$\alpha = \arctan \left(\frac{e \sin f}{1 + e \cos f} \right) \quad (\text{D.7})$$

mit e der Exzentrizität und f der wahren Anomalie des momentanen Orbits.

D.3 Störbeschleunigung aufgrund der Sonne während planetozentrischer Transfers



Die gravitative Beschleunigung der Sonne $\mathbf{a}_{\text{Sonne}}$ während planetozentrischer Transfers berechnet sich mittels Gleichung (D.8).

$$\mathbf{a}_{\text{Sonne}} = \mu_s \left(\frac{\mathbf{r}_{\text{ZK}}}{|\mathbf{r}_{\text{ZK}}|^3} - \frac{\mathbf{r}_{\text{RFZ}}}{|\mathbf{r}_{\text{RFZ}}|^3} \right) \quad (\text{D.8})$$

mit \mathbf{r}_{ZK} und \mathbf{r}_{RFZ} den Positionsvektoren des Zentralkörpers (z.B. Erde) und des Raumfahrzeugs in inertialen heliozentrischen Koordinaten (\mathcal{J} -System).

D.4 Beschleunigung aufgrund von Restatmosphäre

Die Abbremsung aufgrund von Restatmosphäre während planetozentrischer Phasen berechnet sich entsprechend Gleichung (D.9).

$$a_D = -\frac{1}{2} c_w \frac{A_{\text{ref}}}{m} \rho v_t^2 \mathbf{e}_v \quad (\text{D.9})$$

Im Rahmen dieser Arbeit wurde für Spiralbahnen an der Erde die Dichte mittels C++ Routinen von Montenbruck berechnet [71]. Der Widerstandsbeiwert wurde mit $c_w = 3$ angenommen. Bei Verwendung eines zylindrischen Designs und unter Verwendung von nukleardynamischer Energieversorgung, kann ein Einfluß der Restatmosphäre vernachlässigt werden, nicht jedoch bei Verwendung von ausgedehnten Solarpaneelen (solarelektrisches Raumfahrzeug). Um den Einfluß der Restatmosphäre bei Verwendung großer photovoltaischer Energieversorgungsanlagen zu bestimmen, muß während des Spiralisieren um die Erde zu jedem Zeitpunkt die momentane Referenzfläche A_{ref} bestimmt werden.

Momentane Referenzfläche eines solarelektrischen Raumfahrzeugs

Für solarelektrisch angetriebene Raumfahrzeuge ändert sich während des Spiralisierens ständig die Referenzfläche A_{ref} , da die Solarpaneele der Sonne nachgeführt werden müssen. Diese berechnet sich mittels Gleichung (D.10),

$$A_{\text{ref}} = A \cos \zeta_A \quad (\text{D.10})$$

$$\text{mit } \begin{aligned} \zeta_A &= \phi && \text{für } 0 \text{ Grad} \leq \phi \leq 90 \text{ Grad} \\ \zeta_A &= 180 \text{ Grad} - \phi && \text{für } 90 \text{ Grad} < \phi \leq 180 \text{ Grad} \end{aligned} \quad (\text{D.11})$$

Der Winkel ϕ ist hierbei der Winkel zwischen \mathbf{v}_r ¹ und dem Positionsvektor der Sonne \mathbf{r}_s in planetozentrischen Koordinaten und berechnet sich mittels:

$$\phi = \arccos \left(\frac{\mathbf{v}_r \cdot \mathbf{r}_s}{|\mathbf{v}_r| \cdot |\mathbf{r}_s|} \right) \quad (\text{D.12})$$

D.5 Eklipsenphasen beim Spiralisieren an der Erde

Während der Spiralphase an der Erde durchwandert das Raumfahrzeug den Kernschatten (Umbr) der Erde. Für solarelektrische Raumfahrzeuge kann während dieser Zeit keine elektrische Energie von den Solarzellen erzeugt werden. Die Energieversorgung während dieser Zeit muß vollständig über Speichersysteme erfolgen. Ob sich ein Raumfahrzeug innerhalb des Erdschattens aufhält, ist abhängig vom Raumfahrzeugorbit und vom Datum. Der folgende Abschnitt beschreibt das im Rahmen dieser Arbeit implementierte Erdschattenmodell.

D.5.1 Erdschattenmodell

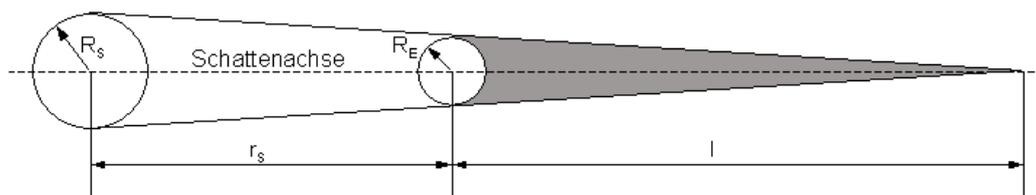


Abbildung D.1 Schema eines kegelförmigen angenommenen Erdkernschattens

Unter der Annahme, daß die Sonne (Index S) und die Erde (Index E) eine kugelförmige Gestalt haben, wirft die Erde einen kegelförmigen Schatten in den Raum in antisolarer Richtung, wie in Abbildung D.1 gezeigt ist. Die Distanz l von der Erde zur Kegelspitze berechnet sich mittels Gleichung (D.13),

$$l = R_E r_s / (R_s - R_E) \quad (\approx 1.3836 \cdot 10^6 \text{ km}) \quad (\text{D.13})$$

mit \mathbf{r}_s dem Positionsvektor der Sonne in geozentrischen Koordinaten und $r_s = |\mathbf{r}_s|$ der Distanz der Sonne von der Erde.

¹ Geschwindigkeitsvektor des Raumfahrzeugs relativ zur Atmosphäre

wichtige Auslegungsgröße für die Speichersysteme. Leistungseinbußen bei Verwendung photovoltaischer Systeme während Penumbrafasen (siehe hierzu [71]) wurden im Rahmen dieser Arbeit nicht betrachtet und sind daher nicht in der Schattenfunktion implementiert.

E Lebenserhaltungssystem: Komponenten und Modelle

In diesem Anhang werden die unterschiedlichen Komponenten des Lebenserhaltungssystems beschrieben sowie die im Rahmen dieser Arbeit durchgeführte Modellierung der Teilkomponenten beschrieben. Alle im Rahmen dieser Arbeit erstellten Modelle wurden in das Programm SAFIR [51], mit welchem Subsystemmassen, -volumen und -leistungserfordernisse berechnet werden können, integriert. Die Formulierungen „*AUFRUNDEN*“ und „*RUNDEN*“, die im folgenden verwendet werden, sind Formelbezeichnungen von Microsoft Excel und bedeuten das Aufrunden bzw. Runden zum nächsten ganzzahligen Wert. Die in diesem Kapitel verwendeten Abkürzungen bzw. Indizes werden nur im Zusammenhang mit der Modellierung verwendet und beziehen sich nur auf den betrachteten Abschnitt. Sie sind daher teilweise nicht im Symbolverzeichnis aufgeführt.

E.1 Atmosphären Management

Das Atmosphären Management besteht aus den folgenden Komponenten:

- Luftaufbereitung
- Luftüberwachung, -kontrolle und -verteilung
- Temperatur- und Feuchtigkeitskontrolle
- Schadstofffilterung

E.1.1 Luftaufbereitung

Die Hauptaufgaben der Luftaufbereitung sind die:

- CO_2 Filterung
- CO_2 Reduktion
- O_2 Erzeugung bzw. Bereitstellung

CO_2 Filterung

Der Anteil von Kohlendioxid in der Erdatmosphäre beträgt ca. 0,04 Vol.-% [69]. Größere Mengen an Kohlendioxid reduzieren die Leistungsfähigkeit eines Menschen und können ab bestimmten Mengen tödlich sein. Da CO_2 kontinuierlich in metabolischen Prozessen erzeugt wird, muß es auch kontinuierlich aus der Luft entfernt werden. Methoden zur Kohlendioxidfilterung sind:

- Lithiumhydroxid-Kartuschen
- 4-Bett Molekular Siebe
- 2-Bett Molekular Siebe
- Electrochemical Depolarized CO_2 (EDC)

- Solid Amine Water Desorption (SAWD)
- Temperature Swing Adsorption, osmotische Membranen,...(siehe [32], [37] für weitere Methoden)

Im Rahmen der Arbeit von Hohnwald [51] wurden bereits Modelle für LiOH-Kartuschen und 4-Bett-Molekular-Siebe in das Programm SAFIR implementiert. Im Rahmen dieser Arbeit wurden diese aktualisiert, und es wurde ein Modell eines 2-Bett-Molekular-Siebe Systems erstellt. Für die übrigen Verfahren wurden aufgrund der geringen Entwicklungsreife dieser Systeme im Rahmen dieser Arbeit keine Modelle entwickelt.

Lithiumhydroxid-Kartuschen (LiOH)

Die Filterung von CO_2 mittels LiOH-Kartuschen ist eine einfache und bewährte aber nicht regenerierbare (offener Kreislauf) Methode. Das Kohlendioxid aus der Kabinenluft wird chemisch gebunden und reagiert mit LiOH nach Gleichung (E.1) zu Lithiumkarbonat und Wasser.



Pro Besatzungsmitglied wird 1 kg an Kohlendioxid pro Tag produziert. Daher werden etwa 1,09 kg LiOH/Person/Tag notwendig. Zusätzlich werden 0,41 kg Wasser produziert, das als Trinkwasser genutzt werden kann. Die LiOH-Methode ist eine einfach handhabbare Methode und wird hauptsächlich für Kurzzeitmissionen wie z.B. beim Shuttle eingesetzt. Für Langzeitmissionen ist sie ungeeignet aufgrund der hohen Nachschubmassen. Die insgesamt benötigte Menge an LiOH und die produzierte Menge an Wasser kann mittels der Gleichungen (E.2) und (E.3) berechnet werden.

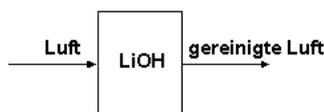
$$m_{LiOH} = \frac{12}{11} m_{CO_2} \tag{E.2}$$

$$m_{H_2} = \frac{9}{22} m_{CO_2} \tag{E.3}$$

Die im Laufe der Mission anfallende Menge an LiOH m_{LiOH} ist abhängig von der Crewgröße n_{Crew} und der Missionsdauer $t_{Mission}$ und berechnet sich gemäß Gleichung (E.4).

$$m_{LiOH} = 1,09 \text{ kg } n_{Crew} (105\% t_{Mission}) \tag{E.4}$$

Aus Sicherheitsgründen wird im Rahmen dieser Arbeit der notwendige Bedarf an LiOH auf 105% der Missionsdauer ausgelegt. LiOH wird in Kartuschen gelagert. Für die Kartuschenmasse wurde wie in [32] 25% des darin gelagerten LiOH angenommen. Pro Person und Tag fallen somit Gesamtmassen von 1,36 kg an. Abbildung E.1 zeigt ein Schemabild and faßt die Modellierungsdaten von LiOH-Kartuschen zusammen.



E.1.1: Schema eines LiOH Systems

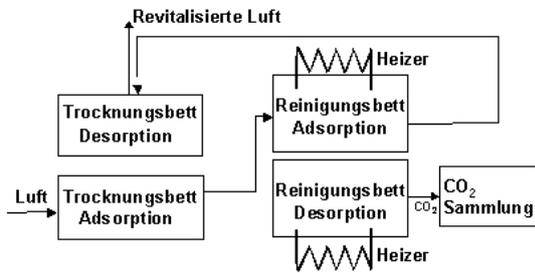
Subsystem	Atmosphären Management
Funktion	CO_2 Filterung
Technologie	LiOH Filter
Auslegung	1 Person/Tag
Komponentenmasse	1,36 kg
Volumen	$3,12 \cdot 10^{-3} \text{ m}^3$

E.1.2: Modellierungsdaten

Abbildung E.1 LiOH-Kartuschen System

4-Bett-Molekular-Siebe (4BMS)

Das älteste regenerative Verfahren zur CO_2 Filterung ist die Verwendung von Molekularsieben. Diese Methode nutzt die Fähigkeit synthetischer Zeolith- oder Aluminiumsilikatverbindungen zur Adsorption von Kohlendioxid. Die Kabinenluft wird durch ein Adsorptionsbett geleitet, und das darin enthaltene CO_2 wird im Zeolith gebunden. Beim Erreichen des Sättigungsgrades kann das Kohlendioxid mittels Wärme oder Vakuum ausgetrieben werden. Der in der Kabinenluft enthaltene Wasserdampf wird durch Vorschalten eines Trocknungsbetts entfernt. Um einen kontinuierlichen Betrieb zu gewährleisten, werden jeweils zwei Adsorptions- und Trocknungsbetten verwendet, abwechselnd im Adsorptions- und Desorptionsmodus betrieben, wie in Abbildung E.2.1 dargestellt ist. Die von CO_2 gereinigte Luft wird beim Durchströmen des Desorptions-Trocknungsbetts wieder befeuchtet. Ein 4-Bett-Molekular-Siebe System ist sehr zuverlässig und benötigt keine Nachschubmassen. Im Gegensatz zum LiOH-Kartuschen System benötigt es aber zum Betrieb elektrische Energie. Bezüglich der Komponentenmassen werden in der Literatur



E.2.1: Schema eines 4BMS Systems

Subsystem	Atmosphären Management
Funktion	CO_2 Filterung
Technologie	4BMS
Auslegung	6 Personen
Komponentenmasse	255 kg
Volumen	1,55 m ³
Leistung	1000 W

E.2.2: Modellierungsdaten [51]

Abbildung E.2 4-Bett-Molekular-Siebe System

4-Personen Systeme [109] bzw. 6-Personen Systeme [36], [51] behandelt. Die Masse der Betten wird hierbei mit 50% der Gesamtmasse angegeben und skaliert mit der Crewgröße n_{Crew} . Für die im Rahmen dieser Arbeit durchgeführte Dimensionierung wurden die Daten eines 6-Personen Systems verwendet (siehe Modellierungsdaten in Abbildung E.2). Die im Rahmen dieser Arbeit verwendete Skalierungsmethode ist im folgenden beschrieben. Als Gesamtmasse eines 4-Bett-Molekular-Siebe Systems wird ein Wert von $m_{4BMS} = 255$ kg verwendet. Die Masse der Betten berechnet sich dann gemäß Gleichung (E.5) zu:

$$m_{4BMS,Bett} = \frac{255 \text{ kg}}{2} \frac{n_{Crew}}{6} \quad (E.5)$$

Die Masse der übrigen Komponenten $m_{4BMS,zu}$ (Lüfter, Pumpen, Ventile, Sensoren,...) skaliert gemäß Gleichung (E.6).

$$m_{4BMS,zu} = AUFRUNDEN \left(\frac{255 \text{ kg}}{2} \frac{n_{Crew}}{6} \right) \quad (E.6)$$

Die Gesamtmasse des 4-Bett-Molekular-Siebe Systems ergibt sich zu:

$$m_{4BMS} = m_{4BMS,Bett} + m_{4BMS,zu} \quad (E.7)$$

Die Volumina und Leistungserfordernisse berechnen sich gemäß den Gleichungen (E.8) und (E.9)

$$V_{4BMS} = m_{4BMS} \cdot V_{4BMS,Auslegung} / m_{4BMS,Auslegung} \quad (E.8)$$

$$P_{4BMS} = m_{4BMS} \cdot P_{4BMS,Auslegung} / m_{4BMS,Auslegung} \tag{E.9}$$

mit den in Abbildung E.2 gegebenen Auslegungsdaten $m_{4BMS,Auslegung}$, $V_{4BMS,Auslegung}$ und $P_{4BMS,Auslegung}$.

Nachschub und Redundanz:

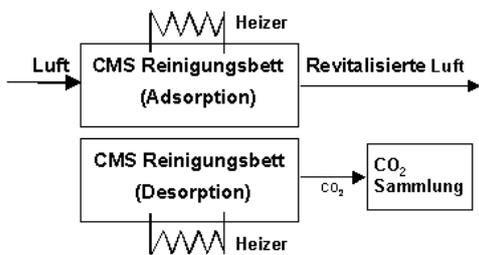
Da dieses System regenerativ arbeitet, fallen keine Nachschubmassen an. Im Rahmen dieser Arbeit ist aus Redundanzgründen vorgesehen, ein zusätzliches Komplettsystem mitzuführen.

2-Bett-Molekular-Siebe (2BMS)

2-Bett-Molekular-Siebe Systeme verwenden Karbon Molekular Siebe (CMS) [37]. Deren Vorteil gegenüber den bei 4-Bett-Molekular-Sieben verwendeten Betten ist, daß sie bei Anwesenheit von Wasserdampf in ihrer Arbeitsweise unbeeinträchtigt sind. Daher kann bei dieser Methode auf die vorgeschalteten Trocknungsbette verzichtet werden. 2-Bett-Molekular-Siebe desorbieren bei niedrigeren Temperaturen. Sie haben im Vergleich zu 4-Bett-Molekular-Sieben niedrigere Komponentenmassen und niedrigere Leistungserfordernisse, allerdings ist die technische Entwicklungsreife geringer. In [37] sind Gesamtmassen, Volumen und Leistungserfordernisse eines 2-Bett-Molekular-Siebe Systems für eine Crew von 3 Personen gegeben (siehe Modellierungsdaten in Abbildung E.3). Da sich die Daten auf ein Komplettsystem $m_{2BMS,Auslegung}$ beziehen und keine Angaben zu der Masse der Adsorberbetten gemacht werden, wird für die im Rahmen dieser Arbeit durchgeführte Skalierung eines 2-Bett-Molekular-Siebe Systems basierend auf den Daten von [37] die folgende Gleichung verwendet:

$$m_{2BMS} = AUFRUNDEN \left(\frac{n_{Crew}}{3} \right) m_{2BMS,Auslegung} = AUFRUNDEN \left(\frac{n_{Crew}}{3} \right) 48,1 \text{ kg} \tag{E.10}$$

Die Volumina und Leistungserfordernisse berechnen sich gemäß den Gleichungen (E.8) und (E.9) mit den Auslegungsdaten eines 2-Bett-Molekular-Siebe Systems, die in Abbildung E.3 gegeben sind.



E.3.1: Schema eines 2BMS Systems

Subsystem	Atmosphären Management
Funktion	CO ₂ Filterung
Technologie	2BMS
Auslegung	3 Personen
Komponentenmasse	48,1 kg
Volumen	0,26 m ³
Leistung	230 W

E.3.2: Modellierungsdaten [37]

Abbildung E.3 2-Bett-Molekular-Siebe System

Nachschub und Redundanz:

Bei diesem regenerativen System fallen keine Nachschubmassen an. Im Rahmen dieser Arbeit ist aus Redundanzgründen vorgesehen, ein zusätzliches Komplettsystem mitzuführen.

CO₂ Reduktion

Da bei Entsorgung bzw. Entlüftung der CO₂-Filter ins Weltall ein Großteil an im Kohlendioxid gebundenen Sauerstoff verloren gehen würde, ist es nicht nur notwendig, das CO₂ aus der Luft zu filtern, sondern auch nützlich, es in für das Lebenserhaltungssystem verwendbare Stoffe, wie z.B. Sauerstoff, zu reduzieren. Zur Kohlendioxid-Reduktion existieren die folgenden Methoden:

- Sabatier Prozeß
- Advanced Carbon Formation Reactor
- Bosch Prozeß
- Solid Oxide Electrolysis
- etc.

Sabatier Prozeß

Beim Sabatier Prozeß reagiert das CO_2 mit Wasserstoff bei Temperaturen von 450 bis 800 K nach Gleichung (E.11) zu Wasser und Methan.



Dieser Prozeß benötigt zusätzlich Wasserstoff, und der im Kohlendioxid gebundene Sauerstoff kann zunächst nicht vollständig zurückgewonnen werden, da ein Teil im Wasser gebunden ist. Mittels nachgeschalteter Wasserelektrolyse kann dieser Sauerstoff sowie weiterer für den Prozeß benötigter Wasserstoff zurückgewonnen werden. Das erzeugte Methan kann entsorgt, weiter aufbereitet oder als Treibstoff verwendet werden. Bezüglich der Komponentenmassen eines Sabatier Reaktors m_{Sabatier} werden in der Literatur viele sehr stark unterschiedliche Angaben gemacht. Für ein 6-Personen System ist in [36] ein Wert von 31 kg und in [32] ein Wert von 182 kg gegeben. Der für 3 Personen ausgelegte „Air Revitalisation System Demonstrator“, der von der Firma EADS im Rahmen eines ESA Kontraktes gebaut und getestet wurde [43], enthält einen Sabatier Reaktor, für den eine Masse von 28 kg angegeben wird. Für die im Rahmen dieser Arbeit durchgeführte Modellierung wurden Massen, Volumina und Leistungserfordernisse entsprechend Abbildung E.4 verwendet (Auslegungsdaten), die auf Daten von [32] bzw. [43] basieren. Für die Masse eines Sabatier Systems wurde die folgende Skalierungsmethode verwendet:

$$m_{\text{Sabatier}} = \text{AUF RUNDEN} \left(\frac{n_{\text{Crew}}}{n_{\text{Auslegung}}} \right) m_{\text{Sabatier,Auslegung}} \quad (\text{E.12})$$

mit $m_{\text{Sabatier,Auslegung}}$ der Masse, die in den Modellierungsdaten in Abbildung E.4 gegeben ist. Die Volumina und Leistungserfordernisse berechnen sich gemäß den Gleichungen (E.8) und (E.9) mit den Modellierungsdaten eines Sabatier Systems aus Abbildung E.4.

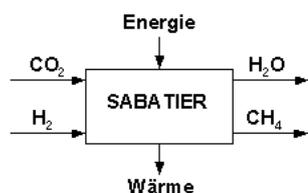
Nachschub und Redundanz:

Im Rahmen dieser Arbeit ist aus Redundanzgründen vorgesehen, ein zusätzliches Komplettsystem mitzuführen. Für den Betrieb fallen pro Person und Tag 0,18 kg an Wasserstoff an. Dieser kann entweder mittels Wasserelektrolyse aus Wasser erzeugt oder in Tanks gelagert werden.

Advanced Carbon Formation Reaktor (ACFR)

Da im Sabatier Prozeß Wasserstoff verloren geht, ist es nützlich, diesen aus dem entstandenen Methan zurückzugewinnen, besonders dann, wenn das entstandene Methan nicht weiter Verwendung findet. Dies geschieht in einer Methanpyrolyse-Einheit durch Heizen des Methans auf ca. 1200 K. Das „Advanced Carbon Formation Reactor“ System verwendet einen Sabatier Reaktor, einen Gas/Flüssigkeitsseparator zum Separieren von Wasser und eine Methanpyrolyse-Einheit. In [37] sind Gesamtmassen, Volumina und Leistungserfordernisse eines 3-Personen Systems gegeben. Der für 3 Personen ausgelegte „Air Revitalisation System Demonstrator“ der EADS kann auch als „Advanced Carbon Formation Reaktor“ System betrieben werden. Die im Rahmen dieser Arbeit durchgeführte Massenskalierung dieser Systeme erfolgt nach Gleichung (E.13).

$$m_{\text{ACFR}} = \text{AUF RUNDEN} \left(\frac{n_{\text{Crew}}}{n_{\text{Auslegung}}} \right) m_{\text{ACFR,Auslegung}} \quad (\text{E.13})$$



E.4.1: Schema eines Sabatier Systems

Subsystem	Atmosphären Management
Funktion	CO_2 Reduktion
Technologie	Sabatier Prozeß
Auslegung	6 Personen
Komponentenmasse	182 kg
Volumen	0,21 m ³
Leistung	280 W

E.4.2: Modellierungsdaten:Modellsatz 1 [32]

Subsystem	Atmosphären Management
Funktion	CO_2 Reduktion
Technologie	Sabatier Prozeß
Auslegung	3 Personen
Komponentenmasse	28 kg
Volumen	0,0492 m ³
Leistung	50 W

E.4.3: Modellierungsdaten:Modellsatz 2 [43]

Abbildung E.4 Sabatier System

mit $m_{ACFR,Auslegung}$ der Masse, die in den Modellierungsdaten in Abbildung E.5 gegeben ist. Die Volumina und Leistungserfordernisse berechnen sich gemäß den Gleichungen (E.8) und (E.9) mit den Modellierungsdaten eines „Advanced Carbon Formation Reactor“ Systems, die in Abbildung E.5 gegeben sind.

Nachschub und Redundanz:

Im Rahmen dieser Arbeit ist aus Redundanzgründen vorgesehen, ein zusätzliches Komplettsystem mitzuführen. Für den Betrieb fallen pro Person und Tag 0,09 kg an Wasserstoff an. Dieser kann entweder mittels Wasserelektrolyse aus Wasser erzeugt oder in Tanks gelagert werden. Zusätzlich werden Ersatzkartuschen und Filter benötigt. Während in [37] hierzu keine Angaben gemacht werden, ist in [42] eine Nachschubmasse von $m_{NS} = 2,7 \text{ kg}$ und ein Nachschubvolumen von $V_{NS} = 0,054 \text{ m}^3$ pro Monat bei einer Crewgröße von 3 Personen angegeben. Die im Rahmen dieser Arbeit erstellte Modellierung des Nachschubs ist im folgenden beschrieben. Die notwendige Nachschubmenge wird bestimmt durch das Nachschubintervall t_{NS} , das gemäß Gleichung (E.14) mit dem nominalen Nachschubintervall $t_{NS,nominal}$ und der Crewgröße skaliert.

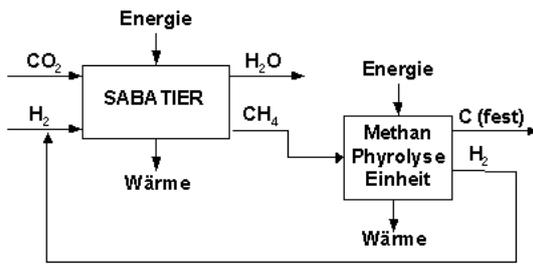
$$t_{NS} = \frac{3}{n_{Crew}} t_{NS,nominal} \quad (\text{E.14})$$

Die notwendige Nachschubmenge berechnet sich mittels Gleichung (E.15).

$$n = \text{AUFRUNDEN} \left(\frac{105\% t_{Mission}}{t_{NS}} \right) \quad (\text{E.15})$$

Aus Sicherheitsgründen wird im Rahmen dieser Arbeit die notwendige Nachschubmenge auf 105% der Missionsdauer bzw. der operationellen Dauer des Lebenserhaltungssystems ausgelegt. Die Nachschubmasse ergibt sich zu:

$$m_{ACFR,NS} = 2,7 \text{ kg } n \quad (\text{E.16})$$



E.5.1: Schema eines Advanced Carbon Formation Reaktor Systems

Subsystem	Atmosphären Management
Funktion	CO_2 Reduktion
Technologie	ACFR
Auslegung	3 Personen
Komponentenmasse	180 kg
Volumen	$0,3 \text{ m}^3$
Leistung	400 W

E.5.2: Modellierungsdaten:Modellsatz 1 [37]

Subsystem	Atmosphären Management
Funktion	CO_2 Reduktion
Technologie	ACFR
Auslegung	3 Personen
Komponentenmasse	98 kg
Nachschubmasse	2,7 kg
Volumen	$0,20 \text{ m}^3$
Nachschubvolumen	0,054
Nachschubintervall	30 Tage
Leistung	300 W

E.5.3: Modellierungsdaten:Modellsatz 2 [42], [43]

Abbildung E.5 Advanced Carbon Formation Reaktor System

Entsprechendes gilt für die Berechnung der Nachschubvolumina. Die in [42] angegebenen Nachschubmassen und -volumina wurden im Rahmen dieser Arbeit auch für den Modelldatensatz 1 angewendet.

Bosch Prozeß

Der Bosch Prozeß ist eine Alternative zur Verwendung eines Sabatier Reaktors mit Methanpyrolyse-Einheit. In diesem Prozeß wird der Kohlenstoff direkt nach Gleichung (E.17) separiert.



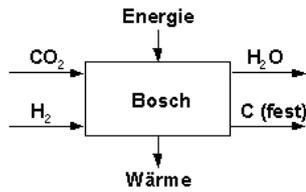
Der Bosch Prozeß arbeitet bei hohen Temperaturen von ca. 900 K. Die im Rahmen dieser Arbeit durchgeführte Skalierung von Bosch Reaktoren basiert auf Daten aus [32] und ist im folgenden beschrieben. Die Masse skaliert gemäß Gleichung (E.18).

$$m_{\text{Bosch}} = \text{AUF RUNDEN} \left(\frac{n_{\text{Crew}}}{6} \right) 446 \text{ kg} \quad (\text{E.18})$$

Die Volumina und Leistungserfordernisse berechnen sich gemäß den Gleichungen (E.8) und (E.9) mit den Modellierungsdaten eines Bosch Systems, die in Abbildung E.6 gegeben sind.

Nachschub und Redundanz:

Im Rahmen dieser Arbeit ist aus Redundanzgründen vorgesehen, ein zusätzliches Komplettsystem mitzuführen. Für den Betrieb werden pro Person und Tag 0,09 kg Wasserstoff notwendig. Dieser kann entweder mittels Wasserelektrolyse aus Wasser erzeugt oder in Tanks gelagert werden. Wie für das „Advanced Carbon Formation Reactor“ System werden hier Ersatzkartuschen für den



Subsystem	Atmosphären Management
Funktion	CO ₂ Reduktion
Technologie	Bosch Prozeß
Auslegung	6 Personen
Komponentenmasse	446 kg
Volumen	2,5 m ³
Leistung	410 W

E.6.1: Schema eines Bosch Reaktor Systems

E.6.2: Modellierungsdaten

Abbildung E.6 Bosch System

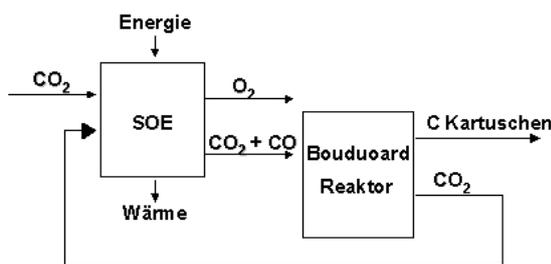
produzierten Kohlenstoff notwendig. Die in [42] angegebenen Nachschubmassen und -volumina für dieses System wurden im Rahmen dieser Arbeit auch für das Bosch System verwendet.

Festkörperelektrolyse (SOE)

Eine weitere Methode zur CO₂-Reduktion ist die Festkörperelektrolyse. Sie nutzt die Tatsache, daß nur Sauerstoff Ionen durch einen festen Elektrolyten, typischerweise Keramik, wandern. Das übrige CO wird katalytisch in Kohlenstoff und CO₂ zerlegt (siehe [32] und [37] für weitere Details). Die Leistungserfordernisse sind jedoch im Vergleich zu anderen Methoden sehr hoch. Die im Rahmen dieser Arbeit durchgeführte Modellierung eines solchen Systems ist im folgenden beschrieben. Die Masse skaliert gemäß Gleichung (E.19) und basiert auf Daten von [32].

$$m_{SOE} = AUF RUNDEN \left(\frac{n_{Crew}}{6} \right) 220 \text{ kg} \tag{E.19}$$

Die Volumina und Leistungserfordernisse berechnen sich gemäß den Gleichungen (E.8) und (E.9) mit den Modellierungsdaten eines Festkörperelektrolyse Systems, die in Abbildung E.7 gegeben sind.



Subsystem	Atmosphären Management
Funktion	CO ₂ Reduktion
Technologie	Festkörperelektrolyse
Auslegung	6 Personen
Komponentenmasse	220 kg
Volumen	0,6 m ³
Leistung	6500 W

E.7.1: Schema eines Festkörperelektrolyse Systems

E.7.2: Modellierungsdaten nach [32]

Abbildung E.7 Festkörperelektrolyse System

Nachschub und Redundanz:

Im Rahmen dieser Arbeit ist aus Redundanzgründen vorgesehen, ein zusätzliches Komplettsystem mitzuführen. Auch für dieses System werden Ersatzkartuschen für den produzierten Kohlenstoff notwendig. Die in [42] angegebenen Nachschubmassen und -volumina für ein „Advanced Carbon Formation Reactor“ System wurden im Rahmen dieser Arbeit auch für das Festkörperelektrolyse System verwendet.

O₂ Erzeugung und Bereitstellung

Sauerstoff kann z.B. aus Wasser oder Kohlendioxid gewonnen werden. In den Prozessen zur CO₂-Reduktion kann Sauerstoff mittels Sabatier oder Bosch Prozeß gewonnen werden. Das ebenfalls entstehende Wasser kann mittels Elektrolyse weiter aufgespalten werden. Dafür werden Wasserelektrolyse-Zellen notwendig. In [31] ist für ein „Static-Feed-Water-Electrolysis“ System eine Masse von 44 kg/Person, eine Leistung von 274 W/Person und ein Volumen von 0,0125 m³/Person gegeben. In [43] wird eine Wasserelektrolyse-Einheit verwendet, die für 3 Personen ausgelegt ist. Diese Systeme werden einem Sabatier oder Bosch Reaktor nachgeschaltet, um den Sauerstoff aus dem entstehenden Wasser zurückzugewinnen. In Tabelle E.1 sind die im Rahmen dieser Arbeit verwendeten Modellierungsdaten für Wasserelektrolyse-Einheiten zusammengefaßt. Die Skalierung der Masse dieses Systems erfolgt entsprechend Gleichung (E.20).

$$m_{\text{Elektrolyse}} = \text{AUFRUNDEN} \left(\frac{n_{\text{Crew}}}{n_{\text{Auslegung}}} \right) m_{\text{Elektrolyse,Auslegung}} \quad (\text{E.20})$$

mit $m_{\text{Elektrolyse,Auslegung}}$ der Masse, die in den Modellierungsdaten in Tabelle E.1 gegeben ist. Die Volumina und Leistungserfordernisse berechnen sich gemäß den Gleichungen (E.8) und (E.9) mit den Modellierungsdaten eines Wasserelektrolyse Systems, die in Tabelle E.1 gegeben sind. Sauer-

Subsystem	Atmosphären Management	Subsystem	Atmosphären Management
Funktion	O ₂ Erzeugung	Funktion	O ₂ Erzeugung
Technologie	Wasserelektrolyse	Technologie	Wasserelektrolyse
Auslegung	1 Person	Auslegung	3 Personen
Komponentenmasse	44 kg	Komponentenmasse	87 kg
Volumen	0,0125 m ³	Volumen	0,1161 m ³
Leistung	274 W	Leistung	840 W

E.1.1: Modellierungsdaten: Modellsatz 1 [31]

E.1.2: Modellierungsdaten: Modellsatz 2 [43]

Tabelle E.1 Wasserelektrolyse System

stoff geht durch metabolische Prozesse verloren und muß der Kabinenluft stetig neu hinzugefügt werden. In [69] ist angegeben, daß bei vollständigem recyceln der Luft pro Person und Tag eine Nachschubmenge von 0,11 kg an Sauerstoff anfällt. Dieser kann entweder direkt in Tanks gelagert oder aus mitgeführtem Wasser mittels Elektrolyse erzeugt werden. Im Rahmen dieser Arbeit ist aus Sicherheitsgründen vorgesehen, daß dieser zusätzliche Sauerstoff in Tanks gelagert wird und nicht erst erzeugt werden muß. Bei kyrogener Lagerung berechnen sich Tankmassen gemäß Gleichung 3.10. Wenn Sauerstoff aus Wasser, das als Nebenprodukt bei der CO₂-Reduktion entsteht, zurückgewonnen wird, dann wird im Rahmen dieser Arbeit aus Redundanzgründen ein weiteres Wasserelektrolyse System mitgeführt.

E.1.2 Luftüberwachung, -kontrolle und -verteilung (AMCS)

Das System zur Luftüberwachung-, -kontrolle und -verteilung besteht aus den folgenden Komponenten:

- Drucküberwachung und Kontrolle
- Luftüberwachung und -analyse
- Kabinenventilation

Die Tabelle E.2 faßt die im Rahmen dieser Arbeit verwendeten Modellierungsdaten der Teilkomponenten dieses Systems zusammen. Im Rahmen dieser Arbeit wurde aus Redundanzgründen vorgesehen, daß für alle Geräte zur Druck- und Luftüberwachung jeweils ein Ersatz vorhanden ist.

Drucküberwachung und Kontrolle (PCA)

Dieses System überwacht und kontrolliert die O₂/N₂ Atmosphäre im Habitat. Die im Rahmen dieser Arbeit erstellten Modelle für die Komponenten zur Überwachung und Kontrolle basieren auf ISS-Technologie und sind [32] und [109] entnommen. Für die Masse wurde im Rahmen dieser Arbeit eine Skalierungsmethode gemäß Gleichung (E.21) verwendet.

$$m_{\text{PCA}} = \text{AUFRUNDEN} \left(\frac{n_{\text{Crew}}}{6} \right) 78 \text{ kg} \quad (\text{E.21})$$

Die Volumina und Leistungserfordernisse berechnen sich gemäß den Gleichungen (E.8) und (E.9) mit den Modellierungsdaten dieses Systems, die in Tabelle E.2.1 gegeben sind. Das System zur Drucküberwachung und Kontrolle beinhaltet weiterhin Zusatztanks und ein Verteilungssystem, um den Verlust an Stickstoff auszugleichen. Da die Nachschubrate an N₂, nur 45 g/Person/Tag beträgt [31], erwies es sich am günstigsten, den notwendigen Stickstoff komplett in Tanks mitzuführen anstatt ihn vor Ort zu produzieren. Die notwendige Nachschubmasse an Stickstoff berechnet sich mittels Gleichung (E.22).

$$m_{\text{N}_2, \text{NS}} = 45 \text{ g } n_{\text{Crew}} t_{\text{Mission}} \quad (\text{E.22})$$

Dieser kann entweder in normalen Tanks, in kryogener Form oder in Drucktanks gelagert werden (siehe Abschnitt 3.4 für Tankmassenmodellierung).

Weitere Komponenten dieses Systems, die im Rahmen dieser Arbeit allerdings nicht weiter berücksichtigt wurden, sind Einrichtungen zur kontrollierten Dekompression bzw. Vorrichtungen zur Wiederbelüftung des Habitats nach erfolgter Dekompression. Hierfür werden zusätzliche Mengen an Stickstoff und Sauerstoff notwendig, die abhängig sind vom gesamten bedrückten Volumen des Habitats. Da diese Zusatztanks und die dafür notwendigen technischen Einrichtungen ein starkes Ansteigen der Masse der Raumfahrzeuge zur Folge haben, wurde die Dekompressions- und Wiederbelüftungseinrichtung im Design des Lebenserhaltungssystems im Rahmen dieser Arbeit nicht berücksichtigt.

Luftüberwachung und -analyse (ACA)

Die Aufgabe dieses Systems ist die Überwachung und Analyse von Luftverunreinigungen. Es besteht aus einem Gas-Chromatographen, einem Massenspektrometer und einem Major Constituent Analyzer. Die im Rahmen dieser Arbeit erstellte Modellierung der Luftüberwachung und -analyse ist im folgenden beschrieben und basiert auf ISS-Technologie [32], [109]. Die Masse skaliert nach Gleichung (E.23).

$$m_{\text{ACA}} = \text{AUFRUNDEN} \left(\frac{n_{\text{Crew}}}{6} \right) 57,5 \text{ kg} \quad (\text{E.23})$$

Die Volumina und Leistungserfordernisse berechnen sich gemäß den Gleichungen (E.8) und (E.9) mit den Modellierungsdaten, die in Tabelle E.2.2 gegeben sind.

Kabinenventilation

Die Kabinenventilation umfaßt Lüfter, Ventile und Leitungen. Die Massen skalieren mit der Größe des Habitats, welches wiederum mit der Größe der Besatzung skaliert. Im Rahmen dieser Arbeit wurde die Masse der Kabinenventilation mittels Gleichung E.24 skaliert basierend auf den Daten von [32] und [109].

$$m_{\text{Ventil}} = \text{AUFGRUNDEN} \left(\frac{n_{\text{Crew}}}{6} \right) 233,52 \text{ kg} \quad (\text{E.24})$$

Die Volumina und Leistungserfordernisse berechnen sich gemäß den Gleichungen (E.8) und (E.9) mit den Modellierungsdaten, die in Tabelle E.2.3 gegeben sind.

Subsystem	Atmosphären Management	Subsystem	Atmosphären Management
Funktion	AMCS-PCA	Funktion	AMCS-ACA
Technologie	ISS Technologie	Technologie	ISS-Technologie
Auslegung	6 Person	Auslegung	6 Personen
Komponentenmasse	78 kg	Komponentenmasse	56,5 kg
Volumen	0,41 m ³	Volumen	0,443 m ³
Leistung	110 W	Leistung	108 W

E.2.1: Drucküberwachung und Kontrolle

E.2.2: Luftüberwachung und -analyse

Subsystem	Atmosphären Management
Funktion	AMCS-Ventilation
Technologie	ISS-Technologie
Auslegung	6 Personen
Komponentenmasse	233,52 kg
Volumen	0,8 m ³
Leistung	1100 W

E.2.3: Kabinenventilation

Tabelle E.2 Modellierungsdaten der Komponenten der Luftüberwachung, Luftkontrolle und Luftverteilung

E.1.3 Temperatur- und Feuchtigkeitskontrolle (THC)

Die Temperatur- und Feuchtigkeitskontrolle regelt die Lufttemperatur und Feuchtigkeit mittels Wärmetauscher. Weiterhin werden verschiedene Sensoren, ein Wasserseparierer und Ventile benötigt. Die im Rahmen dieser Arbeit erstellten Modelle dieses Systems sind im folgenden beschrieben und basieren auf ISS-Technologie. Die Massen, Volumina und Leistungserfordernisse können aus Tabelle E.3 entnommen werden und basieren auf Daten von [32] und [109]. Die Masse skaliert gemäß Gleichung (E.25).

$$m_{\text{THC}} = \text{AUFGRUNDEN} \left(\frac{n_{\text{Crew}}}{6} \right) 81,86 \text{ kg} \quad (\text{E.25})$$

Die Volumina und Leistungserfordernisse berechnen sich gemäß den Gleichungen (E.8) und (E.9) mit den Modellierungsdaten, die in Tabelle E.3 gegeben sind. Für jede Teilkomponente dieses ist im Rahmen dieser Arbeit auf Redundanzgründen ein Ersatz vorgesehen.

Subsystem	Atmosphären Management
Funktion	THC
Technologie	ISS-Technologie
Auslegung	6 Personen
Komponentenmasse	81,66 kg
Volumen	0,17 m ³
Leistung	467 W

Tabelle E.3 Modellierungsdaten der Temperatur- und Feuchtigkeitskontrolle

E.1.4 Schadstofffilterung (TCCS)

Die Schadstofffilterung beinhaltet die folgenden Komponenten:

- Partikel Filter, HEPA Filter
- Aktivkohle Filter
- Strömungsmesser und Lüfter
- katalytische Oxidator- und LiOH-Betten
- Elektronische Kontrolleinrichtungen

Für ein 6-Personen Komplettsystem basierend auf ISS-Technologie ist in [109] eine Masse von $m_{\text{TCCS}} = 77,2 \text{ kg}$, ein Volumen von $V_{\text{TCCS}} = 0,25 \text{ m}^3$ und eine erforderliche Leistung von $P_e = 250 \text{ W}$ angegeben. Die im Rahmen dieser Arbeit erstellten Modelle für ein Komplettsystem basieren auf diesen Daten.

Subsystem	Atmosphären Management	Subsystem	Atmosphären Management
Funktion	TCCS	Funktion	TCCS
Technologie	Hepa Filter	Technologie	Aktivkohle Filter
Auslegung	6 Personen	Auslegung	6 Personen
Komponentenmasse	2 kg	Komponentenmasse	32,2 kg
Volumen	0,01 m ³	Volumen	0,112 m ³
Nachschubintervall	365 Tage	Nachschubintervall	90 Tage

E.4.1: Hepafilter**E.4.2:** Aktivkohlefilter

Subsystem	Atmosphären Management	Subsystem	Atmosphären Management
Funktion	TCCS	Funktion	TCCS
Technologie	LiOH Kartuschen	Technologie	Lüfter
Auslegung	6 Personen	Auslegung	6 Personen
Komponentenmasse	4,2 kg	Komponentenmasse	3 kg
Volumen	0,019 m ³	Volumen	0,0038 m ³
Nachschubintervall	90 Tage	Nachschubintervall	–

E.4.3: LiOH Kartuschen**E.4.4:** Lüfter

Subsystem	Atmosphären Management	Subsystem	Atmosphären Management
Funktion	TCCS	Funktion	TCCS
Technologie	Oxidator	Technologie	Strömungsmesser
Auslegung	6 Personen	Auslegung	6 Personen
Komponentenmasse	13,7 kg	Komponentenmasse	0,95 kg
Volumen	0,0028 m ³	Volumen	0,0017 m ³
Nachschubintervall	180	Nachschubintervall	–

E.4.5: Katalytischer Oxidator**E.4.6:** Strömungsmesser

Subsystem	Atmosphären Management
Funktion	TCCS
Technologie	Elektronik
Auslegung	6 Personen
Komponentenmasse	4,5 kg
Volumen	0,0049 m ³
Nachschubintervall	–

E.4.7: elektronische Kontrolleinrichtungen**Tabelle E.4** Modellierungsdaten der Komponenten der Schadstofffilterung

Nachschub und Redundanz:

Im Rahmen dieser Arbeit ist aus Redundanzgründen vorgesehen, ein zusätzliches Komplettsystem mitzuführen. Die meisten Teilkomponenten wie z.B. die Filter müssen nach einer bestimmten Zeit ausgetauscht werden. Die im Rahmen dieser Arbeit verwendete Modellierung für den Nachschub ist im folgenden erläutert. Die notwendige Nachschubmenge pro Komponente n_{Komp} bestimmt sich über das Nachschubintervall t_{NS} . Dieses Intervall skaliert mit dem nominalen Nachschubintervall, daß in Tabelle E.4 für die einzelnen Komponenten angegeben ist, und der Crewgröße gemäß Gleichung (E.26).

$$t_{\text{NS}} = \frac{6}{n_{\text{Crew}}} t_{\text{NS,nominal}} \quad (\text{E.26})$$

Die notwendige Nachschubmenge pro Komponente berechnet sich mittels Gleichung (E.27)

$$n_{\text{Komp}} = \text{AUFRUNDEN} \left(\frac{t_{\text{Mission}}}{t_{\text{NS}}} \right) \quad (\text{E.27})$$

mit t_{Mission} der Missionsdauer bzw. der operationellen Dauer des Lebenserhaltungssystems. Die Nachschubmasse pro Komponente ergibt sich zu:

$$m_{\text{Komp,NS}} = n_{\text{Komp}} m_{\text{Komp}} \quad (\text{E.28})$$

Die jeweiligen nominalen Nachschubintervalle, die Komponentenmassen und Volumina sind in Tabelle E.4 zusammengefaßt. Bei einer im Rahmen dieser Arbeit gewählten Redundanz von 2 ergibt sich die Gesamtmasse dieses Systems zu:

$$m_{\text{TCCS,ges}} = 2 m_{\text{TCCS}} + \sum_i m_{\text{Komp,NS},i} \quad (\text{E.29})$$

Entsprechendes gilt für die Berechnung der Volumina.

E.2 Wasser Management

Das Wasser Management beinhaltet die folgenden Teilbereiche:

- Wasser Lagerung
- Wasser Produktion
- Wasser Rückgewinnung
- Wasserüberwachung und -nachbehandlung

E.2.1 Wasser Lagerung

Durch Schließung des Wasserkreislaufes lassen sich erhebliche Nachschubmassen einsparen. Die Wasserrückgewinnungsraten liegen je nach Methode zwischen 90 bis 95%. Daher muß zusätzliches Frischwasser zur Verfügung stehen, um den Verlust auszugleichen und als Notreserve im Falle von Systemausfällen. Die einfachste Methode ist, dieses zusätzliche Wasser in Tanks mitzuführen. Die Tankmassen berechnen sich dann mittels Gleichung (3.4).

E.2.2 Wasser Produktion

Wasser fällt in vielen Prozessen als Nebenprodukt ab, wie z.B.:

- beim Sabatier oder Bosch Prozeß
- bei Verwendung von LiOH Kartuschen
- bei Brennstoffzellen (Energieversorgung)

Die erzielbaren Wassermengen mit Sabatier, Bosch oder LiOH lassen sich aus den Reaktionsgleichungen (siehe entsprechende Abschnitte) berechnen.

E.2.3 Wasser Rückgewinnung

Wasser Rückgewinnung mittels physiko-chemischer Systeme erfolgt durch Filterung bzw. Destillation von Brauchwasser. Herkömmliche Konzepte zur Wasserrückgewinnung sind:

- Multifiltration
- Umkehrosmose
- Vapor Compression Distillation
- Thermoelectric Integrated Membrane Evaporation System (TIMES)
- Vapor Phase Catalytic Ammonia Removal (VPCAR), ...

Da für die beiden letzten Konzepte nur wenig Daten in der Literatur vorhanden sind, wurden im Rahmen dieser Arbeit für die Wasser Rückgewinnung nur Modelle für Multifiltration, Umkehrosmose und Vapor Compression Distillation erstellt.

Multifiltration (MF)

Multifiltration verwendet verschiedene Schritte zur Reinigung von Abwasser. Im ersten Schritt werden suspendierte Partikel mittels verschiedener mechanischer Filter mit abnehmender Porengröße abgetrennt. Danach werden organische Stoffe mit Hilfe von Aktivkohlefiltern entfernt, und zuletzt werden anorganische Salze mittels Anionen/Kationentauscher gebunden. Multifiltration ist ein sehr einfaches System, mit welchem bereits eine hohe Wasserreinheit erzielt werden kann. Die Filter sind jedoch nicht regenerierbar und müssen ausgetauscht werden, was in erhöhten Nachschubmassen resultiert. Multifiltration wurde bereits erfolgreich auf der Raumstation MIR eingesetzt und ist sehr zuverlässig. Die im Rahmen dieser Arbeit erstellten Modelle basieren auf Daten von [51], und die Modellierungsdaten sind in Tabelle E.5 zusammengestellt. Für die fixe Komponentenmasse wurde wie in [51] für eine Crew von 6 Personen $m_{MF,fix} = 476$ kg verwendet. Die Nachschubmasse ist in [51] mit 0,21 kg/Person/Tag gegeben. Die Masse wurde im Rahmen dieser Arbeit gemäß Gleichung (E.31) skaliert.

$$\begin{aligned} m_{MF} &= m_{MF,fix} + m_{MF,NS} \\ &= AUFRUNDEN \left(\frac{n_{Crew}}{6} \right) 476 \text{ kg} + n_{Crew} (105\% t_{Mission}) 0,21 \text{ kg/Person/Tag} \end{aligned} \quad (E.30)$$

Mit dem in [51] gegebenen Nachschubvolumen von $V_{MF,NS} = 0,0011 \text{ m}^3/\text{Person/Tag}$ berechnet sich der Gesamtvolumenbedarf eines Multifiltrations Systems mittels:

$$\begin{aligned} V_{MF} &= V_{MF,fix} + V_{MF,NS} \\ &= AUFRUNDEN \left(\frac{n_{Crew}}{6} \right) 2,4 \text{ m}^3 + n_{Crew} (105\% t_{Mission}) 0,0011 \text{ m}^3/\text{Person/Tag} \end{aligned} \quad (E.31)$$

Für dieses System wird eine Leistung von 300 W erforderlich. Die Wasserrückgewinnungsrate η_{System} ist in [51] mit 99,9% angegeben. Die zusätzlich bereitzustellende Wassermenge $m_{Wasser,NS}$ berechnet sich gemäß Gleichung (E.32)

$$m_{Wasser,NS} = (1 - \eta_{System}) n_{Crew} t_{Mission} m_{Wasser,Person,Tag} \quad (E.32)$$

mit $m_{Wasser,Person,Tag} = 10,35$ kg dem täglichen Bedarf an Wasser pro Person [69]. Der Wassernachschubtank berechnet sich mittels Gleichung (3.10). Weiterhin ist im Rahmen dieser Arbeit aus Redundanzgründen vorgesehen, ein zusätzliches Komplettsystem mitzuführen.

Subsystem	Wasser Management
Funktion	Wasserrückgewinnung
Technologie	Multifiltration
Auslegung	6 Personen
Komponentenmasse	476 kg
Nachschubmasse	0,21 kg/Person/Tag
Volumen	2,4 m ³
Nachschubvolumen	0,001 m ³ /Person/Tag
Leistung	300 W
Effektivität	99,9%

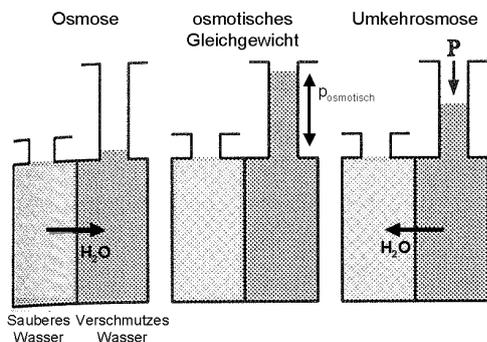
Tabelle E.5 Multifiltrations System [51]

Umkehrosrose (RO)

In einem Raum, der durch eine semipermeable Membranen in zwei Abschnitte aufgeteilt ist, die eine unterschiedliche Konzentration an in Wasser gelösten Stoffen enthalten, setzt eine Diffusionsbewegung der Wassermoleküle in Richtung des stärker verschmutzten Wassers ein, um dem Konzentrationsunterschied auszugleichen. Dieser Vorgang läuft solange, bis sich der osmotische Druck eingestellt hat. Bei der Umkehrosrose wird dieses Prinzip rückwärts verwendet. Wird der Druck auf der stärker verschmutzten Seite über den osmotischen Druck erhöht, wandern die Wassermoleküle auf die weniger verschmutzte Seite. Der Wirkungsgrad solcher Systeme ist in [37] mit 80% und in [32] mit 91% gegeben. Das auf der verschmutzten Seite zurückbleibende Wasser muß entsorgt werden. Die Komponenten des Umkehrosrose Systems sind im Rahmen dieser Arbeit als wartungsfrei angenommen. Die Modellierungsdaten, die in Abbildung E.8 zusammengestellt sind, basieren auf Daten von [32]. Die im Rahmen dieser Arbeit verwendete Skalierung der Masse ist gemäß Gleichung (E.33).

$$m_{RO} = AUFGRUNDEN \left(\frac{n_{Crew}}{6} \right) 90 \text{ kg} \tag{E.33}$$

Die Volumina und Leistungserfordernisse berechnen sich gemäß den Gleichungen (E.8) und (E.9) mit den Modellierungsdaten eines Umkehrosrose Systems, die in Abbildung E.8 zusammengestellt sind. Das Umkehrosrose System verfügt zwar über vergleichsweise niedrigere Gesamtmassen als das Multifiltrations System, hat aber einen niedrigeren Wirkungsgrad, wodurch sich die Nachschubmasse an Wasser erhöht. Es hat weiterhin eine niedrigere technische Entwicklungsreife. Die zusätzlich bereitzustellende Wassermenge $m_{Wasser,NS}$ berechnet sich gemäß Gleichung (E.32),



E.8.1: Prinzip der Umkehrosrose

Subsystem	Wasser Management
Funktion	Wasserrückgewinnung
Technologie	Umkehrosrose
Auslegung	6 Personen
Komponentenmasse	90 kg
Volumen	0,3 m ³
Leistung	350 W
Effektivität	91%

E.8.2: Modellierungsdaten

Abbildung E.8 Umkehrosrose System

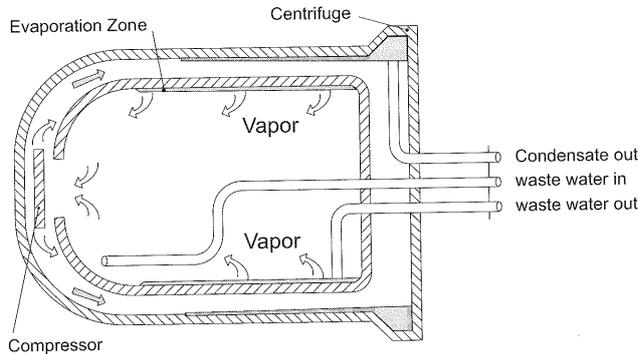
mit einer Wasserrückgewinnungsrate von $\eta_{\text{System}}=91\%$. Weiterhin ist im Rahmen dieser Arbeit aus Redundanzgründen vorgesehen, ein zusätzliches Komplettsystem mitzuführen.

Vapor Compression Distillation (VCD)

Multifiltration und Umkehrosmose sind reine Filtrationsverfahren. Für die Urinaufbereitung sollte ein Destillationsverfahren verwendet werden. Das „Vapor Compression Distillation“ Verfahren ist ein Destillationsverfahren, bei dem Wasser an der Innenseite einer Zentrifuge verdampft wird. Der gereinigte Wasserdampf wird komprimiert und kondensiert im Zylinderspalt der Zentrifuge (siehe Abbildung E.9). Die Wasserrückgewinnungsrate ist in [69] mit 96% angegeben. In der Vergangenheit wurden diese Systeme als ungeeignet für Raumstationen angesehen, da die rotierenden Teile sich störend auf die Mikrogravitationsumgebung (wichtig für Experimente) auswirken. Dies ist bei bemannten Marsmissionen nicht der Fall. Dieses Verfahren kann zur Urinaufbereitung verwendet werden. Das gereinigte Wasser durchläuft danach einen weiteren Filterungsprozeß, z.B. Multifiltration. Die im Rahmen dieser Arbeit erstellten Modelle basieren auf Daten von [51]. Die Masse skaliert hierbei gemäß Gleichung (E.34).

$$m_{\text{VCD}} = \text{AUFRUNDEN} \left(\frac{n_{\text{Crew}}}{6} \right) 128 \text{ kg} \quad (\text{E.34})$$

Die Volumina und Leistungserfordernisse berechnen sich gemäß den Gleichungen (E.8) und (E.9) mit den Modellierungsdaten, die in Abbildung E.9 gegeben sind. Im Rahmen dieser Arbeit ist aus Redundanzgründen vorgesehen, ein zusätzliches Komplettsystem mitzuführen. Wird nur Urin



E.9.1: Schema eines VCD Systems

Subsystem	Wasser Management
Funktion	Wasserrückgewinnung
Technologie	VCD
Auslegung	6 Personen
Komponentenmasse	128 kg
Volumen	0,368 m ³
Leistung	91 W
Effektivität	96%

E.9.2: Modellierungsdaten

Abbildung E.9 Vapor Compression Distillation System

mit Hilfe eines „Vapor Compression Distillation“ Systems aufbereitet, dann berechnet sich die in dem Prozeß verloren und somit zu nachzuführende Wassermenge $m_{\text{Wasser,ab,VCD}}$ gemäß Gleichung (E.35).

$$m_{\text{Wasser,ab,VCD}} = (1 - \eta_{\text{VCD}}) n_{\text{Crew}} t_{\text{Mission}} 1,63 \text{ kg} \quad (\text{E.35})$$

Bei ausschließlicher Verwendung eines „Vapor Compression Distillation“ Systems zur Wasserrückgewinnung berechnet sich die notwendige Nachschubwassermenge mittels Gleichung (E.32) mit der in Abbildung E.9 angegebenen Wasserrückgewinnungsrate von 96%.

E.2.4 Wasserüberwachung und -nachbehandlung

Die Aufgabe der Wasserüberwachung und -nachbehandlung ist die Sicherstellung bzw. die Erzeugung qualitativ hochwertigen Wassers (Trinkwasser). Das im Rahmen dieser Arbeit erstellte

Modell eines solchen Systems beruht auf Daten von [32]. Für ein Lebenserhaltungssystem, das Wasser in irgendeiner Form wiedergewinnen werden die folgenden Komponenten benötigt:

- Milli-Q Wasserreiniger
- Mikrobiologisches Kontrollsystem (MCV)
- Jod Entfernungseinrichtung (IRB)
- Qualitätsmonitor (QM)

Abbildung E.10 zeigt die Komponenten dieses Untersystems im Wasserkreislauf. Für offene Was-

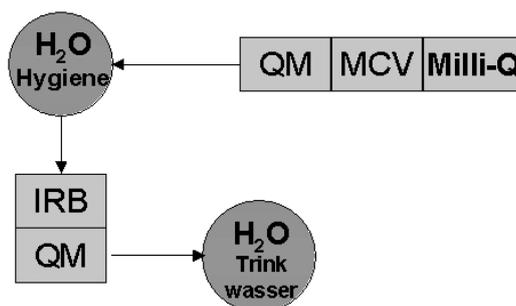


Abbildung E.10 Komponenten der Wasserüberwachung und -nachbehandlung im Wasserkreislauf [32]

serkreisläufe wird lediglich ein Qualitätsmonitor notwendig. Im Rahmen dieser Arbeit wurde aus Redundanzgründen vorgesehen, daß für alle Geräte zur Wasserüberwachung und -nachbehandlung jeweils ein Ersatz vorhanden ist.

Milli-Q Wasserreiniger

Ein Milli-Q Reinigungssystem wird zur Herstellung von ultrareinem Wasser eingesetzt (siehe hierzu auch [10]). Die im Rahmen dieser Arbeit durchgeführte Modellierung eines solchen Systems basiert auf Daten von [32]. Für die Masse wird wie in [32] ist ein Wert von 22 kg verwendet. Das Volumen beträgt $0,06 \text{ m}^3$, und die Leistungserfordernisse liegen bei $0,2 \text{ kW}$.

Nachschub und Redundanz:

Das im Rahmen dieser Arbeit erstellte Modell des Nachschubs basiert auf Daten von [32]. Dort ist als Nachschubmasse ein Wert von $0,021 \text{ kg/pro Person/Tag}$ angegeben. Die Masse eines Milli-Q Systems ergibt sich somit zu:

$$m_{\text{Milli-Q}} = 22 \text{ kg} + 0,021 n_{\text{Crew}} t_{\text{Mission}} \quad (\text{E.36})$$

Mikrobiologisches Kontrollsystem

Die im Rahmen dieser Arbeit durchgeführte Modellierung des Mikrobiologischen Kontrollsystems basiert auf Daten von [32]. Für die Masse wird wie in [32] ist ein Wert von $43,80 \text{ kg}$ verwendet. Das Volumen beträgt $0,24 \text{ m}^3$ und die Leistungserfordernisse betragen $0,012 \text{ kW}$.

Jod Entfernungseinrichtung (IRB)

Zur Trinkwasseraufbereitung muß das dem Wasser zuvor zugesetzte Jod wieder entfernt werden. Die geschieht mit Hilfe einer Jod Entfernungseinrichtung. Die im Rahmen dieser Arbeit durch-

geführte Modellierung eines solchen Systems basiert auf Daten von [32]. Für die Masse wird wie in [32] ist ein Wert von 10 kg verwendet. Das Volumen beträgt. $0,12 \text{ m}^3$.

Nachschub und Redundanz:

Das im Rahmen dieser Arbeit erstellte Modell des Nachschubs basiert auf Daten von [32]. Dort ist als Austauschintervall 1 Jahr angegeben. Die Anzahl der insgesamt notwendigen Jod Entfernungseinrichtungen berechnet sich gemäß Gleichung (E.37).

$$n_{\text{IRB}} = \text{AURUNDEN} (t_{\text{Mission}}/365) \quad (\text{E.37})$$

Die Masse und das Volumen ergeben sich somit zu:

$$m_{\text{IRB}} = 10 \text{ kg } n_{\text{IRB}} \quad (\text{E.38})$$

$$V_{\text{IRB}} = 0,12 \text{ m}^3 n_{\text{IRB}} \quad (\text{E.39})$$

Qualitätsmonitor

Die im Rahmen dieser Arbeit durchgeführte Modellierung eines solchen Systems basiert auf Daten von [32]. Für die Masse wird wie in [32] ist ein Wert von 39 kg verwendet. Das Volumen beträgt $0,16 \text{ m}^3$, und es benötigt eine Leistung von $0,08 \text{ kW}$. Bei Verwendung von Einrichtungen zur Wasserrückgewinnung werden zwei Qualitätsmonitore, bei einem offenen Wasserkreislauf einer notwendig.

E.3 Feuerdetektion und -bekämpfung (FDS)

Für die Feuerdetektions- und -bekämpfung werden die folgenden Komponenten notwendig:

- Rauchsensoren
- Flammensensoren
- tragbare Feuerlöscher
- tragbare Atemgeräte

Das im Rahmen dieser Arbeit erstellte Modellierung dieses System basiert auf Daten von [32]. Ein Habitat für 6 Personen soll dort über mindestens 3 tragbare Feuerlöscher, sowie 8 Rauch- und 3 Flammensensoren verfügen. Die Massen, Volumina und Leistungserfordernisse der Einzelkomponenten sind in Tabelle E.6 zusammengefaßt. Da die Anzahl der zu installierenden FDS Komponenten (Raumsensoren, Flammensensoren, Feuerlöscher) von der Größe des Habitats und diese von der Crewgröße abhängt, wurde im Rahmen dieser Arbeit für die Skalierung der Komponenten ein Ansatz gemäß Gleichung (E.40) verwendet.

$$n_{\text{FDS,Komp}} = \text{RUNDEN} \left(\frac{n_{\text{Crew}}}{n_{\text{Auslegung}}} \right) n_{\text{Komp,Auslegung}} \quad (\text{E.40})$$

Die Gesamtmasse pro Komponente berechnet sich zu:

$$m_{\text{FDS,Komp}} = n_{\text{FDS,Komp}} m_{\text{FDS,Komp,Einheit}} \quad (\text{E.41})$$

Die Volumina und Leistungserfordernisse berechnen sich gemäß den Gleichungen (E.8) und (E.9) mit den Modellierungsdaten, die in Abbildung E.6 gegeben sind. Für die Modellierung der Atemgeräte (PBA) wird wie in [32] eine Masse von $m_{\text{PBA}}=2,8 \text{ kg}$ und ein Volumen von $0,31 \text{ m}^3$ pro

Gerät verwendet. Aus Sicherheitsgründen wurde im Rahmen dieser Arbeit vorgesehen, daß pro Besatzungsmitglied zwei Geräte zur Verfügung stehen. Die Gesamtmasse berechnet sich dann mittels Gleichung (E.42).

$$m_{\text{PBA,total}} = 2 n_{\text{Crew}} \cdot m_{\text{PBA}} \quad (\text{E.42})$$

Entsprechendes gilt für das Volumen.

Subsystem	Crewsicherheit	Subsystem	Crewsicherheit
Funktion	FDS	Funktion	FDS
Technologie	Rauchsensoren	Technologie	Flammensensoren
Auslegung	6 Personen	Auslegung	6 Personen
Anzahl $n_{\text{Auslegung}}$	8	Anzahl $n_{\text{Auslegung}}$	3
Komponentenmasse	1,5 kg	Komponentenmasse	3,7 kg
Volumen	0,04 m ³	Volumen	0,003 m ³
Leistung	0,0025 W	Leistung	100 W

E.6.1: Rauchsensoren

E.6.2: Flammensensoren

Subsystem	Crewsicherheit	Subsystem	Crewsicherheit
Funktion	FDS	Funktion	FDS
Technologie	CO ₂ -Feuerlöscher	Technologie	PBA
Auslegung	6 Personen	Auslegung	1 Person
Anzahl $n_{\text{Auslegung}}$	3	Komponentenmasse	2,8 kg
Komponentenmasse	15,1 kg	Volumen	0,31 m ³
Volumen	0,04 m ³		

E.6.3: Feuerlöscher

E.6.4: Atemgerät

Tabelle E.6 Feuerdetektion und -bekämpfung [32]

E.4 Untersuchte Lebenserhaltungssystemkonzepte

Im Rahmen dieser Arbeit wurden verschiedene Lebenserhaltungssystemkonzepte untersucht und verglichen. Es wurden die folgenden Konzepte untersucht:

- Option 1: offener Wasser- und Luftkreislauf unter Verwendung von 2-Bett-Molekular-Sieben (2BMS) zur CO₂ Filterung
- Option 2: Multifiltration (MF), „Vapor Compression Destillation“ (VCD) für Urinvorbehandlung, offener Luftkreislauf mit LiOH-Kartuschen für CO₂ Filterung
- Option 3: Multifiltration, VCD für Urinvorbehandlung, 2BMS zur CO₂ Filterung, Sabatier Reaktor, Wasserelektrolyse und Methanpyrolyse zur CO₂ Reduktion

Option 1: Offener Wasser- und Luftkreislauf

Bei offenen Kreisläufen müssen die benötigten Stoffe stetig zugeführt werden, wie Abbildung E.11 zeigt. Das Wasser, der Sauerstoff und der Stickstoff sind in Tanks gelagert, und aus Sicherheitsgründen wurde im Rahmen dieser Arbeit die notwendige Menge auf jeweils 110% der operationellen Dauer ausgelegt. Da das Wasser überwacht und kontrolliert werden muß, wird im

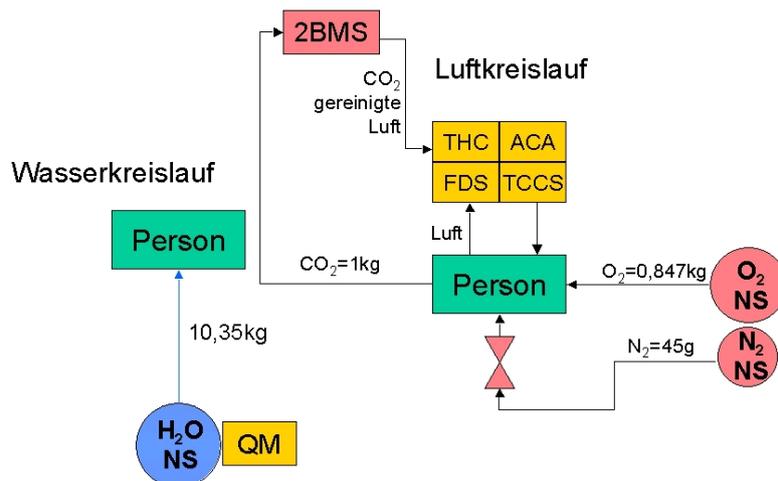


Abbildung E.11 Schematische Darstellung eines Lebenserhaltungssystems mit offenem Wasser- und Luftkreislauf mit 2-Bett-Molekular-Sieben, Option 1 (pro Person und Tag)

Wasserkreislauf ein Qualitätsmonitor (QM) notwendig. Das entstehende CO_2 muß kontinuierlich aus der Luft entfernt werden. Hierfür ist ein regeneratives 2-Bett-Molekular-Siebe Verfahren vorgesehen (siehe Tabelle E.3.2 für Modellierung). Weiterhin sind im Luftkreislauf Systeme zur Temperatur- und Feuchtigkeitskontrolle, zur Schadstofffilterung, zur Luftüberwachung, -kontrolle und -verteilung sowie zur Feuerdetektion und -bekämpfung vorgesehen.

Option 2: Multifiltration und „Vapor Compression Destillation“ zur Wasserrückgewinnung und offener Luftkreislauf

Für Option 2, die in Abbildung E.12 gezeigt ist, wurde im Rahmen dieser Arbeit ebenfalls eine offener Luftkreislauf verwendet. Aus Sicherheitsgründen wurde die notwendige Menge an Sauerstoff und Stickstoff auf 110% der operationellen Dauer ausgelegt. Zur CO_2 Filterung werden LiOH-Kartuschen verwendet. Der Wasserkreislauf verwendet Multifiltration zur Wasserrückgewinnung. Urin wird mittels „Vapor Compression Destillation“ vorbehandelt. Das Wasser durchläuft danach die Wasserkontrolle und -überwachung und wird in zwei getrennten Tanks für Hygiene- und Trinkwasser gelagert. Als Anfangsmenge an Wasser ist der Bedarf für fünf Tage vorgesehen. Zusätzlich wird ein Wassernottank verwendet (nicht in Abbildung E.12 dargestellt), der Wasser für 5 Tage zur Verfügung stellt. Da Wasser im Kreislauf verloren geht, müssen $0,17\text{kg}$ an Trinkwasser pro Person und Tag nachgeführt werden. Die LiOH-Kartuschen produzieren bereits eine Wassermenge in Trinkwasserqualität von $0,41\text{kg}$ pro Person und Tag. Daher wird kein zusätzlicher Wassertank notwendig. Für die Modellierung des Multifiltrations und „Vapor Compression Destillation“ Systems wurden die Modellierungsdaten aus Tabelle E.5 und Abbildung E.9 verwendet.

Option 3: Multifiltration und „Vapor Compression Destillation“ zur Wasserrückgewinnung und Luftkreislauf mit CO_2 Reduktion

Für die im Rahmen dieser Arbeit untersuchte Option 3, die in Abbildung E.13 gezeigt ist, wird der gleiche Wasserkreislauf wie in Option 2 verwendet. Der Luftkreislauf verwendet ein 2-Bett-Molekular-Siebe System für die CO_2 Filterung. Zur CO_2 Reduktion wird ein Sabatier Reaktor

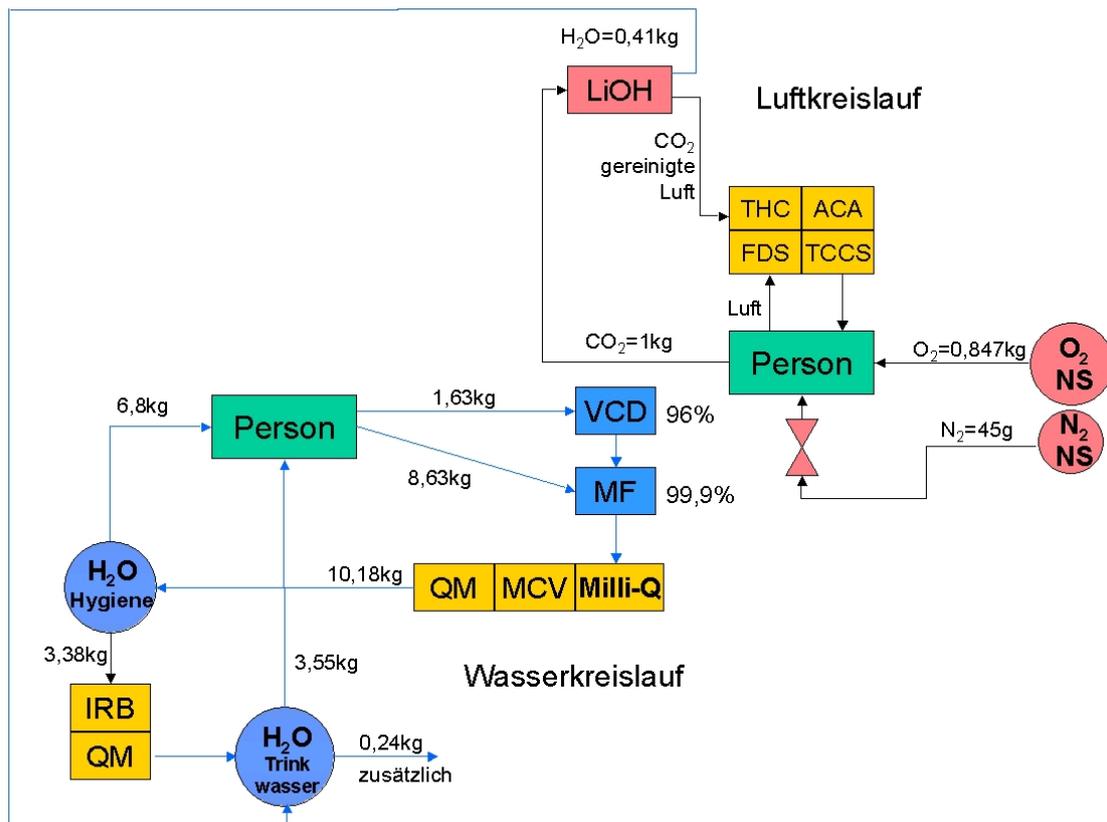


Abbildung E.12 Schematische Darstellung eines Lebenserhaltungssystems mit Multifiltration und „Vapor Compression Distillation“ und einem offenen Luftkreislauf mit LiOH-Kartuschen, Option 2 (pro Person und Tag)

verwendet. Zur vollständigen Rückgewinnung des Sauerstoffs aus dem Kohlendioxid wird das entstehende Wasser mittels Wasserelektrolyse aufgespalten und der Sauerstoff dem Haupttank zugeführt. Um den Wasserstoff, der bei der Sabatierreaktion benötigt wird, vollständig zurückzugewinnen, wird das entstehende Methan mittels Pyrolyse ($\text{CH}_4 \rightarrow \text{C} + \text{H}_2$) in Kohlenstoff und Wasserstoff aufgespalten. Der aus der Elektrolyse und Pyrolyse entstehende Wasserstoff wird dem Sabatier Reaktor zugeführt und der Kohlenstoff in Kartuschen entsorgt. Durch metabolische Prozesse geht ein Teil des zugeführten Sauerstoffs verloren und muß aus Nachschubtank (NS) nachgeführt werden. Als Anfangsmenge an Sauerstoff im Haupttank ist im Rahmen dieser Arbeit der Bedarf für zwei Tage vorgesehen. Das gleiche gilt für die Startmenge des Wasserstoffs. Die Stickstoffmenge wurde auf 110% der Missionsdauer ausgelegt. Da, $0,17\text{kg}$ an Wasser pro Person und Tag nachgeführt werden müssen, wird ein zusätzlicher Trinkwassernachschubtank verwendet. Ein zusätzlicher Wassernottank wird hier nicht verwendet. Im Falle eines Ausfalls von Teilen der Wasserversorgung wird das Wasser aus dem Nachschubtank als „Notwasser“ verwendet. Die Modellierung des kompletten Systems zur CO_2 Reduktion basiert auf den Daten des Ares Systems (siehe Tabelle E.5.3 in Abbildung E.5 und Tabelle E.1.2). Für die Zwischenprodukte Wasser, CO_2 und Methan sind Zwischentanks vorgesehen, die diese Stoffe bei Systemausfall zwischenspeichern. Das Fassungsvermögen dieser Tanks ist auf zwei Crewtage ausgelegt.

F Habitat Innenausstattung

Die in diesem Kapitel verwendeten Abkürzungen bzw. Indizes werden nur im Zusammenhang mit der Modellierung verwendet und beziehen sich nur auf den betrachteten Abschnitt. Sie sind daher teilweise nicht im Symbolverzeichnis aufgeführt. Die Habitatinnenausstattung umfaßt die folgenden Komponenten:

- Bordküche und Nahrungslagerung
- Waschraum und Toilette
- Hygieneartikel und medizinische Versorgung
- Trainings- und Erholungseinrichtungen
- Kleidung inklusive Lagerung bzw. Waschmaschine
- Raumanzüge, Marsanzüge
- Privatkabinen
- Einrichtungen für Kommunikation, Wartung und Fahrzeugüberwachung
- Luftschleuse
- Labor

Die im Rahmen dieser Arbeit erstellten Modelle basieren auf Daten von [31], [34], [49], [51], [69] und [102].

F.1 Bordküche und Nahrungslagerung

Die Bordküche enthält alle zur Nahrungszubereitung notwendigen Einrichtungen wie Öfen oder Mikrowellen, die Wasserversorgung, Tisch, Geschirr und Besteck. Die Nahrungslagerung enthält Kühl- und Gefriereinrichtungen sowie die gesamte für die Mission notwendige Nahrung. Massen, Volumina und Leistungserfordernisse des im Rahmen dieser Arbeit erstellten Modells der Bordküche sind in Tabelle F.1 zusammengefaßt und basieren auf Daten von [31] und [51]. Die Einrichtungen wurden nicht mit der Crewgröße skaliert.

Subsystem	Habitat
Funktion	Bordküche
Komponentenmasse	300 kg
Volumen	1,6 m ³
Leistung	550 W

Tabelle F.1 Modellierungsdaten der Bordküche

Nahrungsmittel

Da im Rahmen dieser Arbeit keine Nahrung an Bord produziert werden soll, muß diese komplett mitgeführt und im Habitat gelagert werden. Aus Sicherheitsgründen wird im Rahmen dieser

Arbeit der notwendige Gesamtbedarf an Nahrung auf 110% der Missionsdauer ausgelegt und berechnet sich mittels Gleichung (F.1) [69].

$$m_{\text{Nahrung}} = 0,64 \text{ kg } n_{\text{Crew}} (110\% t_{\text{Mission}}) \quad (\text{F.1})$$

Die im Rahmen dieser Arbeit erstellte Modellierung der Nahrungslagerung basiert auf Daten von [51]. Das massenspezifische Volumen für die Nahrungslagerung ist dort $v_{\text{Nahrung}} = 0,002 \text{ m}^3/\text{kg}$ angegeben. Das nötige Lagervolumen für Nahrung ergibt sich somit zu:

$$V_{\text{Nahrung}} = v_{\text{Nahrung}} m_{\text{Nahrung}} = 0,002 \text{ m}^3/\text{kg } m_{\text{Nahrung}} \quad (\text{F.2})$$

Die Nahrung kann entweder in Kücheneinrichtungen wie z.B. einem Kühlgerät untergebracht sein, oder in zusätzlichen Stauräumen.

F.2 Waschraum und Toilette

Die im Rahmen dieser Arbeit erstellte Skalierung der Anzahl an Waschraum- und Toiletteneinrichtungen (WT) ist in Gleichung (F.3) gezeigt.

$$n_{\text{WT}} = \text{AUFGRUNDEN} \left(\frac{n_{\text{Crew}}}{3} \right) \quad (\text{F.3})$$

Das im Rahmen dieser Arbeit erstellte Modelle basiert auf Daten von [51]. Für jede Einheit wird wie in [51] eine Masse von 350 kg, ein Volumen von $1,5 \text{ m}^3$ verwendet. Die Leistungserfordernisse wurden mit 60 W angenommen.

F.3 Hygieneartikel und medizinische Versorgung

Medizinische Versorgung

Für die medizinische Versorgung sind in [102] Daten für 30, 100 und 600 Tage gegeben, die nicht mit der Crewgröße skalieren (siehe Tabelle F.2). Die Massen für die medizinische Versorgungseinrichtung wurden im Rahmen dieser Arbeit mittels linearer Interpolation zwischen den in Tabelle F.2 gegebenen Werten berechnet. Für die medizinischen Einrichtungen inklusive eines Medo-Bettes wurde wie in [102] ein Gesamtvolumen von $2,25 \text{ m}^3$ verwendet. Die Leistungserfordernisse betragen 1700 W.

Subsystem		Habitat
Funktion		Medizinische Versorgung
Komponentenmasse	30 Tage	1000 kg
	100 Tage	1300 kg
	600 Tage	1650 kg
Volumen		$2,25 \text{ m}^3$
Leistung		1700 W

Tabelle F.2 Modellierungsdaten für die medizinische Versorgung [102]

Hygieneartikel

Die Hygieneartikel wurden im Rahmen diese Arbeit als offener Kreislauf modelliert und basiert auf Daten von [51]. Der tägliche Bedarf and Hygieneartikeln wurde wie in [51] mit 200 g pro Person angenommen. Der gesamte Bedarf ergibt sich zu:

$$m_{\text{Hyg}} = 0,2 \text{ kg } n_{\text{Crew}} t_{\text{Mission}} \quad (\text{F.4})$$

Unter Annahme eines massenspezifischen Volumens von $v_{\text{Hyg}} = 0,002 \text{ m}^3/\text{kg}$ [51] berechnet sich das notwendige Lagervolumen mittels Gleichung (F.5).

$$V_{\text{Hyg}} = v_{\text{Hyg}} m_{\text{Hyg}} = 0,002 \text{ m}^3/\text{kg } m_{\text{Hyg}} \quad (\text{F.5})$$

F.4 Trainings- und Erholungseinrichtungen

Die Massen, Volumina und Leistungserfordernisse des im Rahmen dieser Arbeit erstellten Modells für die Trainings- und Erholungseinrichtungen basieren auf Daten von [51] und sind in Tabelle F.3 zusammengefaßt. Für die Einrichtungen wurde im Rahmen dieser Arbeit keine Variation mit der Crewgröße oder Flugzeit vorgesehen.

Subsystem	Habitat
Funktion	Training und Erholung
Komponentenmasse	500 kg
Volumen	2,5 m ³
Leistung	200 W

Tabelle F.3 Modellierungsdaten der Trainings- und Erholungseinrichtungen

F.5 Bekleidung

Im Rahmen dieser Arbeit wurde der Bekleidungskreislauf (keine Waschmaschine) als offenes System ausgelegt und basiert auf Daten von [51]. Dort wurde der tägliche Bedarf mit 0,3 kg/Person abgeschätzt. Bei einem angenommenen massenspezifischen Volumen von $v_{\text{Bekl}} = 0,002 \text{ m}^3/\text{kg}$ berechnen sich die Massen und Lagervolumina mittels der Gleichungen (F.6) und (F.7).

$$m_{\text{Bekl}} = 0,3 \text{ kg } n_{\text{Crew}} t_{\text{Mission}} \quad (\text{F.6})$$

$$V_{\text{Bekl}} = v_{\text{Bekl}} m_{\text{Bekl}} = 0,002 \text{ m}^3/\text{kg } m_{\text{Bekl}} \quad (\text{F.7})$$

Beispielrechnung:

Für eine Flugzeit von 300 Tagen und eine 6 Personen Crew fallen 540 kg an Bekleidung an, die ein Lagervolumen von 1,08m³ benötigen. Dies erscheint wenig und kann auch ohne Probleme in ISPRs¹ gelagert werden. Eine Waschmaschine anstatt des offenen Bekleidungskreislaufes wäre bei diesen geringen Nachschubmassen noch nicht rentabel, da diese zusätzliche Leistung und Wasser erfordert. Die Verwendung von jeweils steriler, neuer Bekleidung kann auch aus hygienischen Gründen vorteilhaft sein.

¹ International Standart Payload Racks

F.6 Raum- und Marsanzüge

Obwohl im Rahmen dieser Arbeit während des Transfers zum Mars bzw. zur Erde keine Außenbordaktivitäten vorgesehen sind, sollten trotzdem für den Notfall Raumanzüge für die Areonauten im Habitat zur Verfügung stehen. Für ein Mars Oberflächenlandehabitat werden zusätzlich noch spezielle Marsanzüge notwendig. Für die im Rahmen dieser Arbeit erstellte Modellierung wurden Daten aus [49] verwendet. Dort ist eine Masse von 272 kg für Raumanzüge und 156 kg für Marsanzüge angegeben. Die notwendige Anzahl an Anzügen hängt vom gewünschten Grad an Redundanz (SF) und der Anzahl der Personen ab und berechnet sich zu:

$$n_{\text{Anzug}} = \text{AUFRUNDEN}(\text{SF } n_{\text{Crew}}) \quad (\text{F.8})$$

Im Falle von bemannten Marsmissionen wurde im Rahmen dieser Arbeit ein Sicherheitsfaktor von $\text{SF}=4/3$ für Raumanzüge und ein $\text{SF}=2$ für Marsanzüge angenommen. Bezüglich des Lager Volumens wurde angenommen, daß die Anzüge im Luftschleusenbereich gelagert werden. Daher fällt kein weiterer zusätzlicher Stauraum im Habitat dafür an.

Subsystem	Habitat
Funktion	Raumanzug
Auslegung	1 Person
Komponentenmasse	272 kg
Volumen	1,2 m ³

F.4.1: Raumanzüge

Subsystem	Habitat
Funktion	Marsanzug
Auslegung	1 Person
Komponentenmasse	156 kg
Volumen	0,9 m ³

F.4.2: Marsanzüge

Tabelle F.4 Modellierungsdaten für Raum- und Marsanzüge

F.7 Privatkabinen

Das im Rahmen diese Arbeit erstellte Modell für die Privatkabinen basiert auf Daten von [51] und beinhaltet Schlafeinrichtungen und Vorrichtungen zum Lagern persönlicher Dinge. In der Massenbilanz wurden hier ebenfalls die Massen der Areonauten miteingerechnet. Die Gesamtmasse einer Privatkabine wurde wie in [51] mit $m_{\text{PK}} = 100 \text{ kg}$ abgeschätzt. Das Volumen pro Privatkabine wurde mit $V_{\text{PK}} = 3 \text{ m}^3$ und die Leistungserfordernisse mit 60 W (Computer oder elektronische Bücher) angenommen.

F.8 Einrichtungen für Kommunikation, Wartung und Fahrzeugüberwachung

Massen, Leistungserfordernisse und Volumina des im Rahmen dieser Arbeit erstellten Modells für die Kommunikations-, Wartungs- und Überwachungseinrichtungen basieren auf Daten von [31], [51] und [102]. Als Gesamtmasse wurde ein Wert von 1400kg angenommen. Die erforderliche Leistung wurde mit 2,6kW abgeschätzt, und es wird ein Volumen von 3 m³ notwendig.

F.9 Luftschleuse (LS)

Luftschleusen sind hauptsächlich als Ausstiegsluke für die Dauer des Aufenthaltes auf der Marsoberfläche, während des Transfers selbst aber nur für den Notfall vorgesehen. Die Masse, Leistungserfordernisse und Volumina von Luftschleusen sind abhängig von der Crewgröße und Missionsdauer (Anzahl der Verwendung). Das im Rahmen dieser Arbeit erstellte Modells der Luftschleuse basiert auf Daten von [102]. Dort ist für 6 Personen bei einer nominellen Aufenthaltsdauer auf der Marsoberfläche von bis zu 100 Tagen eine Masse von $m_{\text{LS,Auslegung}} = 3 \text{ t}$ und ein Volumen von 10 m^3 angegeben. Im Rahmen dieser Arbeit wurde eine Grundversorgung des Luftschleusenkomplexes von 400 W angenommen. Die Leistungserfordernisse während des Betriebs betragen 8 kW. Diese müssen aber nicht kontinuierlich vom Energieversorgungssystem aufgebracht werden. In der Leistungsbilanz für die Auslegung des Energieversorgungssystems wurden daher nur die 400 W Grundversorgung berücksichtigt. Die Gesamtmasse der notwendigen Luftschleusen m_{LS} wurde im Rahmen dieser Arbeit gemäß Gleichung (F.9) skaliert.

$$m_{\text{LS}} = \text{AUFRUNDEN} \left(\frac{n_{\text{Crew}}}{6} \right) m_{\text{LS,Auslegung}} \quad (\text{F.9})$$

Die Volumina und Leistungserfordernisse berechnen sich gemäß den Gleichungen (E.8) und (E.9) mit den angegebenen Daten einer Luftschleuseneinheit.

F.10 Labor

Im Falle eines Oberflächenhabitates soll dieses nicht nur als Wohnraum sondern auch als Arbeitsraum dienen. Ein Teil des Habitats muß daher mit Laboreinrichtungen ausgestattet werden, in welchen Probenuntersuchungen durchgeführt werden. Das Labor dient im Rahmen dieser Arbeit auch als Kontroll- und Kommandozentrum für die verwendeten ferngesteuerten Rover. Im Rahmen dieser Arbeit wurde angenommen, daß die Laboreinrichtungen in zwei International Standart Payload Racks (ISPR) untergebracht sind. Die maximale lagerbare Menge in einem ISPR beträgt 700 kg bzw. $1,5 \text{ m}^3$. Dessen Trockenmasse beträgt ca. 100 kg [52]. Für die Gesamtmasse der Laboreinrichtungen ergibt sich somit ein Wert von $m_{\text{Lab}} = 1600 \text{ kg}$, und das Volumen beträgt 3 m^3 . Die Leistungsanforderungen wurden im Rahmen dieser Arbeit mit 150 kW abgeschätzt.

F.11 Variation von Crewgröße und operationeller Dauer

Als Habitatdesign wurde für die Untersuchungen in Kapitel 6 ein Konzept mit fortschrittlicher starrer Hülle verwendet. Unter Verwendung von Option 3 als Lebenserhaltungssystem (siehe Anhang E.4) zeigen die Tabellen in Abbildung F.5 die Abhängigkeiten von Crewgröße und operationeller Dauer auf die Masse, die Abmessungen, die Volumen- und Leistungserfordernisse des Habitats.

Operationelle Dauer [Tage]	Masse [kg]	Volumen [m ³]	P_e [W]	Länge [m]
140	20529	308,54	6230	10,91
200	22065	375,38	6230	13,28
250	23237	424,31	6230	15,01
300	24317	467,39	6230	16,53
350	25300	504,38	6230	17,84
400	26190	535,49	6230	18,94
500	27682	579,57	6230	20,50

F.5.1: für eine Crewgröße von 6 Personen und unterschiedliche operationelle Dauern

Crewgröße	3	4	5	6
Masse [kg]	17538	20388	22845	25300
P_e [kW]	5,99	6,11	6,17	6,23
Volumen [m ³]	263,37	345,55	425,04	504,38
Länge [m]	9,31	12,22	15,03	17,84

F.5.2: für 350 Tage und unterschiedliche Crewgrößen

Tabelle F.5 Masse, Volumen und Leistungserfordernisse für ein Habitat mit fortschrittlicher starrer Struktur und einem Durchmesser von 6 m

G Energieversorgungssystem: Komponenten und Modelle

Die in diesem Kapitel verwendeten Abkürzungen bzw. Indizes werden nur im Zusammenhang mit der hier erläuterten Modellierung verwendet und beziehen sich nur auf den betrachteten Abschnitt. Sie sind daher teilweise nicht im Symbolverzeichnis aufgeführt. Das Energieversorgungssystem besteht aus den folgenden Komponenten:

- Quelle
- Wandler
- Konverter inklusive Kabel
- Radiatoren
- Energiespeicher

Die Berechnung der Komponenten des Energieversorgungssystems erfolgt in Reihenfolge vom Verbraucher zur Quelle.

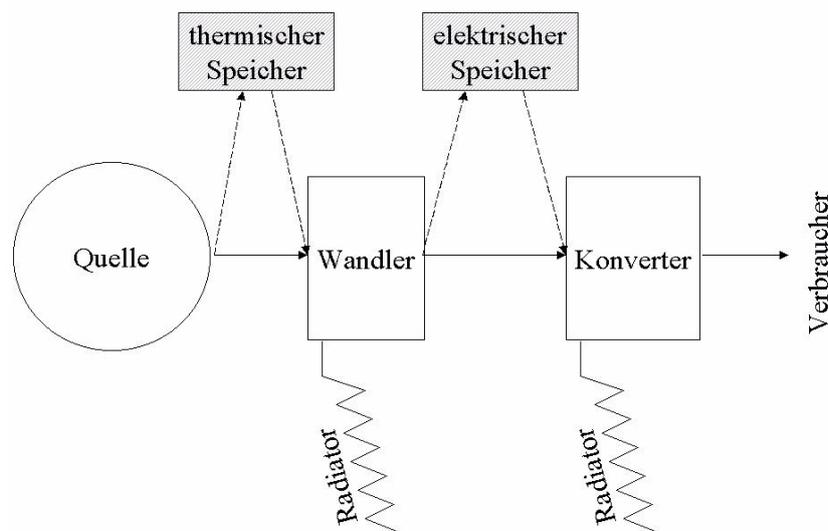


Abbildung G.1 Energieversorgungskomponenten schematisch dargestellt

G.1 Konverter

Der Konverter (K) versorgt sämtliche Subsysteme mit der benötigten Leistung. Dabei ist $P_{e,K,aus} = P_{e,total}$ die vom Konverter abgegebene Leistung. Bei der Verwendung von elektrischen Antrieben, ist der Hauptverbraucher das Antriebssystem. Weiterhin müssen das Habitat, das Lebenserhaltungssystem und weitere Bordsysteme über ein kleineres PCU¹-System, das Teil des Konverters

¹ Power Control Unit

ist, versorgt werden. Diese wurde im Rahmen dieser Arbeit auf 63kW dimensioniert. Der verwendete Konvertertyp hängt ab von der vom Wandler (W) abgegebenen und vom Antriebssystem (AS) benötigten Leistung, der Stromstärke und Spannungsart (Wechselspannung:WS oder Gleichspannung:GS) und der Art der Leitungskabel vom Wandler zum Konverter (Kabel A) und vom Konverter zum Antrieb (Kabel B) (siehe auch Abbildung G.2). Abhängig von der Art des

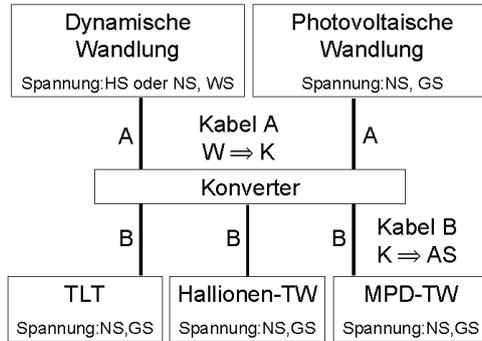


Abbildung G.2 Schematische Darstellung der Komponenten vom Wandler zum Verbraucher

Wandler Systems und des Antriebs benötigt der Konverter Zusatzkomponenten wie Gleichrichter (R) oder Transformatoren (T). Die Leitungskabel können entweder Hochspannungs (HS)- oder Niedrigspannungskabel (NS) sein. Als Niedrigspannung werden in diesem Zusammenhang Spannungen zwischen 100 und 500 V angesehen. Die im Rahmen dieser Arbeit detailliert betrachteten Antriebskonzepte (thermische Lichtbogentriebwerke, Hallionen- und MPD-Triebwerke) fallen alle unter die Niedrigspannungskategorie, d.h. das Kabel zwischen Konverter und Antriebssystem (Kabel B) ist generell ein Niedrigspannung-Kabel. Typischerweise führen diese im Vergleich zu Hochspannungskabeln zu höheren Massen und größeren Leitungsquerschnitten. Lange Kabellängen und damit hohe Massen des Kabel B können vermieden werden, wenn die Triebwerke in der Nähe der Konverters angebracht werden. Im Rahmen dieser Arbeit wurden verschiedene Konvertersysteme modelliert. Die Modellierungsparameter sind in den Abbildungen G.3 bis G.7 zusammengefaßt und beinhalten auch die Verteilungskabel (Kabel A und B). Sie basieren auf Daten von [61] und [62]. Die in den Tabellen angegebenen massenspezifischen Leistungen beinhalten im Gegensatz zu [61] und [62] nicht den Konverterradiator, aber ein 63 kW PCU-System, und sie berücksichtigen Abschaltautomatiken, sicherheitsrelevante Zusatzsysteme und Redundanzen für das Konvertersystem.



G.3.1: Schema

Subsystem	Energieversorgungssystem
Funktion	Konverter
Technologie	für dynamische Wandlung
System	NS,WS→NS,GS
Verkabelung	NS Kabel für A und B
$p_{m,K}$	109,89 W_e/kg
Wirkungsgrad	90%

G.3.2: Modellierungsdaten

Abbildung G.3 NS,WS→NS,GS Konverter mit NS-Kabeln (A und B)

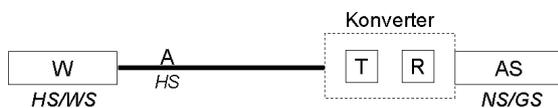


G.4.1: Schema

Subsystem	Energieversorgungssystem
Funktion	Konverter
Technologie	für dynamische Wandlung
System	HS,WS→NS,GS
Verkabelung	A:HS, B:NS
$p_{m,K}$	169,5 W_e/kg
Wirkungsgrad	90,8%

G.4.2: Modellierungsdaten

Abbildung G.4 HS,WS→NS,GS Konverter mit HS Kabel A und NS Kabel B



G.5.1: Schema

Subsystem	Energieversorgungssystem
Funktion	Konverter
Technologie	für dynamische Wandlung
System	HS,WS→NS,GS
Verkabelung	A:HS, B:-
$p_{m,K}$	220,26 W_e/kg
Wirkungsgrad	92,1%

G.5.2: Modellierungsdaten

Abbildung G.5 HS,WS→NS,GS Konverter mit HS Kabel A, Konverter nahe des Antriebsystems (kein Kabel B)

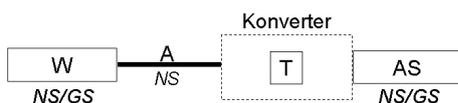


G.6.1: Schema

Subsystem	Energieversorgungssystem
Funktion	Konverter
Technologie	für photovoltaische Wandlung
System	NS,GS→NS,GS
Verkabelung	NS Kabel für A und B
$p_{m,K}$	93,46 W_e/kg
Wirkungsgrad	89,6%

G.6.2: Modellierungsdaten

Abbildung G.6 NS,GS→NS,GS Konverter mit NS Kabeln (A und B)



G.7.1: Schema

Subsystem	Energieversorgungssystem
Funktion	Konverter
Technologie	für photovoltaische Wandlung
System	NS,GS→NS,GS
Verkabelung	A:NS, B:-
$p_{m,K}$	126,5 W_e/kg
Wirkungsgrad	91,3%

G.7.2: Modellierungsdaten

Abbildung G.7 NS,GS→NS,GS Konverter mit NS Kabel A, Antriebssystem am Konverter (kein Kabel B)

Für die Berechnung der Masse der Konverters m_K wurde im Rahmen dieser Arbeit ein Ansatz Gleichung (G.1) verwendet

$$m_K = P_{e,\text{total}}/p_{m,K} \quad (\text{G.1})$$

mit $p_{m,K}$ der massenspezifischen Leistung, der unterschiedlichen Konvertertypen.

G.2 Wandler

Das Wandler System besteht aus mehreren Wandler Einheiten, die die in der Quelle gespeicherte Energie in elektrische Energie wandeln. Die notwendige Ausgangsleistung des Wandler Systems $P_{e,W,\text{aus}}$ entspricht der Konverter Eingangsleistung $P_{e,K,\text{ein}}$. Diese ist abhängig vom gesamten Leistungsbedarf $P_{e,\text{total}}$ und dem Wirkungsgrad des Konverters η_K und berechnet sich mittels Gleichung (G.2).

$$P_{e,W,\text{aus}} = P_{e,K,\text{ein}} = P_{e,\text{total}}/\eta_K \quad (\text{G.2})$$

Für die folgenden Wandler Konzepte wurden im Rahmen dieser Arbeit Modelle erstellt:

- Brayton Wandler
- Stirling Wandler
- SCARLET Konzentrador Solarpaneele
- Dünnschicht Solarpaneele
- Tripel(GaInP2/GaAs/Ge)-Zellen Solarpaneele
- Stretched Lens Array (SLA) Solarpaneele

G.2.1 Brayton Wandlung

Brayton Wandler verwenden einen Gasturbinenprozeß basierend auf dem Joule Kreisprozeß, der in Abbildung G.8 dargestellt ist.

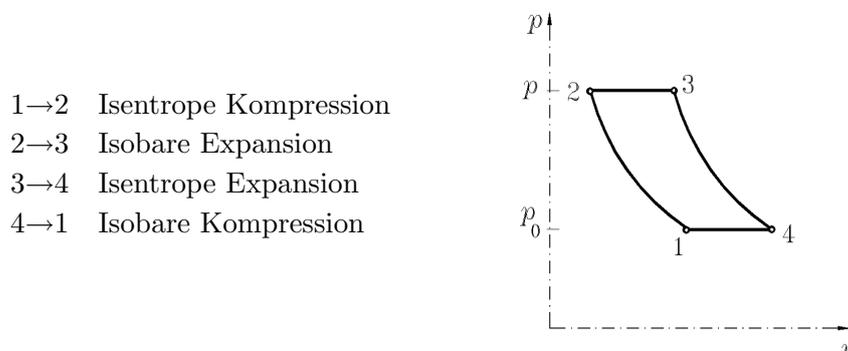


Abbildung G.8 Joule Kreisprozeß

Für die Skalierung eines Brayton Wandlersystems wurden im Rahmen dieser Arbeit die in Tabelle G.1 zusammengefaßten Modellierungsdaten basierend auf [51], [68] und [88] verwendet. Für die Skalierung der Anzahl der notwendigen Wandlereinheiten wurde im Rahmen dieser Arbeit der

Subsystem	Energieversorgungssystem	Subsystem	Energieversorgungssystem
Funktion	Wandler	Funktion	Wandler
Technologie	Brayton	Technologie	Brayton
$P_{W, \text{Einheit}}$	196,2 kW _e	$P_{W, \text{Einheit}}$	183 kW _e
$p_{m, W}$	312,5 W _e /kg	$p_{m, W}$	164,46 W _e /kg
Wirkungsgrad	22,2%	Wirkungsgrad	25,7%

G.1.1: 196 kW 1300 K Brayton [68]

G.1.2: 183 kW 1300 K Brayton mit Zwischenwärmetauscher [88]

Subsystem	Energieversorgungssystem
Funktion	Wandler
Technologie	Brayton
$P_{W, \text{Einheit}}$	466 kW _e
$p_{m, W}$	310 W _e /kg
Wirkungsgrad	30%

G.1.3: Fortschrittlicher 1500 K Brayton [51]

Tabelle G.1 Modellierungsdaten für Brayton Wandlung

folgende Ansatz gewählt. Die notwendige Anzahl an Wandlereinheiten berechnet sich mittels Gleichung (G.3) aus der notwendigen Ausgangleistung des Wandlersystems $P_{e, W, \text{aus}}$, der Leistung pro Einheit $P_{W, \text{Einheit}}$ und einem Sicherheitsfaktor SF.

$$n_W = \text{AUFGRUNDEN} \left(\text{SF} \frac{P_{e, W, \text{aus}}}{P_{W, \text{Einheit}}} \right) \quad (\text{G.3})$$

Für sämtliche Komponenten des Energieversorgungssystem wurde im Rahmen dieser Arbeit keine Wartung vorgesehen. Um Redundanz zu gewährleisten, müssen daher zusätzliche Wandlereinheiten mitgeführt werden. Es ist wie in [68] auch im Rahmen dieser Arbeit vorgesehen, daß alle Wandlereinheiten gleichzeitig auf einer reduzierten Leistung (z.B. 75% der Nennleistung) arbeiten. Dadurch ist es nicht notwendig, beim Ausfall eines Wandlers einen Ersatz extra einzuschalten, sondern es wird in diesem Fall die Leistung erhöht. Als Sicherheitsfaktor wurde im Rahmen dieser Arbeit ein

- SF=1,33 für $P_{e, \text{Einheit}} < 200 \text{ kW}_e$
- SF=1,12 für $P_{e, \text{Einheit}} > 200 \text{ kW}_e$

verwendet. Der für 200 kW_e und größere Wandlereinheiten gewählte niedrigere Sicherheitsfaktor ist bedingt durch die Tatsache, daß bei SF=1,33 diese Einheiten in dem im Rahmen dieser Arbeit betrachteten Leistungsbereich zu stark gedrosselt werden müßten.

Die Gesamtmasse des Wandlersystems m_W ergibt sich somit zu:

$$m_W = n_W m_{W, \text{Einheit}} \quad (\text{G.4})$$

mit $m_{W, \text{Einheit}}$ der Masse einer Wandlereinheit, die sich gemäß Gleichung (G.5) aus der Leistung $P_{W, \text{Einheit}}$ und der massenspezifischen Leistung $p_{m, W}$ pro Wandlereinheit (siehe Modellierungsdaten in Tabelle G.1) berechnet.

$$m_{W, \text{Einheit}} = P_{W, \text{Einheit}} / p_{m, W} \quad (\text{G.5})$$

G.2.2 Stirling Wandlung

Stirling Maschinen verwenden den Stirling Kreisprozeß, der in Abbildung G.9 dargestellt ist.

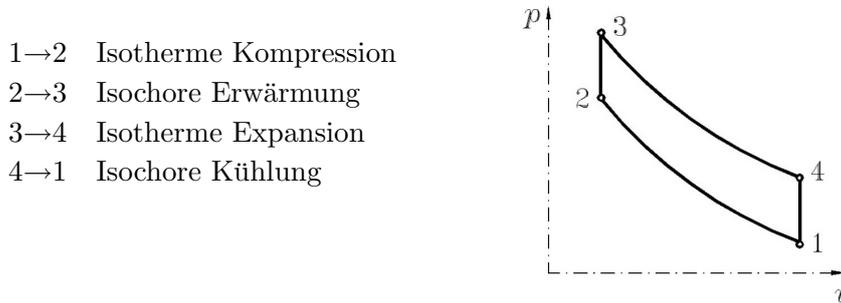


Abbildung G.9 Stirling Kreisprozeß

Die im Rahmen dieser Arbeit erstellten Modelle eines Stirling Wandlers basieren auf Daten aus [22], [88] und [92] und sind in Tabelle G.2 zusammengestellt. Typischerweise haben Stirling Wandler eine höhere Komponentenmasse als Brayton Wandler. Für die Berechnung der

Subsystem	Energieversorgungssystem	Subsystem	Energieversorgungssystem
Funktion	Wandler	Funktion	Wandler
Technologie	Stirling	Technologie	Stirling
$P_{W, \text{Einheit}}$	400 kW _e	$P_{W, \text{Einheit}}$	183,3 kW _e
$p_{m, W}$	96,62 W _e /kg	$p_{m, W}$	109,24 W _e /kg
Wirkungsgrad	49,6%	Wirkungsgrad	33%

G.2.1: 400 kW 1300 K Stirling Wandler [22]

G.2.2: 183 kW 1300 K Stirling Wandler [88]

Subsystem	Energieversorgungssystem	Subsystem	Energieversorgungssystem
Funktion	Wandler	Funktion	Wandler
Technologie	Stirling	Technologie	Stirling
$P_{W, \text{Einheit}}$	91,67 kW _e	$P_{W, \text{Einheit}}$	91,67 kW _e
$p_{m, W}$	243,5/145,7 ^a W _e /kg	$p_{m, W}$	203,14/125,4 ^a W _e /kg
Wirkungsgrad	33,5%	Wirkungsgrad	28,98%

G.2.3: 92 kW 1300 K Stirling Wandler [92]

G.2.4: 92 kW 1050 K Stirling Wandler [92]

^a mit Zwischenwärmetauscher

Tabelle G.2 Modellierungsdaten für Stirling Wandlung

notwendigen Anzahl an Stirling Einheiten und der Massen wurde im Rahmen dieser Arbeit die gleiche Skalierungsmethode wie für ein Brayton Wandlersystem verwendet.

G.2.3 Photovoltaische Wandler

Die im Rahmen dieser Arbeit erstellten Modelle für die photovoltaischen Wandler basieren auf [40], [48], [51], [59], [82], [83] und [96]. Für die folgenden Konzepte sind Modelle erstellt worden:

- SCARLET Konzentrator Solarpaneele
- Dünnschicht Solarpaneele

- Tripel(GaInP2/GaAs/Ge)-Zellen Solarpaneele
- Stretched-Lens-Array (SLA) Solarpaneele

Die Modellierungsdaten sind in Tabelle G.3 zusammengefaßt. Die Solarpaneele wurden im Rahmen dieser Arbeit auf eine bestimmte Sonnendistanz $r_{S,\max}$ ausgelegt. Die Massen und Abmaße der photovoltaischen Wandler sind daher abhängig von der notwendigen Ausgangsleistung $P_{e,W,\text{aus}}$ und der Auslegungsdistanz $r_{S,\max}$. Aus Sicherheitsgründen wurde im Rahmen dieser Arbeit für bemannte Mars Missionen ein Wert von $r_{S,\max} = 1,52 \text{ AE}$ verwendet². Der Gesamtwirkungsgrad eines photovoltaischen Wandler-systems berechnet sich gemäß Gleichung (G.6) mit $\eta_{1\text{AE}}$ dem Wirkungsgrad bei $r_E = 1 \text{ AE}$ und dem vom Hersteller bzw. dem in [48] und [59] angegebenen Degradationsfaktor δ .

$$\eta_W = \left(\frac{r_E}{r_{S,\max}} \right)^2 \eta_{1\text{AE}} (1 - \delta) = \left(\frac{1 \text{ AU}}{r_{S,\max}} \right)^2 \eta_{1\text{AE}} (1 - \delta) \quad (\text{G.6})$$

Subsystem	Energieversorgungssystem
Funktion	Wandler
Technologie	SCARLET Konzentrator Paneele
$\eta_{1\text{AE}}$	14,6%
δ	10%
μ_W	4,4 kg/m ²

G.3.1: SCARLET Konzentrator Paneele [51]

Subsystem	Energieversorgungssystem
Funktion	Wandler
Technologie	GaInP2/GaAs/Ge Solarpaneele
$\eta_{1\text{AE}}$	23%
δ	10%
μ_W	2,36 kg/m ²

G.3.3: Mehrschicht (GaInP2/GaAs/Ge) Solarpaneele [96]

Subsystem	Energieversorgungssystem
Funktion	Wandler
Technologie	SLA/Square Rigger Paneele
$\eta_{1\text{AE}}$	31%
δ	5%
μ_W	0,708 kg/m ²

G.3.5: Stretched-Lens-Array/Square Rigger Paneele [83]

Subsystem	Energieversorgungssystem
Funktion	Wandler
Technologie	Dünnschicht Solarpaneele
$\eta_{1\text{AE}}$	12%
δ	10%
μ_W	0,07 kg/m ²

G.3.2: Dünnschicht Solarpaneele [51]

Subsystem	Energieversorgungssystem
Funktion	Wandler
Technologie	SLA Paneele
$\eta_{1\text{AE}}$	22%
δ	5%
μ_W	1,364 kg/m ²

G.3.4: Stretched-Lens-Array Paneele [82]

Tabelle G.3 Modellierungsdaten für Photovoltaische Wandler

Die solare Strahlungsdichte bei $r_{S,\max}$ berechnet sich gemäß Gleichung (G.7).

$$S_{r,\max} = S_0 \eta_W = 1370 \text{ W/m}^2 \eta_W \quad (\text{G.7})$$

² Im betrachteten Auslegungszeitraum (2033 und die darauffolgenden Jahre) hat der Mars einen Abstand zur Sonne von 1,39 bis 1,43 AE.

Die notwendige Fläche A_W und Masse m_W der Solarpaneele berechnen sich mittels der Gleichungen (G.8) und (G.9).

$$A_W = P_{e,W,aus}/S_{r,max} \quad (G.8)$$

$$m_W = A_W \mu_W \quad (G.9)$$

Der Faktor μ_W ist hierbei die flächenspezifische Masse, die in Tabelle G.3 für die jeweiligen Konzepte angegeben ist. Dieser Faktor berücksichtigt nicht nur die Solarzellen sondern auch die Trägerstrukturen. Die Verkabelung der Solarzellen wird im Rahmen dieser Arbeit im Konvertermodell berücksichtigt.

G.3 Quelle

Bei thermodynamischen Wandlungsprozessen wird eine Quelle benötigt, die das Wandlersystem mit der notwendigen thermischen Eingangsleistung $P_{th,W,ein}$ versorgt. Für nukleare Energiequellen wurde im Rahmen dieser Arbeit ein Modell erstellt, das auf Daten aus in der Literatur gemachten Technologienprojektionen [38], [63], [68], [88] und [92] basiert. Die notwendige Leistung $P_{th,Q}$ der Quelle ist abhängig vom Wirkungsgrad des Wandlersystems η_W und berechnet sich mittels Gleichung (G.10).

$$P_{th,Q} = P_{th,W,ein} = P_{e,W,aus}/\eta_W \quad (G.10)$$

Die Masse des Reaktors (inklusive Abschirmung) $m_{Reaktor}$ skaliert entsprechend Abbildung G.10 und Gleichung (G.11) (Microsoft EXCEL Approximation).

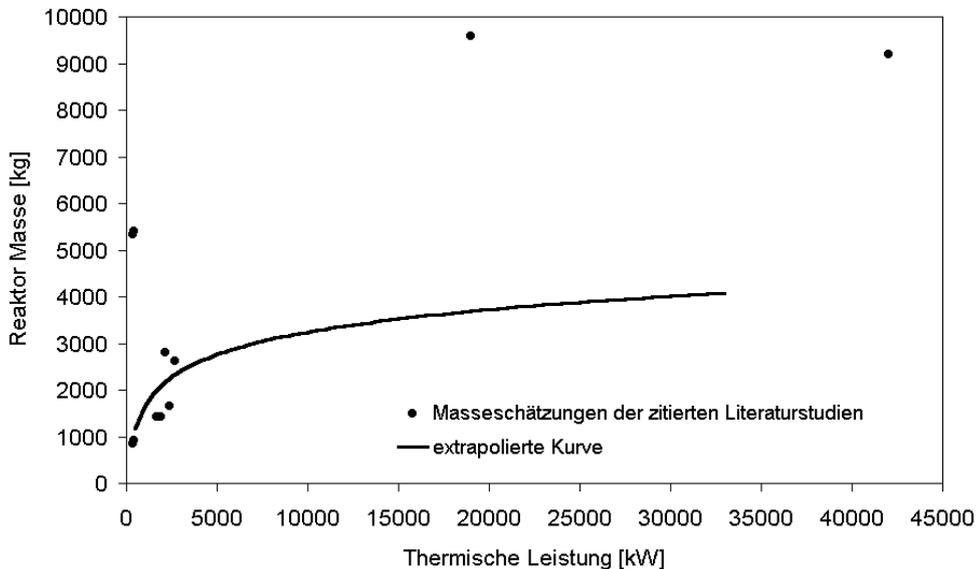


Abbildung G.10 Massendiagramm für Nuklearreaktoren

$$m_{Reaktor}[\text{in kg}] = 693,18 \ln(P_{th,Reaktor}[\text{in kW}]) - 3132,9 \quad (G.11)$$

Für eine zuvor festgelegte Anzahl an Reaktoren $n_{Reaktor}$ berechnet sich die thermische Leistung pro Reaktor mittels Gleichung (G.12).

$$P_{th,Reaktor} = P_{th,Q}/n_{Reaktor} \quad (G.12)$$

Mit Gleichung G.11 ergibt sich die Gesamtmasse der Quelle m_Q zu:

$$m_Q = \eta_{\text{Reaktor}} m_{\text{Reaktor}} \quad (\text{G.13})$$

G.4 Energiespeichersystem (ESS)

Die Aufgabe des Energiespeichersystems ist die Bereitstellung von Energie für das Lebenserhaltungssystem, die Habitateinrichtungen und das Antriebssystem im Falle eines kurzzeitigen Ausfalls von Komponenten des Energieversorgungssystems. Bei Verwendung eines photovoltaischen Wandlersystems dient es auch als Energiequelle während planetarer Schattenphasen. Für die Auslegung der Energiespeicher wurden im Rahmen dieser Arbeit regenerative Brennstoffzellen basierend auf den Daten von [31], [51] und [60] verwendet. Das Energiespeichersystem ist als eigenständiges System ausgelegt und in Abbildung G.11 schematisch dargestellt. Es beinhaltet

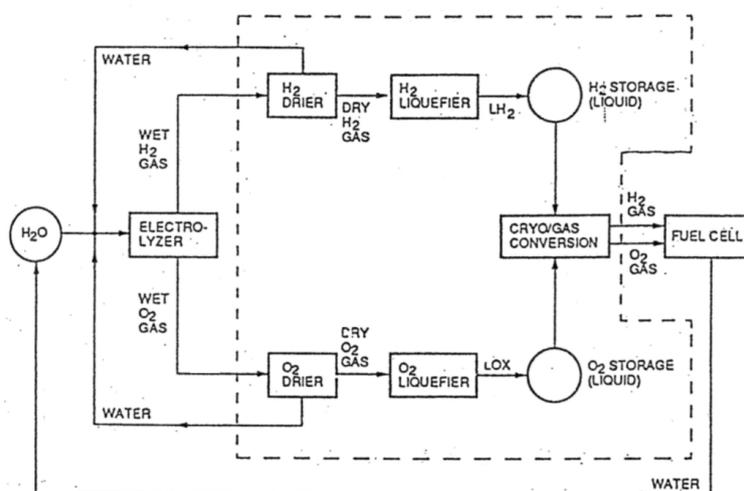


Abbildung G.11 Schema eines Energiespeichersystems nach [60]

unter anderem Brennstoff- und Elektrolysezellen sowie Lagertanks³. Zur Speicherauslegung ist die maximale Operationszeit sowie die notwendige Leistung entscheidend. Im Rahmen dieser Arbeit wurden die folgenden Optionen für das Speichersystems betrachtet:

- Notfallspeicher für Lebenserhaltung und Habitat
- Notfallspeicher für Lebenserhaltung, Habitat und Antrieb
- Eklipsenspeicher für Lebenserhaltung und Habitat
- Eklipsenspeicher für Lebenserhaltung, Habitat und Antrieb

Es wurden zwei unterschiedliche Modelle eines regenerativen Brennstoffzellen Speichersystems im Rahmen dieser Arbeit erstellt mit Energiedichten von $p_{m,s} = 590 \text{ Wh/kg}$ (gasförmige Reaktantenlagerung) und $p_{m,s} = 1528 \text{ Wh/kg}$ (kyrogene Reaktantenlagerung).

³ Zur weiteren Massenreduktion könnten die Tanks des Lebenserhaltungssystem mit dem Energiespeichersystem verbunden werden, da die Masse der Tanks bereits 60 bis 80% der Gesamtmasse dieses Systems ausmachen [60].

G.4.1 Notfallspeicher

Der Notfallspeicher stellt die gesamte benötigte Leistung $P_{e,ESS}$ für einen bestimmten Zeitraum $t_{Notfall}$ zur Verfügung. Die resultierende Masse berechnet sich nach Gleichung (G.14)

$$m_{ESS} = P_{e,ESS} t_{Notfall} / p_{m,S} \quad (G.14)$$

G.4.2 Eklipsenspeicher

Eklipsenspeicher werden nur bei Verwendung photovoltaischer Systeme beim Spiralisieren um Planeten notwendig. Ob sich ein Raumfahrzeug im Schatten eines Planeten befindet, ist von seinem Orbit um den Planeten und dem Datum abhängig. In Anhang D.5 ist erläutert, wie die Eklipsenzeiten im Rahmen dieser Arbeit berechnet werden. Zwar sinkt der prozentuelle Anteil der Schattenzeit an der Umlaufzeit mit steigender Bahnhöhe, die absolute Zeit erhöht sich jedoch. Wichtig für die Auslegung der Eklipsenspeicher ist die maximale auftretende Schattenzeit $t_{umbra,max}$. Mit dem im Rahmen dieser Arbeit entwickelten Programm POSKA wird diese während der Flugbahnintegration berechnet. Die Eklipsenspeicher wurden im Rahmen dieser Arbeit immer auf die maximale Schattenzeit ausgelegt. Ihre Masse berechnet sich mittels Gleichung (G.15).

$$m_{ESS} = P_{e,ESS} t_{umbra,max} / p_{m,S} \quad (G.15)$$

Die Speichersysteme benötigen Energie zum Regenerieren des Systems. Dies geschieht in der Regel während der Lichtzeiten durch zusätzliche Solarpaneelflächen. Die zusätzlichen Flächen $A_{W,ESS}$ und Massen $m_{W,ESD}$ können mittels der Gleichungen (G.16) und (G.17) berechnet werden.

$$A_{W,ESS} = \frac{P_{e,ESS} t_{umbra,max}}{S_0 \eta_W \eta_{ESS} (t_p - t_{umbra,max})} \quad (G.16)$$

$$m_{W,ESD} = \mu_W A_{W,ESS} \quad (G.17)$$

Hierbei ist t_p die Umlaufdauer des Raumfahrzeugs in dem Orbit, in welchem die maximale Schattenzeit auftritt, und η_{ESS} der Wirkungsgrad des Speichersystems, der in [69] mit $\eta_{ESS} \approx 55 - 60\%$ für regenerative Brennstoffzellen angegeben ist. Da die im Rahmen dieser Arbeit gewählte Auslegung der photovoltaischen Wandler für bemannte Marsmissionen ($r_{S,max} = 1,52 \text{ AE}$) bereits zu einer Überdimensionierung des Systems auf Erdabstand führt, wurden für das Erdspiralisieren keine zusätzlichen Solarpaneelflächen berücksichtigt.

G.5 Radiatoren

Obwohl unterschiedliche Konzepte für Radiatoren existieren, wurden im Rahmen dieser Arbeit nur Wärmerohre modelliert. Diese sind nicht nur weitgehend wartungsfrei und relativ unsensitiv gegenüber Mikrometeoroideneinschlägen, sondern können auch bei einem weiten Temperaturbereich hinweg betrieben werden. Tabelle G.4 zeigt den Einsatzbereich von verschiedenen Fluiden in Wärmerohrradiatoren. Durch Hintereinanderschalten von Wärmerohren, die jeweils mit unterschiedlichen Fluiden arbeiten, können diese Radiatoren über einen weiten Temperaturbereich betrieben werden. Das Quellen/Wandlersystem sowie der Konverter benötigt Radiatoren, um die Prozeßwärme bzw. Abwärme von weiteren Subsystemen und Komponenten (z.B. Konverter PCU-System) abzustrahlen.

Temperatur [K]	Fluid
250-305	Ammoniak
305-560	Wasser
560-750	Quecksilber
750-950	Kalium
950-1150	Natrium
1150-1800	Lithium

Tabelle G.4 Arbeitstemperaturbereiche für verschiedene Fluide bei Wärmerohrradiatoren [73]

G.5.1 Wärmeabstrahlung

Die Operationsweise von Radiatoren funktioniert nach dem Prinzip des Wärmeaustausches zwischen einer Oberfläche und einer Temperatursenke T_s die im allgemeinen der Weltraum (4K) ist. Die abzustrahlende Wärmemenge \dot{Q}_{ab} hängt von der Eingangsleistung $\dot{Q}_{ein,Komp}$ und dem Wirkungsgrad η_{Komp} der betrachteten Teilkomponente (Quelle/Wandlersystem bzw. Konverter) ab und berechnet sich mittels:

$$\dot{Q}_{ab} = (1 - \eta_{Komp}) \dot{Q}_{ein,Komp} \quad (G.18)$$

Die Wärmeabstrahlung erfolgt nach dem Stefan-Boltzmann-Gesetz:

$$\dot{Q}_{ab} = \varepsilon \sigma (T^4 - T_s^4) A \quad (G.19)$$

mit T the mittleren Radiator Temperatur, ε dem Emissionskoeffizienten der abstrahlenden Oberfläche A und σ der Stefan-Boltzmann-Konstanten. Die Wirkungsweise des Radiator und die daraus resultierenden Abmaße hängen stark von der Radiatortemperatur bzw. den Ein- und Ausgangstemperaturen der betrachteten Teilkomponenten ab. Herkömmliche Brayton Wandler benötigen beispielsweise Eingangstemperaturen von 300 bis 470 K, während Stirling Wandler bei höheren Temperaturen von ca. 560 bis 700 K arbeiten. Daher sind die Radiatorflächen für Brayton Wandler bei gleichem Wirkungsgrad größer als für Stirling Wandler.

G.5.2 Wandlerradiator (RW)

Die Modellierung der Wandlerradiatoren ist abhängig vom verwendeten Wandlungsprozeß. Photovoltaische Wandler benötigen keine Radiatoren, wohingegen Brayton und Stirling jeweils unterschiedliche Typen von Radiatoren benötigen. In Tabelle G.5 sind die Parameter der im Rahmen dieser Arbeit erstellten Wandlerradiatorenmodelle zusammengefaßt. Die Abmaße A_{RW} und Massen m_{RW} berechnen sich mittels der Gleichungen (G.20) und (G.21).

$$\begin{aligned} A_{RW} &= \dot{Q}_{W,ab}/p_{A,RW} && \text{für einseitige Abstrahlung} \\ A_{RW} &= \frac{1}{2} \dot{Q}_{W,ab}/p_{A,RW} && \text{für doppelseitige Abstrahlung} \end{aligned} \quad (G.20)$$

$$m_{RW} = A_{RW} \cdot p_{m,RW} \quad (G.21)$$

mit $p_{A,RW}$ der flächenspezifischen Leistung und $p_{m,RW}$ der flächenspezifischen Masse der Radiatormodelle (siehe Tabelle G.5).

Subsystem	Energieversorgungssystem	Subsystem	Energieversorgungssystem
Funktion	Wandler Radiator	Funktion	Wandler Radiator
Technologie	Wärmerohr	Technologie	Wärmerohr
Medium	Wasser	Medium	Wasser
Wandler	1300 K Brayton	Wandler	1300 K Brayton
Emissionskoeffizient	0,57	Emissionskoeffizient	0,57
$p_{A,RW}$	1903,67 W_e/m^2	$p_{A,RW}$	1903,67 W_e/m^2
$p_{m,RW}$	8,6 kg/m^2	$p_{m,RW}$	4 kg/m^2

G.5.1: Wärmerohr für 1300 K Brayton Wandler [88] **G.5.2:** Wärmerohr für 1300 K Brayton Wandler mit leichter Struktur nach [88]

Subsystem	Energieversorgungssystem	Subsystem	Energieversorgungssystem
Funktion	Wandler Radiator	Funktion	Wandler Radiator
Technologie	Wärmerohr	Technologie	Wärmerohr
Medium	Kalium/Quecksilber/Wasser	Medium	Quecksilber/Wasser
Wandler	1500 K Brayton	Wandler	1300 K Stirling
Emissionskoeffizient	0,8	Emissionskoeffizient	0,57
$p_{A,RW}$	3409,46 W_e/m^2	$p_{A,RW}$	3853,92 W_e/m^2
$p_{m,RW}$	7,67 kg/m^2	$p_{m,RW}$	10 kg/m^2

G.5.3: Wärmerohr für 1500 K Brayton Wandler [38] **G.5.4:** Wärmerohr für 1300 K Stirling Wandler [88]

Subsystem	Energieversorgungssystem
Funktion	Wandler Radiator
Technologie	Wärmerohr
Medium	Quecksilber/Wasser
Wandler	1300 K Stirling
Emissionskoeffizient	0,57
$p_{A,RW}$	3853,92 W_e/m^2
$p_{m,RW}$	5 kg/m^2

G.5.5: Wärmerohr für 1300 K Stirling Wandler mit leichter Struktur nach [88]

Tabelle G.5 Modellierungsdaten der Wandlerradiatoren

G.5.3 Konverterradiator (RK)

Die Aufgabe des Konverterradiators ist die Abstrahlung der Prozeßwärme des Konverters. Die abzustrahlende Leistung des Konverterradiators berechnet sich mittels Gleichung (G.22)

$$\dot{Q}_{K,ab} = (1 - \eta_K) \cdot P_{e,K,ein} \quad (G.22)$$

mit $P_{e,K,ein} = P_{e,W,aus}$, der vom Wandlersystem erzeugten elektrischen Leistung. In Tabelle G.6 sind die im Rahmen dieser Arbeit verwendeten Modellierungsdaten für Konverterradiatoren zusammengefaßt. Die Berechnung der Flächen und Massen erfolgt entsprechend denen der Wandlerradiatoren mit den in Tabelle G.6 angegebenen flächenspezifischen Leistungen und flächenspezifischen Massen.

Subsystem	Energieversorgungssystem	Subsystem	Energieversorgungssystem
Funktion	Konverter Radiator	Funktion	Wandler Radiator
Technologie	Wärmerohr	Technologie	Wärmerohr
Medium	Ammoniak	Medium	Wasser
Emissionskoeffizient	0,8	Emissionskoeffizient	0,8
$p_{A,RK}$	$357,5 \text{ W}_e/\text{m}^2$	$p_{A,RK}$	$557,75 \text{ W}_e/\text{m}^2$
$p_{m,RK}$	$5,5 \text{ kg}/\text{m}^2$	$p_{m,RK}$	$10 \text{ kg}/\text{m}^2$

G.6.1: Wärmerohr für Konverter [62]

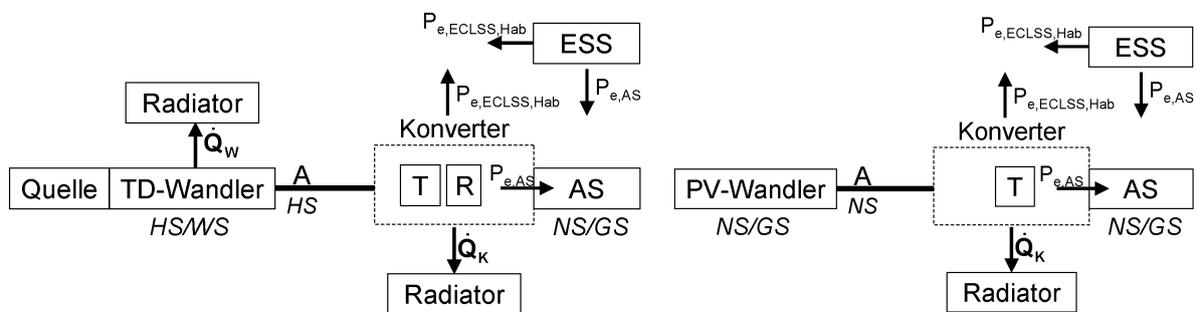
G.6.2: Wärmerohr für Konverter [60]

Tabelle G.6 Modellierungsdaten der Konverterradiatoren für unterschiedliche Radiatortemperaturen

G.6 Untersuchte Energieversorgungskonzepte

Im Rahmen dieser Arbeit wurden die folgenden Konzepte für Energieversorgungssysteme untersucht und verglichen:

- thermodynamische (TD) Wandlung mit Stirlingmaschinen und nuklearer Energiequelle
- TD Wandlung mit Braytonmaschinen und nuklearer Energiequelle
- photovoltaische (PV) Wandlung mit fortschrittlichen Konzentrador Paneelen (SLA/Square Rigger)
- PV Wandlung mit Dünnschichtpaneelen



G.12.1: Thermodynamische Wandlung

G.12.2: Photovoltaische Wandlung

Abbildung G.12 Schematische Darstellung der untersuchten Energieversorgungssysteme

Abbildung G.12 zeigt eine schematische Darstellung der verwendeten Konzepte. Alle Systeme besitzen einen Notfallspeicher mit $p_{m,s}=1528 \text{ Wh}/\text{kg}$, der im Rahmen dieser Arbeit für fünf Tage das Lebenserhaltungssystem und das Habitat versorgen kann.

G.6.1 Nuklear-dynamische Wandler

Für Konzepte mit Stirling bzw. Brayton Wandlung wurden im Rahmen dieser Arbeit zwei Nuklearreaktoren verwendet und ein Konverter nach Abbildung G.5. Der Konverterradiator basiert auf Daten von Abbildung G.6.2. Um die Anzahl der Wandlereinheiten möglichst gering zu halten, wurden Modellierungsdaten mit hohen Leistungen pro Einheit verwendet.

Stirling Wandler

Das für die Untersuchungen verwendete Stirling Wandlermodell basiert auf Daten von Abbildung G.2.1. Als Radiator wird ein Quecksilber/Wasser Wärmerohrradiator basierend auf Daten von Abbildung G.5.5 verwendet.

Alternatives Modell

Als Alternative (Stirling 2) könnte auch ein Modell basierend auf den Daten von Abbildung G.2.3 ohne Wärmetauscher verwendet werden. Dies führt zu einer deutlichen Reduktion der Wandlermasse, wie in Tabelle G.7 gezeigt ist. Allerdings werden für 5 MW bereits 80 Wandlereinheiten notwendig, während für das Stirling 1 Modell nur 16 notwendig sind. Aufgrund der steigenden Komplexität ist dieses Konzept im Rahmen der Untersuchungen nicht weiter berücksichtigt worden.

Brayton Wandler

Das für die Untersuchungen verwendete Brayton Wandlermodell basiert auf Daten von Abbildung G.1.3. Als Radiator wird ein Kalium/Quecksilber/Wasser Wärmerohrradiator basierend auf Daten von Abbildung G.5.3 verwendet.

G.6.2 Photovoltaische Wandler

Für Photovoltaische Wandler wird im Rahmen dieser Arbeit ein Konverter nach Abbildung G.7 verwendet. Der Konverterradiator basiert auf Daten von Abbildung G.6.2. Photovoltaische Wandler basierend auf SCARLET, Tripelzellen oder Stretched-Lens-Array mit starren Paneelen (siehe Abbildung G.3.4) resultieren in sehr hohen Wandlermassen und -abmaßen. Daher wurden im Rahmen dieser Arbeit die Konzepte SLA/Square Rigger, basierend auf Daten von Abbildung G.3.5, und Dünnschichtpaneele (Abbildung G.3.2) weiter untersucht. Tabelle G.7 zeigt die Massen und Abmaße für diese Modelle im Vergleich zu einem Konzept mit starren Stretched-Lens-Array Paneelen (SLA 2) [82].

Masse [kg]	Stirling 1	Brayton	SLA 1	Dünnschicht	Stirling 2	SLA 2
Konverter	22760	22760	39629	39629	22760	39629
Wandler	66239	21046	22257	6003	30081	60462
Quelle	3434	3799	0	0	3799	0
Speicher	1044	1044	1044	1044	1044	1044
Radiator 1 (W)	3872	17410,9	0	0	8604	0
Radiator 2 (K)	2196	2196	2215	2215	2196	2215
gesamt	99545	68256	65145	48891	68484	103350
$A_{\text{Wandler}} [\text{m}^2]$	0	0	31444	85743	0	44307
$A_{\text{Radiator}} [\text{m}^2]$	1114	2416	148	148	2297	148

Tabelle G.7 Komponentenmassen und Dimensionen für unterschiedliche Konzepte des Energieversorgungssystems für 5 MWe

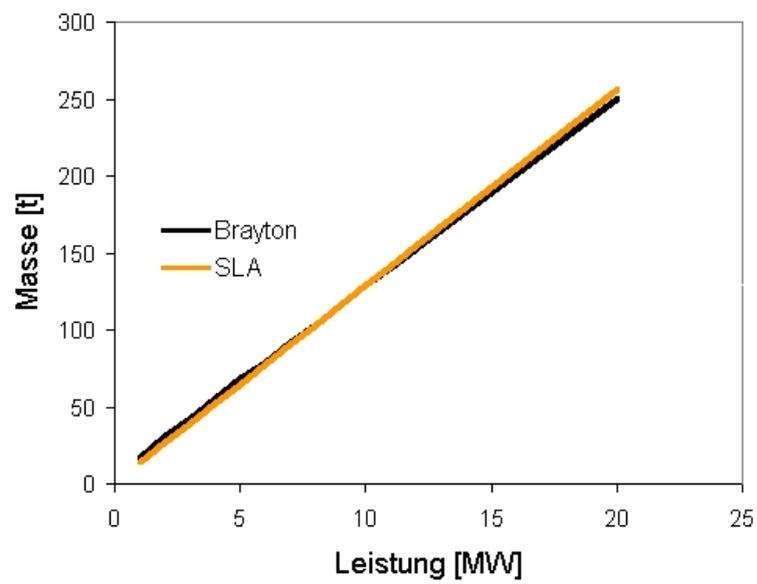


Abbildung G.13 Massen des Energieversorgungssystems für unterschiedliche Leistungen

H Atmosphärische Flugsegmente

H.1 Aeromanöver

Aeromanöver wie z.B. atmosphärische Einfangmanöver können definiert werden als gezielte Abbremsungsmanöver eines Fahrzeuges durch den Luftwiderstand beim Durchfliegen der Atmosphäre von Himmelskörpern (in der Regel Planeten). Für interplanetare Fahrzeuge mit hyperbolischen Geschwindigkeiten muß genügend Energie dissipiert werden, damit ein Fahrzeug in einen Orbit um den Himmelskörper eingefangen wird, oder um bei direkten Landungen¹ ein Wiederverlassen der Atmosphäre zu verhindern. Trotz der höheren Systemkomplexität, die mit Aeromanövern verbunden ist, hat z.B. [26] gezeigt, daß mit Hilfe von Aeromanövern signifikante Masseneinsparungen erzielt werden können, und speziell im Fall von kontinuierlichen Antrieben sind kürzere Flugzeiten erzielbar [91]. Aeromanöver reduzieren nicht nur die Startmasse sondern verringern auch deren Varianz² und erhöhen die Missionsflexibilität [97], [98]. In vielen in der Literatur gemachten Studien zu bemannten Marsmissionen werden interplanetare und atmosphärische Trajektorien unabhängig voneinander untersucht und evaluiert, während sie eigentlich stark voneinander abhängig sind. Die maximale Relativgeschwindigkeit $v_{\infty, \max}$ ist eine wichtige Größe. Sie hat bei interplanetaren Flugbahnen einen großen Einfluß auf die Flugzeit und Startmasse. Für das atmosphärische Flugsegment bestimmt sie die aerothermodynamische Umgebung, die das Fahrzeug durchfliegen muß, und bestimmt das Design des Aeromanöver-Vehikels. Die wichtigsten Parameter bezogen auf bemannte Aeromanöver an Mars und Erde und generelle Erläuterungen wurden im Rahmen dieser Arbeit mittels einer Literaturrecherche untersucht und sind in den folgenden Abschnitten zusammengefaßt.

H.1.1 Eintrittskorridor und Aeromanöver Parameter

Zu jeder interplanetaren Mission, die Aeromanöver beinhaltet, wird eine Eintrittskorridor Analyse notwendig, damit sichergestellt wird, daß genug Energie dissipiert wird, so daß das Fahrzeug von seiner hyperbolischen Flugbahn das gewünschte Ziel erreicht (Orbit oder Landeplatz auf der Oberfläche). Für einen nicht ballistischen Eintritt darf der Flugbahnneigungswinkel am Atmosphärenrand γ_E ³ in einem kleinen Bereich um den nominalen Eintrittswinkel liegen. Dieser Bereich $\Delta\gamma$ wird aerodynamischer Eintrittskorridor genannt. Bei einem ballistischen Eintritt unter der Annahme einer konstanten Referenzfläche, eines konstanten Widerstandsbeiwertes und ohne die Verwendung von Steuertriebwerken wird das Fahrzeug einer festen Trajektorie folgen. Das Konzept des Eintrittskorridors existiert hierbei nicht. Für semiballistische und auftriebsgestützte Konzepte kann das Fahrzeug sowohl oberhalb als auch unterhalb dieser nominalen Eintrittskurve durch Variation des Auftriebsvektors fliegen.

¹ Unter direkter Landung wird ein Aeromanöver verstanden, bei dem das Fahrzeug mit hyperbolischen Geschwindigkeiten das Ziel erreicht und direkt auf dessen Oberfläche landet.

² von Startmöglichkeit zu Startmöglichkeit, bzw. für verschiedene planetare Konstellationen

³ Winkel zwischen der lokalen Horizontale und dem Geschwindigkeitsvektor. In den Literaturangaben wird hier teilweise die Bezeichnung γ_{atm} verwendet.

Korridorbreite des aerodynamischen Korridors

Abbildung H.1 zeigt den aerodynamischen Eintrittskorridor für unterschiedliche Eintrittsgeschwindigkeiten. Die obere Korridorgrenze (englisch: overshoot boundary) ist durch eine Lage mit Auf-

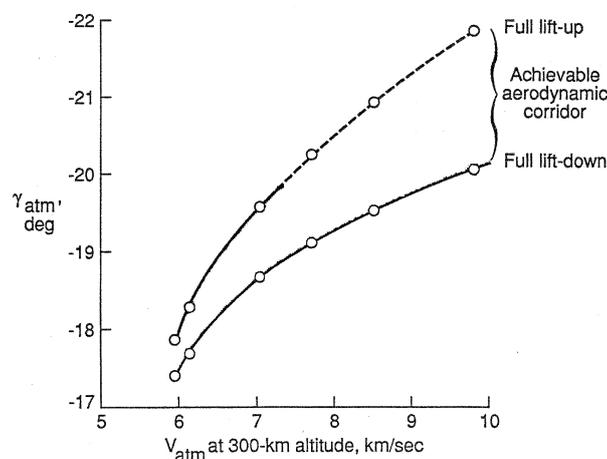


Abbildung H.1 Aerodynamischer Eintrittskorridor für unterschiedliche Eintrittsgeschwindigkeiten am Mars [28]

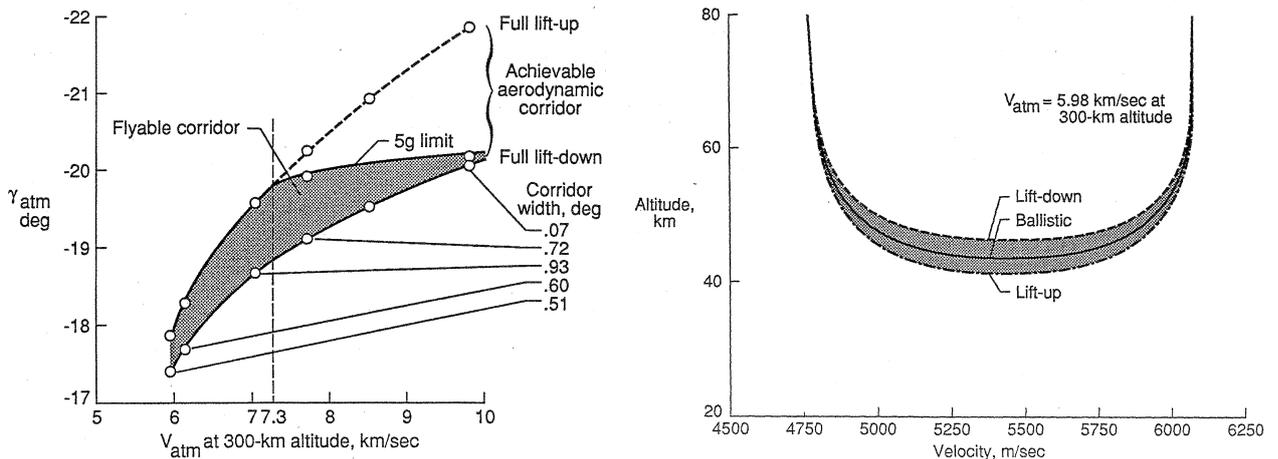
trieb nach unten (englisch: full lift-down attitude) gekennzeichnet. Es ist die flachst mögliche Eintrittsbahn, die zum Erreichen eines bestimmten Zieles geflogen werden kann, bei dem sich das Fahrzeug solange wie möglich in der Atmosphäre aufhält. Jenseits dieser Grenze ist der atmosphärische Widerstand zu gering, um den notwendigen Energieabbau aufzubringen. Dies führt entweder zu einem Verfehlen des Zielorbits oder im schlimmsten Fall zu einem „Abpralleffekt“, was besonders bei Ankünften mit hyperbolischen Geschwindigkeiten fatale Folgen haben kann. In diesem Fall würde das Raumfahrzeug nicht in einen körpergebundenen Orbit einschwenken sondern die Einflußsphäre des Planeten mit hyperbolischen Geschwindigkeiten wieder verlassen. Die untere Korridorgrenze (englisch: undershoot boundary) zeichnet sich durch eine Auftrieb noch oben Lage aus (englisch: full lift-up attitude) und stellt die steilste mögliche Flugbahn mit der kürzesten atmosphärischen Passage dar. Da das Fahrzeug die gleiche Energie über die Dauer des atmosphärischen Flugsegments dissipieren muß, erfolgt die Hauptabbremmung hier in einer vergleichsweise niedrigeren Bahnhöhe, was zu höheren Wärmestromdichten und höheren mechanischen Lasten führt. Jenseits der unteren Korridorgrenze ist die Abbremsung zu stark, was ebenfalls zu einem Verfehlen des Zielorbits oder im schlimmsten Fall zur Zerstörung des Fahrzeuges führt. Der Bereich zwischen oberer und unterer Korridorgrenze wird als aerodynamische Korridorbreite bezeichnet und charakterisiert den Bereich des Flugbahnneigungswinkels $\Delta\gamma$, den das Fahrzeug am Atmosphärenrand zum erfolgreichen Durchführen des Aeromanövers aufweisen darf. Die Korridorbreite ist abhängig von der Eintrittsgeschwindigkeit am Atmosphärenrand v_e ⁴ bzw. der Relativgeschwindigkeit v_∞ ⁵ und den aerodynamischen Eigenschaften des Fahrzeugs (Verhältnis von Auftrieb zu Widerstand A/W). Die aerodynamische Korridorbreite steigt mit steigender Eintrittsgeschwindigkeit, wie in Abbildung H.1 zu sehen ist. Allerdings steigt mit steigender Eintrittsgeschwindigkeit auch das abzubauenende Energiedekrement. Das Fahrzeug muß daher länger in der Atmosphäre verweilen.

⁴ In den Literaturangaben wird hier teilweise die Bezeichnung v_{atm} verwendet.

⁵ Die Eintrittsgeschwindigkeit v_e berechnet sich aus v_∞ mittels $v_e = \sqrt{\frac{2\mu}{r} + v_\infty^2}$ mit μ dem Gravitationsparameter und r der Distanz des Fahrzeugs zum Massenmittelpunkt des betrachteten Himmelskörpers.

Fliegbare Eintrittskorridorbreite

Die Korridor Grenzen des aerodynamischen Korridors bestimmen sich aus den aerodynamischen Gegebenheiten, und zeichnen sich nicht dadurch aus, bestimmte mechanische oder aerothermodynamische Lasten zu beschränken. Da solche Beschränkungen für bemannte Marsmissionen teilweise notwendig sind, verringert sich die eigentliche Korridorbreite gegenüber der aerodynamischen Korridorbreite. Der resultierende Korridor wird als fliegbarer Eintrittskorridor bezeichnet und ist in Abbildung H.2 gezeigt. Er ist bestimmt durch den aerodynamischen Korridor, jedoch gegenüber



H.2.1: Eintrittskorridorbreite für unterschiedliche Eintrittsgeschwindigkeiten **H.2.2:** Korridorbreite im Geschwindigkeits-Höhendiagramm

Abbildung H.2 Fliegbare Eintrittskorridorbreite für unterschiedliche Eintrittsgeschwindigkeiten am Mars [28]

diesem reduziert durch bestimmte vorgegebene Fahrzeugdesignbeschränkungen sowie durch mechanische, aerothermodynamische oder physische Beschränkungen (maximales Lastvielfache bei bemannten Aeromanövern). Für bemannte Marsmissionen wurden keine speziellen aerothermodynamischen Beschränkungen verwendet. Für das Wohlbefinden der Crew, die nach einem langem Flug in Schwerelosigkeit dekonditioniert sind, wurde von der NASA für bemannte Aeromanöver am Mars und an der Erde eine vorläufige Beschränkung des maximalen Lastvielfachen auf 5 g vorgesehen (Apollo:10 g). Dieser Wert basiert auf Erfahrungswerten mit der russischen Soyuzkapsel [65], [99]. Höhere Eintrittsgeschwindigkeiten vergrößern zwar die aerodynamische Korridorbreite erhöhen aber auch gleichzeitig die mechanischen Lasten. Daher steigt, wie in Abbildung H.2.1 gezeigt ist, die fliegbare Korridorbreite zunächst mit steigender Eintrittsgeschwindigkeit an bis die untere Korridorgrenze (obere Kurve in Abbildung H.2.1) die 5 g Kurve schneidet. Danach stellt die 5 g Kurve die untere fliegbare Korridorgrenze dar, und die Breite des fliegbaren Korridors verringert sich von diesem Punkt an mit steigender Eintrittsgeschwindigkeit.

Ballistischer Koeffizient

Der ballistische Koeffizient β ist definiert gemäß Gleichung (H.1)

$$\beta = \frac{m}{c_w A_{\text{ref}}} \quad (\text{H.1})$$

mit m der Fahrzeugmasse, c_w dem Widerstandbeiwert und A_{ref} der Referenzfläche. Die Eintrittskorridorbreite selbst ist weitgehend unsensitiv gegenüber dem ballistischen Koeffizienten

[28], [64]. Die nominale Flugbahn (als „Ballistic“ in Abbildung H.2.2 bezeichnet) wird aber durch β mitbestimmt. Daher bestimmt der ballistische Koeffizient zusammen mit der Eintrittsgeschwindigkeit das Atmosphärenregime und die aerotherodynamische Umgebung, die das Fahrzeug bei der Atmosphärenpassage durchfliegen muß. Fahrzeuge mit höherem ballistischen Koeffizienten haben die Hauptabbremsung in einer vergleichsweise niedrigeren Höhe, was zu in höheren Wärmestromdichten und Lastvielfachen resultiert. Daher sollte der ballistische Koeffizient möglichst gering sein. Dies kann entweder durch eine geringere Masse oder durch eine größere Referenzfläche erzielt werden.

Verhältnis von Auftrieb zu Widerstand, A/W

Für reine ballistische Atmosphärenpassagen ist das Verhältnis von Auftrieb zu Widerstand $A/W=0$. Für semiballistische Kapseln mit apollo- oder sojusähnlichem Design, bzw. bikonischer oder trikonischer Formgebung ist A/W in der Größenordnung von 0,2 bis 1,0. Auftriebsgestützte Fahrzeuge haben ein $A/W>1$ und sind in der Regel geflügelt, wie der Shuttle oder der Buran. Die Eintrittskorridorbreite hängt signifikant von dem Verhältnis von Auftrieb zu Widerstand ab. Für eine konstante Relativgeschwindigkeit steigt die Korridorbreite mit steigendem A/W . Allerdings verschiebt sich die maximale Korridorbreite mit steigendem A/W in Richtung kleinerer Eintrittsgeschwindigkeiten [27], und die Fahrzeuge haben in der Regel einen höheren ballistischen Koeffizienten. Höhere A/W führen somit auch zu höheren thermischen Belastungen und haben eine schlechtere volumetrische Effizienz, die zu Verstauungsproblemen in Nutzlastverkleidungen von Startraketen führen kann. Es ist daher wichtig, das minimale Auftriebs-Widerstandsverhältnis für das betrachtete Problem zu finden.

Flugwindhängewinkelsteuerung

Das Variieren der vertikalen Auftriebskomponente durch Rollen des Fahrzeuges um die Richtung des Geschwindigkeitsvektors wird als Flugwindhängewinkelsteuerung (englisch: bank angle modulation) bezeichnet. Sie wird verwendet, um die maximalen mechanischen Lasten abzubauen und um den fliegbaren Eintrittskorridor zu maximieren (siehe Abbildung H.3). Durch die Verwendung der Flugwindhängewinkelsteuerung werden die mechanischen Lasten betragsmäßig reduziert, das Fahrzeug ist ihnen aber über einen größeren Zeitraum hinweg ausgesetzt.

Aerothermodynamische Parameter

Zwei für Aeromanöver wichtige aerothermodynamische Größen sind die Wärmestromdichte \dot{q} und die integrale Wärmelast $q = \int_0^t \dot{q} dt$. Sie hängen von den Strömungsbedingungen (Machzahl, Reynoldszahl, Anstellwinkel, laminare oder turbulente Strömung), vom Fahrzeugdesign (β , A/W), der Wandtemperatur und der Zeitdauer der Aufheizung ab. Typischerweise ist die Wärmestromdichte an der unteren Korridorgrenze am höchsten, während an der oberen Grenze die Wärmelast aufgrund der längeren Verweildauer in der Atmosphäre am höchsten ist. Die Wärmestromdichte ist eine Funktion der Eintrittsgeschwindigkeit und des ballistischen Koeffizienten, wie in Abbildung H.4 zu sehen ist, und besteht aus einem konvektiven und einem radiativen Anteil. Der konvektive Anteil ist bei planetaren Eintrittsmanövern mit orbitalen Geschwindigkeiten in der Regel dominant ($> 80\%$). Für höhere Eintrittsgeschwindigkeiten, wie im Falle von Aeromanövern mit hyperbolischen Geschwindigkeiten, ist der radiative Anteil dominant. Ein Ansteigen der Eintrittsgeschwindigkeit oder des ballistischen Koeffizienten resultiert in höheren

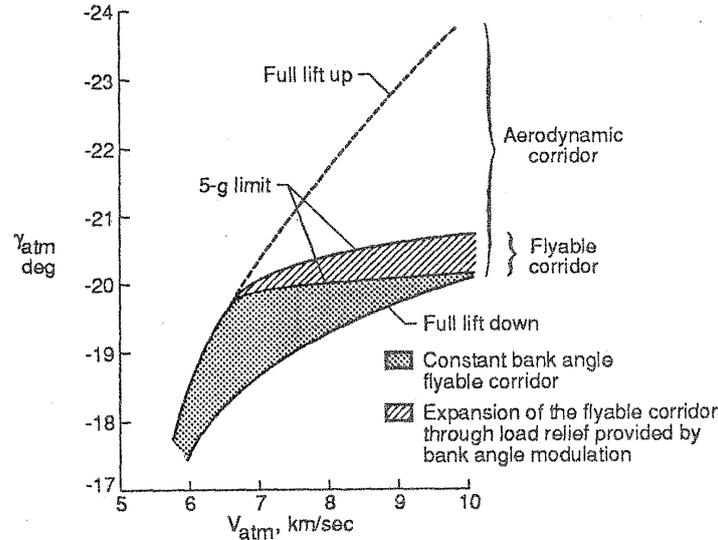
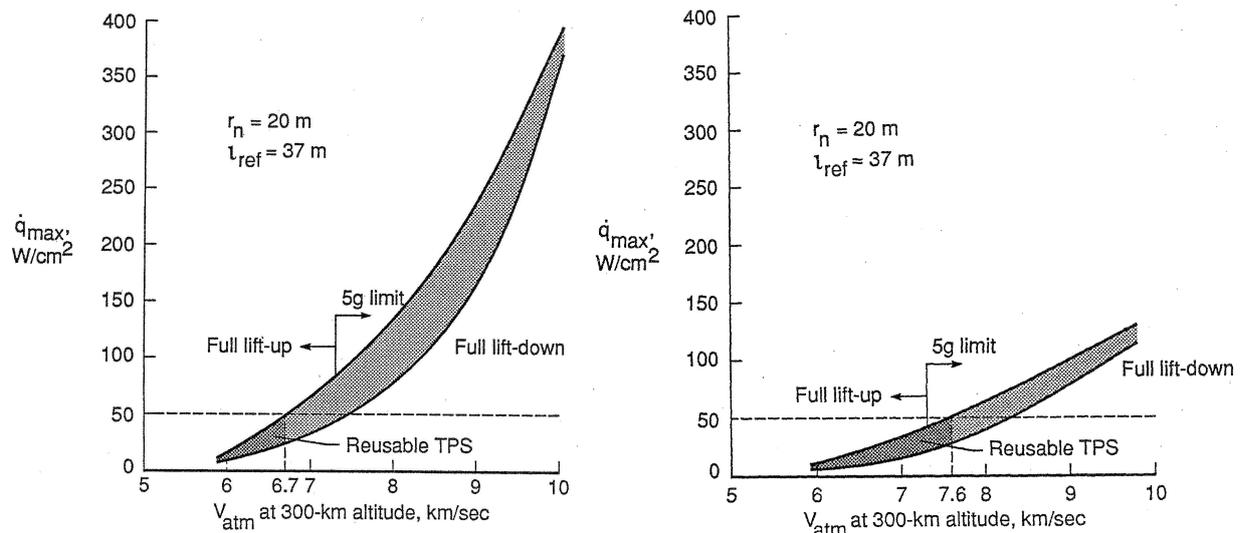


Abbildung H.3 Korridorbreite mit und ohne Flugwindhängewinkelsteuerung für unterschiedliche Eintrittsgeschwindigkeiten am Mars mit $A/W=0,5$ [27]



H.4.1: $\beta = 279 \text{ kg/m}^2$

H.4.2: $\beta = 139 \text{ kg/m}^2$

Abbildung H.4 Staupunktärmestromdichte für unterschiedliche Eintrittsgeschwindigkeiten am Mars [28]

Staupunktärmestromen und der radiative Anteil steigt. In [99] ist gezeigt, daß \dot{q} stärker für variierende ballistische Koeffizienten als für variierendes A/W variiert.

Für die Abschätzung der Wärmestromdichte können Näherungsformeln verwendet werden. Für den konvektiven Wärmestromanteil \dot{q}_k wurde in [28] die Sutton-Graves Formel verwendet:

$$\dot{q}_k = C(r_n^{-0.5}) \rho^{0.5} v^3 \tag{H.2}$$

mit ρ der Dichte, v der Geschwindigkeit und r_n dem Nasenradius, sowie den Korrelationsgrößen $C = 1,90270 \cdot 10^{-4} \text{ kg}^{0.5}/\text{m}$ für Mars und $C = 1,74153 \cdot 10^{-4} \text{ kg}^{0.5}/\text{m}$ für die Erde. Für den schwieriger zu approximierenden radiativen Anteil \dot{q}_r gibt [99] eine Näherungsformel für Aeromanöver

an der Erde mit:

$$\dot{q}_t = C r_n^a \rho^b f \quad (\text{H.3})$$

mit $C = 4,736 \cdot 10^4 \text{ kg}^{0.5}/\text{m}$, $a = 1,072 \cdot 10^6 v^{-1,88} \rho^{-0,325}$ und $b=1,22$ für einen Nasenradius bis zu 3 m. Der Faktor f ist hierbei eine Funktion der Geschwindigkeit. Für Luft sind in Abbildung H.5 Werte für f angegeben.

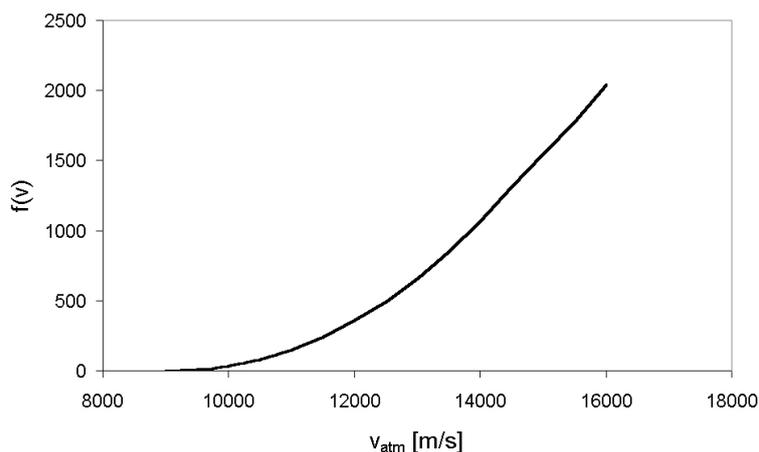


Abbildung H.5 Faktor f zur Berechnung des radiativen Wärmestromanteils für Aeromanöver an der Erde nach [99]

Thermalschutzsystem

Die bei Aeromanövern auftretenden Wärmestromdichten und -lasten sind so hoch, daß das Fahrzeug bzw. sein Inneres (Nutzlast) davor mittels Kühlung geschützt werden muß. Es existieren zwei Kühlmechanismen, die passive mittels Hitzeschilden und die aktive Kühlung. Eine aktive Kühlung ist ein sehr komplexes und aufwendiges System, das in der Regel nur dann eingesetzt wird, wenn es keine passiven Alternativen gibt. Passive Kühlung mittels Hitzeschilden verwenden das Prinzip der Strahlung- oder Ablationskühlung. Bei ablativen Schilden wird die Wärme durch Phasenänderung oder chemische Prozesse gebunden, mittels Graphit, Teflon, Eichenholz oder kohlefaserverstärkten Kunststoffen. Sie sind sehr einfache und sehr zuverlässige jedoch nicht wiederverwendbare Systeme, bei denen sich durch die Erosion der Hitzeschildes auch die aerodynamischen Eigenschaften des Fahrzeugs verändern können. In der Regel haben sie eine hohe flächenspezifische Masse. Ein strahlungsgekühltes System verwendet Keramik- oder Metallkacheln mit einem hohen Emissionskoeffizienten. Ein strahlungsgekühltes System kann bei einmaligem Gebrauch für Wärmestromdichten von bis zu $\dot{q} = 100 \text{ W/cm}^2$ [65] und von bis zu $\dot{q} = 50 \text{ W/cm}^2$ für wiederverwendbare Systeme [28] angewendet werden. Sie sind in der Regel leichter als ablativ Schilden jedoch komplexer. Beide passiven Kühlmechanismen sind durch zahlreiche Einsätze in bemannten und unbemannten Missionen sehr gut erprobt. Für die hohen Eintrittsgeschwindigkeiten bei Aeromanövern mit hyperbolischen Geschwindigkeiten ist die Wärmestromdichte fast immer höher als 100 W/cm^2 (siehe Abbildung H.4 und H.8), so daß nur Ablativschilden verwendet werden können. Generell sollte das Thermalschutzsystem bei Aeromanövern niedrige Massen haben, einfach aber robust sein. Bei wiederverwendbaren Systemen müssen diese leicht wartbar sein. In der Literatur sind bezüglich des Thermalschutzsystems Massen von 11-16% der Aeromanöver-Vehikelmassen angegeben. In [87] wird die Masse mit 20% der zu landenden Nutzlast angegeben. Beide Näherungswerte führen zu ähnlichen Gesamtfahrzeugmassen.

H.1.2 Randbedingungen, Parameter und Fahrzeugdesign Festlegungen

Dieser Abschnitt erläutert die Randbedingungen für Aeromanöver und faßt die notwendigen Fahrzeugkonfigurationen zusammen.

Relativgeschwindigkeitsbereich

Aeromanöver können nicht nur die Startmasse im niedrigen Erdorbit reduzieren sondern auch zu flexibleren Missionen führen. Für eine vollständig propulsive Mission mit impulsiven Antrieben ist die Zahl der Missionsgelegenheiten limitiert durch das gewählte Fahrzeugdesign (Masse an Treibstoff). Ein Ziel des Programm-Prinzips ist, mit einem Raumfahrzeugdesign zu jedem Zeitpunkt zum Mars oder zur Erde fliegen zu können. Daher muß auch das Design des Aeromanövervehikels für einen weiten Geschwindigkeitsbereich [27], [98] ausgelegt werden. Für Aeromanöver am Mars ergab sich aus den im Rahmen dieser Arbeit durchgeführten heliozentrischen Bahnrechnungen und dem Literaturstudium zu Aeromanövern ein Geschwindigkeitsbereich von:

$$\begin{aligned} 3,5 \text{ km/s} \leq v_{\infty} &\leq 7,0 \text{ km/s} && \text{Äquivalent zu einer Eintrittsgeschwindigkeit von} \\ 6 \text{ km/s} \leq v_e &\leq 8,5 \text{ km/s} \end{aligned}$$

mit einem nominalen v_{∞} von 6 km/s.

An der Erde beträgt der Geschwindigkeitsbereich:

$$\begin{aligned} 0 \text{ km/s} \leq v_{\infty} &\leq 10,0 \text{ km/s} \\ 11 \text{ km/s} \leq v_e &\leq 15,0 \text{ km/s} \end{aligned}$$

mit einem nominalen $v_{\infty} = 8,0 \text{ km/s}$ bzw. $v_{\infty} = 9,5 \text{ km/s}$. Anfänglich wurde der Wert von 8 km/s verwendet, der dann aber auf 9,5 km/s erhöht wurde, um die Typ B Phasen zu verlängern (siehe 5.4) und um schnellere Flugzeiten erzielen zu können.

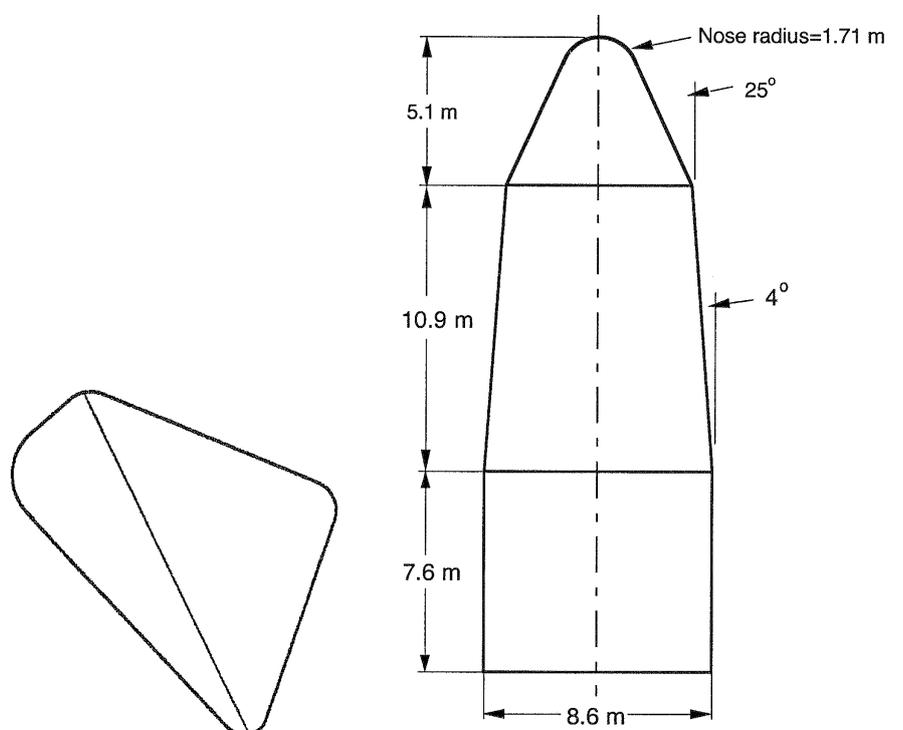
Korridorbreiten Anforderung

Eine ausreichende Korridorbreite muß gewährleistet sein, nicht nur um eine größere Kontrollmöglichkeit während des atmosphärischen Flugsegments zu ermöglichen, sondern die Breite muß gleichzeitig ausreichend groß sein, um Ungenauigkeiten auszugleichen und um auf unvorhergesehene Dinge reagieren zu können. Diese können ihre Ursache in Abweichungen von den nominalen Eintrittsbedingungen am Atmosphärenrand haben (z.B. verursacht durch ein unzureichendes interplanetares Navigationssystem), oder sie können durch unzureichende Kenntnis über die planetare Atmosphäre, durch jahreszeitliche Schwankungen oder durch Abweichungen von den vorhergesagten aerodynamischen Eigenschaften hervorgerufen werden. Die Korridorbreite ist somit ein wichtiger Gütefaktor für erfolgreiche Aeromanöver. Für Aeromanöver am Mars wurde in [28] für die Korridorbreite ein Wert von 1 Grad vorgeschlagen. Die Angabe in Grad bezieht sich dabei auf den Bereich, um den der Eintrittsflugbahnneigungswinkel γ_E gegenüber dem nominalen variieren darf. Ein Grad Korridorbreite ist gleichbedeutend mit: $\Delta\gamma = \gamma_E \pm 0,5 \text{ Grad}$. Für Aeromanöver am Mars muß der derzeitige⁶ Navigationsfehler aber reduziert werden. Das

⁶ Die Daten beruhen auf Kenntnissen aus den 80er und Anfang der 90er Jahre des letzten Jahrhunderts.

herkömmliche „Earth-based-radio-tracking“-Verfahren⁷ muß durch ein an Bord befindliches optisches Navigationsverfahren ergänzt werden. Durch optische Beobachtungen der Marsmonde und ihren bekannten Ephemeriden, kann die Position genauer bestimmt werden [25], [28]. Die Genauigkeit ist hierbei hauptsächlich eine Funktion der Zeit, bis zu der Messungen durchgeführt werden können, bevor sie für die Eintrittsvorbereitungen abgebrochen werden müssen. Mit Messungen bis kurz vor den Eintritt, schätzt [28] den Navigationsfehler auf $\pm 0,25 \text{ deg} - 3\sigma$. Die Korridorbreite müßte demnach mindestens 0,5 Grad betragen. Allerdings sind hierbei keine atmosphärischen und aerodynamischen Ungenauigkeiten beinhaltet. Bei deren Berücksichtigung wird nach [28] eine Korridorbreite von 0,84 Grad notwendig. Eine Korridorbreite von 1 Grad scheint demnach ausreichend. Für Aeromanöver an der Erde werden Korridorbreiten zwischen 0,5 und 0,7 Grad notwendig [26], [65].

Vehikel Design für Aeromanöver am Mars



H.6.1: Kapselkonfiguration mit $A/W=0,5$ [26]

H.6.2: Trikonischer Schwerlastlander (TSL) [58], [66]

Abbildung H.6 Mars Aeromanöver Fahrzeug Konzepte

Für atmosphärische Einfangmanöver am Mars wird eine Eintrittskorridorbreite von 1 Grad benötigt. Ein Lastvielfaches von 5 g sollte nicht überschritten werden. Für diese Randbedingungen wurde in [28] gezeigt, daß herkömmliche Apollo- oder Soyuz-Kapseln mit einem Verhältnis von Auftrieb zu Widerstand zwischen 0,2 und 0,3 die Korridorbreitenanforderung nicht über den gesamten in Frage kommenden Geschwindigkeitsbereich ($3,5 \text{ km/s} \leq v_\infty \leq 7,0 \text{ km/s}$) erfüllen können. Es wird in [28] gezeigt, daß bei Kapselkonzepten ein $A/W=0,5$ notwendig wird. Für Habitat- oder

⁷ Das „Earth-based-radio-tracking“ Verfahren ist in der Lage ein Raumfahrzeug mit einer Genauigkeit von $\Delta\gamma = \pm 1,8 \text{ deg} - 3 - \sigma$ am Atmosphärenrand des Mars zu positionieren. Für die ausschließliche Verwendung dieser Navigationsmethode muß die Korridorbreite mindestens 3,6 Grad betragen.

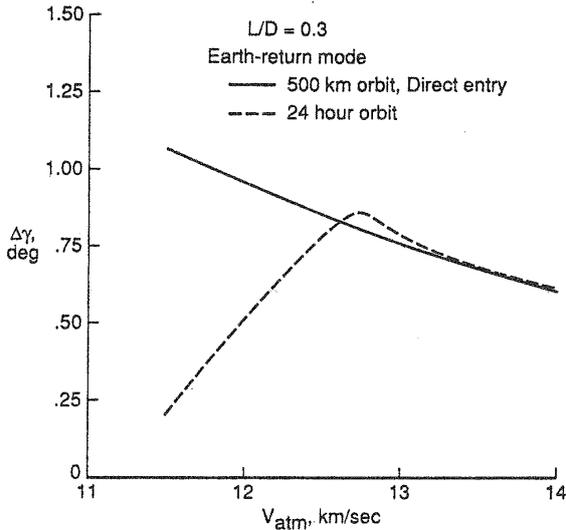
Schwerlastlanderkonzepte wird ein $A/W=0,8$ notwendig [57], [66]. Die beiden Fahrzeugkonzepte, die in Abbildung H.6 schematisch dargestellt sind, sind semiballistische Konzepte. Geflügelte Fahrzeuge, die zu erheblichen Verstauungsproblemen beim Transport zum Mars führen würden, sind zwar denkbar aber für die im Rahmen dieser Arbeit angedachten Aeromanöver nicht notwendig. Für beide Konzepte wird eine Flugwindhängewinkelsteuerung während der atmosphärischen Flugphase benötigt, um die geforderte Korridorbreite einzuhalten und die mechanischen Lasten auf 5 g zu beschränken. Für atmosphärische Einfangmanöver in einen 24 h Orbit und bei einen ballistischen Koeffizienten von $\beta = 300 \text{ kg/m}^2$ könnte, wie Abbildung H.4.1 zeigt, bis zu einer Eintrittsgeschwindigkeit von 7,5 km/s reine Strahlungskühlung verwendet werden. Für höhere Geschwindigkeiten übersteigt die Wärmestromdichte die 100 W/cm^2 -Grenze, die in [65] als Limit für reine Strahlungskühlung angegeben ist. Daher wird in allen in der Literatur behandelten Studien zu Aeromanövern am Mars für bemannte und Schwerlastfahrzeuge die Verwendung von ablativen Hitzeschutzsystemen empfohlen. Tabelle H.1 faßt die notwendigen Fahrzeugparameter und Randbedingungen für Mars-Aeromanöver Fahrzeuge zusammen. Das verwendete Design ist szenarioabhängig. Für Oberflächenbasen ist das Konzept des trikonischen Schwerlastlanders (TSL) sowohl für das Einfangen am Mars und das anschließende Landen der Basisinfrastruktur als auch für die Crew zu verwenden, falls diese im Transithabitat auf dem Mars landet. Für Orbitalbasen sind Kapselkonzepte denkbar, wenn die Crew in einem separaten Fahrzeug zum Mars fliegt, um nach erfolgtem Aeromanöver an die Orbitalbasis anzudocken. Dies setzt aber eine bereits vollständige Orbitalbasis (Raumstation um dem Mars) voraus. Dies ist in den Konzepten mit Orbitalbasis meist nicht der Fall, da Teile des bemannten Hinflugfahrzeugs (Habitat) oder sogar das gesamte zum Zusammenbau der Orbitalbasis verwendet werden. In diesem Fall muß auch das Konzept des trikonischen Schwerlastlanders verwendet werden.

	Kapsel	TSL
Geschwindigkeitsbereich	$3,5 \text{ km/s} \leq v_\infty \leq 7,0 \text{ km/s}$	
nominale Geschwindigkeit v_∞	6,0 km/s	
Korridorbreite	1 Grad	
maximales Lastvielfache	5 g	
$\beta [\text{kg/m}^2]$	300-500	500-800
A/W	0,5	bis zu 0,85
Form	bikonisch	trikonisch
Flugwindhängewinkelsteuerung	notwendig	
Hitzeschutzsystem	ablativ	
Hitzeschild Massenanteil	11 to 16 %	

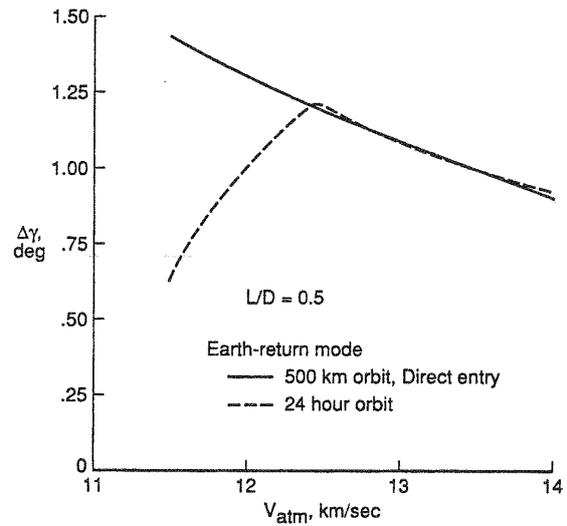
Tabelle H.1 Mars Aeromanöver Rahmenbedingungen, Anforderungen und Fahrzeugdesigns bzw. -parameter

Aeromanöver an der Erde

Für Aeromanöver an der Erde wird eine Korridorbreite von 0,5 bis 0,7 Grad notwendig. Für ein maximales Lastvielfache von 5 g und eine Kapselkonfiguration wurden in [26] atmosphärische Einfangmanöver in einen 24 h Orbit und in einen 500 km Kreisorbit mit einer direkten Landung für unterschiedliche Eintrittsgeschwindigkeiten verglichen. Für eine apolloähnliche Kapsel mit einem $A/W=0,3$ ist die Korridorbreitenanforderung von 0,7 Grad bis zu einer Eintrittsgeschwindigkeit von 13,5 km/s ($v_\infty = 7,5 \text{ km/s}$) erfüllt, wie in Abbildung H.7.1 zu sehen ist. Um die Anforderungen für den gesamten betrachteten Geschwindigkeitsbereich zu erfüllen, werden für



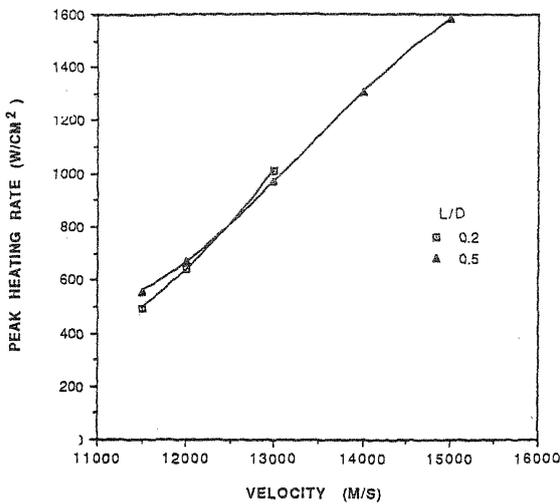
H.7.1: $A/W=0,3$



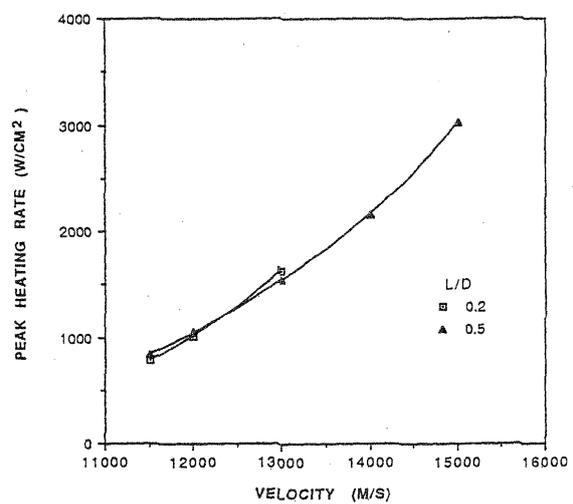
H.7.2: $A/W=0,5$

Abbildung H.7 Fliegbare Korridorbreiten für Aeromanöver an der Erde für unterschiedliche Eintrittsgeschwindigkeiten und A/W [26]

Kapselkonzepte ein Verhältnis von Auftrieb zu Widerstand von 0,4 bis 0,5 notwendig. Die resultierenden Wärmestromdichten sind signifikant höher als am Mars und macht die Verwendung ablativer Hitzeschilde unabdingbar. In [65] ist gezeigt, daß der ballistische Koeffizient einen größeren Einfluß auf die Wärmestromdichte hat als die Eintrittsgeschwindigkeit, wie auch Abbildung H.8 verdeutlicht. Ein weiteres Konzept, das im Rahmen der NASA DRM untersucht wurde, ist das



H.8.1: $\beta = 300 \text{ kg/m}^2$

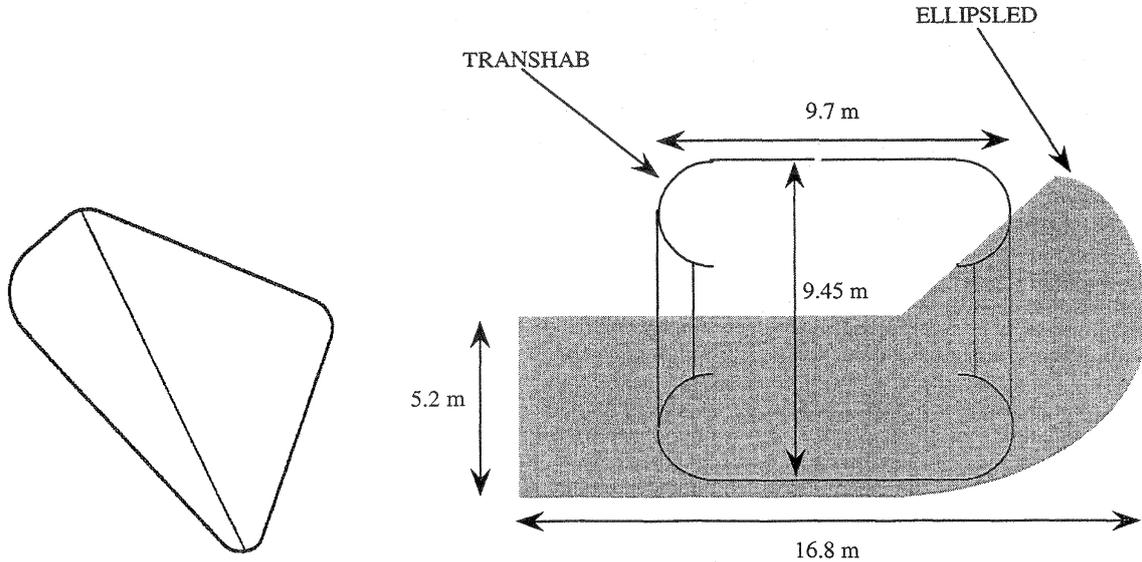


H.8.2: $\beta = 500 \text{ kg/m}^2$

Abbildung H.8 Staupunkt wärmestromdichte an der unteren Korridorergrenze für Aeromanöver in einen niedrigen Erdorbit für unterschiedliche Eintrittsgeschwindigkeiten und ballistische Koeffizienten [65]

TransHab/Ellipsled Konzept, das Abbildung H.9.2 zeigt. In diesem Fall soll das Rückkehrhabitat in einen 407 km Kreisorbit eingefangen werden, um es für nachfolgende Missionen wiederzuverwenden. Dieses Fahrzeug soll nach erfolgtem Manöver entweder an einer Raumstation andocken oder eigenständig im Einfangorbit verweilen. Die Crew verläßt das Fahrzeug mit Hilfe des Shuttles

oder einer Kapsel, die von der Erde gestartet wird und an das Fahrzeug andockt. Details hierzu können aus [76] entnommen werden. Abbildung H.9 zeigt die zwei möglichen Fahrzeugkonzepte für Aeromanöver an der Erde, und Tabelle H.2 faßt die notwendigen Randbedingungen sowie Fahrzeugdesignparameter zusammen.



H.9.1: Kapsel Konfiguration mit $A/W=0,5$

H.9.2: TransHab/Ellipsled Konfiguration [76]

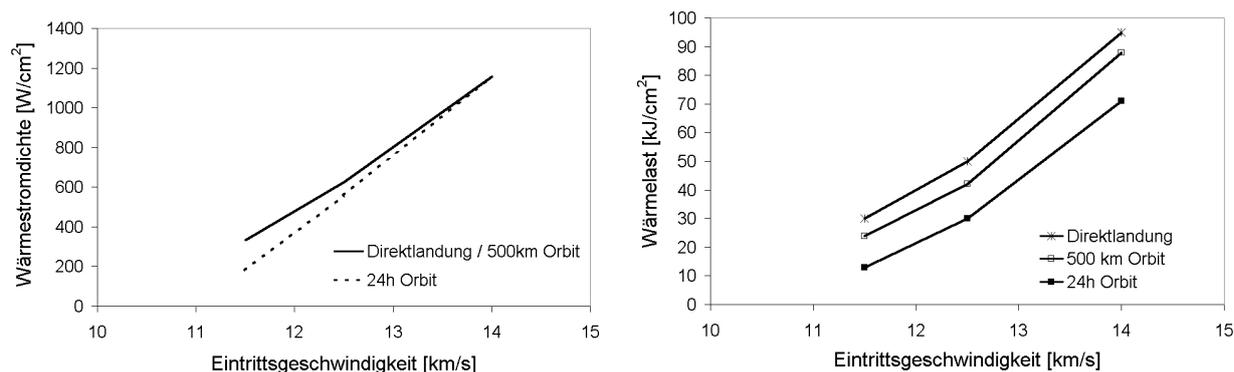
Abbildung H.9 Erde Aeromanöver Fahrzeug Konzepte

	Kapsel	Ellipsled
Geschwindigkeitsbereich	$0 \text{ km/s} \leq v_\infty \leq 10 \text{ km/s}$	$0 \text{ km/s} \leq v_\infty \leq 7,7 \text{ km/s}$
nominale Geschwindigkeit v_∞	9,5 km/s	7,7 km/s
Korridorbreite	0,5 bis 0,7 Grad	0,7 Grad
maximales Lastvielfache	5 g	
β [kg/m ²]	300-500	500-800
A/W	0,5	bis zu 0,85
Form	bikonisch	-
Flugwindhängewinkelsteuerung	notwendig	
Hitzeschutzsystem	ablativ	
Hitzeschild Massenanteil	11 to 16 %	

Tabelle H.2 Erde Aeromanöver Rahmenbedingungen, Anforderungen und Fahrzeugdesigns

H.1.3 Allgemeine Bemerkungen zur Aeromanövern an der Erde

In [26] ist gezeigt, daß die Korridorbreiten (siehe Abbildung H.7) und die Wärmestromdichte (siehe Abbildung H.10.1) zwischen einem atmosphärischen Einfangmanöver in einen 500 km Kreisorbit und einer direkten Landung vergleichbar sind. Für Eintrittsgeschwindigkeiten oberhalb von 14,5 km/s ($v_\infty = 9,5 \text{ km/s}$) werden die Wärmestromdichten zwischen direkter Landung und Einfangen in einen 24 h Orbit ebenfalls vergleichbar. Die integrale Wärmelast ist jedoch für die direkte Landung bei $v_\infty = 9,5 \text{ km/s}$ um ca. 36% höher gegenüber einem 24 h Orbit und um 12% höher gegenüber dem 500 km Kreisorbit, wie Abbildung H.10.2 zeigt. Dies zeigt aber auch, daß



H.10.1: Wärmestromdichte

H.10.2: Wärmelast

Abbildung H.10 Aufheizung während Aeromanövern an der Erde für $\beta = 310 \text{ kg}/\text{m}^2$, $A/W=0,5$ und unterschiedliche Eintrittsgeschwindigkeiten [26]

an der Erde die Verwendung von atmosphärischen Einfangmanövern vor der eigentlichen Landung nicht immer die beste Alternative ist, um die Belastungen zu minimieren. Für Konzepte mit mehreren Atmosphärenpassagen oder im Falle des TransHab/Ellipsled Konzepts müssen die Vor- und Nachteile gegenüber einer Direktlandung evaluiert werden. Bei einer Direktlandung entfallen zusätzliche Randbedingungen, die die Flexibilität einschränken. Die Crew muß auch nicht die Strapazen mehrmaliger atmosphärischer Passagen von jeweils 5 g aushalten. Obwohl Aeromanöver mit multiplem Passieren der Atmosphäre das maximale Lastvielfache reduzieren, ist die einmalige Passage die optimale Vorgehensweise [111] bezüglich der gesamt eingebrachten Wärmelast, der Navigation und Fahrzeugkontrolle, und wahrscheinlich das beste für das Wohlbefinden der Crew. Die Verwendung eines zusätzlichen Fahrzeuges wie im Falle des TransHab/Ellipsled erhöht die Komplexität der Mission und verringert deren Flexibilität. Weiterhin ist es fraglich, ob die Wiederverwendung des Transferhabitats sinnvoll ist. Auf der anderen Seite befürworten einige Wissenschaftler das Konzept mit einem zusätzlichen Fahrzeug, um eine Kontamination der Erde zu vermeiden. Da in dem im Rahmen dieser Arbeit gewählten Basisszenario die Erdeintrittskapsel aber nur der Weltraumumgebung ausgesetzt ist, ist dieses ein eher schwaches Argument. Die größte Gefahr einer Kontamination der Erde besteht nach wie vor durch den Menschen. Das Argument, daß Landungen in Shuttle-ähnlichen Fahrzeugen sicherer sind, wird eindeutig durch die Statistik widerlegt. Kapsellandungen mit Wasser- (Apollo) bzw. Landbergungen (Soyuz) sind sehr zuverlässig und zahlreich erprobt. Obwohl die aerothermodynamischen Bedingungen bei einer Direktlandung alles bisher in der bemannten Raumfahrt durchgeführte übersteigen, so liegen die zu erwartenden Wärmelasten doch im Erfahrungshorizont unbemannter Sonden (Jupitersonde Galileo [65]). Daher wird für bemannte Marsmissionen vorgeschlagen, an der Erde eine Direktlandung mittels Kapsel durchzuführen.

H.2 Aufstieg am Mars

H.2.1 Konfigurationen

Da sämtliche in der Literatur behandelte Konzepte für bemannte Marsmissionen auch eine bemannte Landung auf der Oberfläche beinhalten, wird ein Aufstiegsfahrzeug auf der Oberfläche benötigt, das in der Lage ist, die Areonauten sicher von der Oberfläche in den Weltraum zu

befördern. Im Rahmen dieser Arbeit wurden nur vertikal startende Fahrzeuge betrachtet. Für das Marsaufstiegsfahrzeug gibt es szenariobedingt unterschiedliche Konzepte. Dieses kann die Crew entweder direkt in eine heliozentrische Transferbahn zur Erde schießen oder sie in einen Orbit um den Mars befördern, in welchem ein Rückkehrfahrzeug stationiert ist. Das erste Konzept führt zu sehr großen Aufstiegsfahrzeugen, welche nicht nur in der Lage sein müssen, von der Marsoberfläche zu starten, sondern zuvor dort auch sicher zu landen. Der Eintritt in planetare Atmosphären und die Landung großer Raumfahrzeuge wurde bisher noch nicht durchgeführt (auch nicht an der Erde). In den meisten in der Literatur diskutierten Szenarien wird daher das zweite Konzept verwendet, das die Beförderung in einen Marsorbit vorsieht. Bezüglich der Besatzungskabine gibt es ebenfalls unterschiedliche Konzepte. Einige sehen Habitate vor [21], [49], andere lediglich kleine und leichte Druckkapseln [50], [87] (siehe Abbildung H.11). Die Wahl



H.11.1: mit Habitat [49]



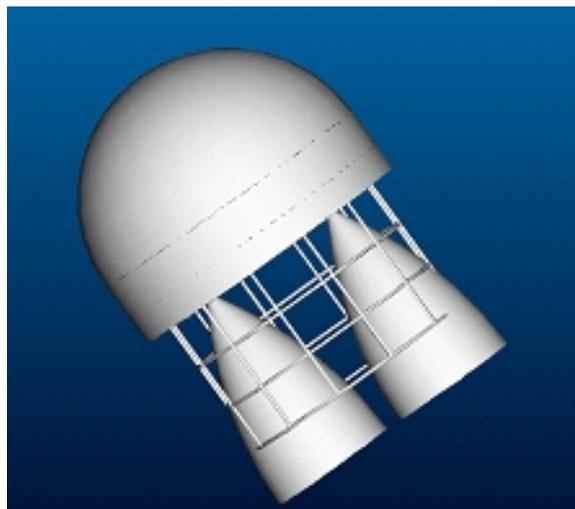
H.11.2: mit Druckkapsel [50]

Abbildung H.11 Marsaufstiegsfahrzeug mit unterschiedlichen Konfigurationen der Besatzungskabine

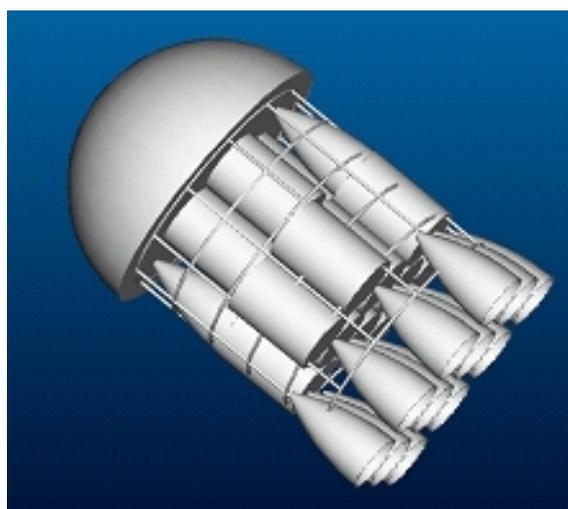
hängt davon ab, ob auf der Oberfläche anderweitig ein Habitat für die Dauer des Aufenthaltes zur Verfügung steht. Bei Orbitalstationen, wie im Falle des ESA Design Case [21], ist die Crewlandung im Marsaufstiegsfahrzeug vorgesehen. Auch bei der Caltech Mission landet die Crew im Marsaufstiegsfahrzeug. In diesen Fällen ist ein Konzept mit Habitat die beste Lösung. Ein Konzept mit einer Druckkapsel ist dann ausreichend, wenn die Crew, wie im Falle der NASA DRM, in einem separaten Habitat auf der Oberfläche landet und wenn das im Orbit stationierte Rückkehrfahrzeug über ein Habitat verfügt. Das im Rahmen dieser Arbeit gewählte Szenario sieht eine gesplittete Mission mit Landung der Besatzung im Transferhabitat vor. Daher wurde eine Konfiguration des Marsaufstiegsfahrzeugs gewählt, die eine Druckkapsel als Besatzungskabine vorsieht. Durch die Möglichkeit, den Treibstoff entweder von der Erde mitzuführen oder auf dem Mars zu produzieren, ergaben sich in [87] unterschiedliche Konfigurationen für das Marsaufstiegsfahrzeug mit Druckkapsel, die in Abbildung H.12 schematisch dargestellt sind:

- einstufiges Konzept mit LOX/CH₄-Treibstoff, der am Mars produziert wird
- zweistufiges Konzept mit von der Erde mitgeführtem lagerbaren N₂O₄/MMH⁸-Treibstoff

⁸ Monomethylhydrazin



H.12.1: Einstufiges Konzept



H.12.2: Zweistufiges Konzept

Abbildung H.12 Schematische Darstellung der unterschiedlichen Aufstiegsfahrzeug Konfigurationen [87]

H.2.2 Parameter

Die Masse und Dimensionen des Marsaufstiegsfahrzeugs hängen nicht nur von der gewählten Konfiguration ab, sondern auch von der Besatzungsanzahl, vom gewählten Antriebssystem, vom Startplatz, dem Zielorbit, der Atmosphärendichte (jahreszeitliche und tägliche Schwankungen) und dem Hitzeschilddurchmesser. In [87] wurden für diese Parameter Untersuchungen und Bewertungen durchgeführt. Die Ergebnisse dieser Arbeit sind im folgenden zusammengefaßt.

Besatzungszahl

In der Literatur findet man Zitate, die besagen, daß nur drei Personen auf der Oberfläche landen und die übrigen im Orbit verbleiben sollen, da ansonsten das Aufstiegsfahrzeug zu schwer und komplex werden würde. Aufstiegsbahnberechnungen mit variierenden Besatzungszahlen in [87] zeigten, daß die Startmasse des Aufstiegsfahrzeugs mit steigender Personenanzahl steigt. Die Unterschiede an Startmasse zwischen 3 und 6 Personen sind jedoch moderat und liegen bei ca. 16-20%. Bei Konzepten mit Treibstoffproduktion vor Ort beträgt der Unterschied an Trockenmasse zwischen 3 und 6 Personen ca. 1,9t. Im Vergleich zu anderen die Startmasse beeinflussenden Parametern wie den Triebwerken oder dem Zielorbit, wie im folgenden gezeigt wird, sind die Unterschiede bei Variation der Besatzungsstärke gesamtgesehen als moderat zu bezeichnen.

Triebwerke

Im Rahmen der Untersuchungen in [87] wurden überwiegend vorhandene Triebwerke hinsichtlich Einsetzbarkeit untersucht. Da die Atmosphäre des Mars sehr viel dünner ist als die der Erde, kommen als Triebwerke nur auf der Erde als Oberstufentriebwerke eingesetzte in Frage, wie z.B. die Ariane Aestus und Vinci Oberstufentriebwerke wie auch RL10 Triebwerke, die in der NASA DRM verwendet werden. Während das Aestus nominell mit N_2O_4/MMH betrieben wird und somit praktisch unverändert eingesetzt werden könnte, müssen die LOX/LH_2 Triebwerke (Vinci und RL10) auf LOX/CH_4 umgestellt werden, da die Treibstoffproduziereinheiten aus mitgebrachtem

Wasserstoff und dem Kohlendioxid aus der Atmosphäre Sauerstoff und Methan erzeugen (Sabatierprozeß mit nachgeschalteter Wasserelektrolyse, siehe hierzu auch Anhang E.1.1). Dies führt zu einer Verringerung des spezifischen Impulses dieser Triebwerke von 450 auf ca. 387 s. Leistungsdaten und Massen der Triebwerke können [87] entnommen werden. Aestus Triebwerke kommen nur bei Szenarien mit von der Erde mitgebrachtem Treibstoff in Frage; RL10 und Vinci für Szenarien mit Treibstoffproduktion vor Ort. In Abbildung H.13 ist der Massenverlauf über der Zeit für den Aufstieg am Mars für unterschiedliche Triebwerke dargestellt. Die Daten basieren auf Analysen

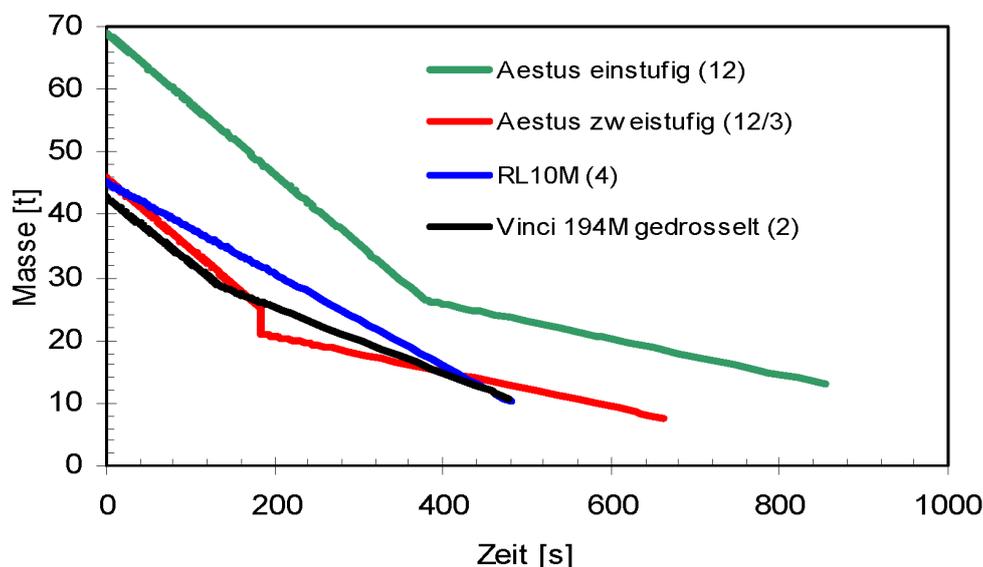


Abbildung H.13 Massen über Flugzeit für ein Marsaufstiegsfahrzeug für unterschiedliche Triebwerke am Beispiel für 5 Personen in einen 12 h Orbit mit 250 km Perizentrum [87], (Zahlen in Klammern:Anzahl der verwendeten Triebwerke)

von [87] und zeigen, daß für bei Verwendung zweier Vinci194M Triebwerke die niedrigste Startmasse erzielt wird. Ein zweistufiges Konzept mit Aestus Triebwerken liefert signifikant niedrigere Startmassen als ein einstufiges. Gesamt gesehen ergeben sich für das Vinci194M, das RL10M und für das zweistufige Aestus-Konzept ähnliche Startmassen.

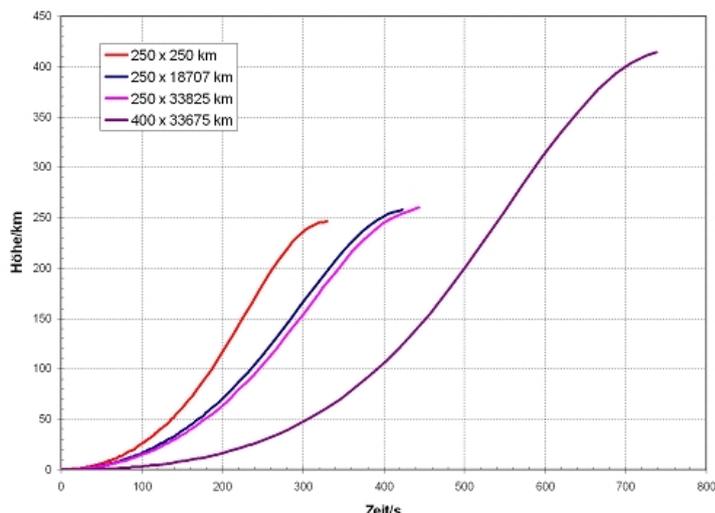
Zielorbit

Der Zielorbit des Marsaufstiegsfahrzeugs ist ein entscheidender Parameter. In [87] wurden hierzu Aufstiegsbahnberechnungen in unterschiedliche Orbits durchgeführt. Diese waren:

- Kreisorbit mit 250 km Bahnhöhe
- elliptischer Orbit mit 250 km Perizentrum und 12 h Umlaufdauer
- elliptischer Orbit mit 250 km Perizentrum und 24 h Umlaufdauer
- elliptischer Orbit mit 400 km Perizentrum und 24 h Umlaufdauer

Die Höhenverläufe über der Zeit und die resultierenden Startmassen für die unterschiedlichen Orbits sind in Abbildung H.14 gezeigt. Die Ergebnissen zeigen, daß die Perizentrumshöhe von entscheidender Bedeutung ist. Das Perizentrum sollte für niedrige Startmassen so niedrig wie möglich⁹ gewählt werden. Ein Kreisorbit mit 250 km Bahnhöhe liefert die niedrigsten Startmassen.

⁹ Voraussetzung ist, daß das Rückkehrfahrzeugs sich in einem stabilen Parkorbit für die Dauer der Mission befindet.



H.14.1: Höhenverlauf über Flugzeit

	Masse [t]	Δv_{Flucht} [m/s]
250 km Kreisorbit	43,9	1421
250 km 12h Orbit	54	356
250 km 24h Orbit	56,1	221
400 km 24h Orbit	87,7	226

H.14.2: Startmassen und notwendige Δv für Flucht aus Zielorbit

Abbildung H.14 Aufstieg am Mars in verschiedene Zielorbits am Beispiel einer Besatzungsstärke von 5 Personen unter Verwendung von Vinci Triebwerken [87]

Allerdings ist der notwendige Antriebsbedarf zum Erreichen von Fluchtgeschwindigkeit aus diesem Orbit sehr hoch, was zu großen Kickstufen für das Rückkehrfahrzeug führt. Da der Unterschied der Startmasse des Aufstiegsfahrzeugs zwischen dem 12 h und dem 24 h Orbit nur ca. 2 t beträgt, für das Aufbringen eines Δv von 356 m/s (Flucht aus 12 h Orbit) aber eine doppelt so große Kickstufe wie für den 24 h Orbit (221 m/s) benötigt wird, stellt die Wahl eines 24 h Orbits mit 250 km Perizentrum die energetisch günstigste Lösung dar. Die Orbitinklination betrug bei allen 25 Grad bezüglich eines äquatorialen areozentrischen Referenzsystems.

Startplatz und Atmosphärendichte

Bezüglich der Atmosphärendichte und der Starthöhe ergaben sich in [87] kaum merkliche Unterschiede in der Startmasse. Die areographische Breite hat jedoch entscheidenden Einfluß auf die Startmasse. Der in [87] nominell gewählte Startplatz entspricht dem in der NASA DRM gewählten (Ophir Chasma), der bei ungefähr 5 Grad südlicher Breite liegt. Mit steigender Breite des Startplatzes steigt die Startmasse des Marsaufstiegsfahrzeugs, aufgrund der geringeren inertialen Geschwindigkeit des Startplatzes. Da zusätzlich zum Einschub in den Zielorbit ein Δv für eine Inklinationsänderung aufgebracht werden muß und dies zu einem weiteren Ansteigen der Startmasse des Fahrzeugs führt, wurde in [87] empfohlen, daß der Startplatz eine areographische Breite von 25 Grad nicht überschreiten soll. Eine Überschreitung dieser Grenze ist aufgrund der zu den Polen hin niedrigeren Durchschnittstemperaturen für bemannte Missionen ohnehin nicht zu empfehlen.

H.2.3 Fahrzeugdesign

Aus den Untersuchungen in [87] ergaben sich zwei Konfigurationen für bemannte Marsaufstiegsfahrzeuge, die Vinci-Konfiguration und die Aestus-Konfiguration. Das Vinci-Konzept ist bei Oberflächenbasen und wenn Treibstoff auf der Oberfläche produziert werden kann bevorzugt zu verwenden. Das Aestus-Konzept findet Verwendung bei Orbitalbasen oder Einzeltransfermissionen

mit kurzer Aufenthaltsdauer. Die Massen und Abmaße sind in Tabelle H.2.3 zusammengefaßt.

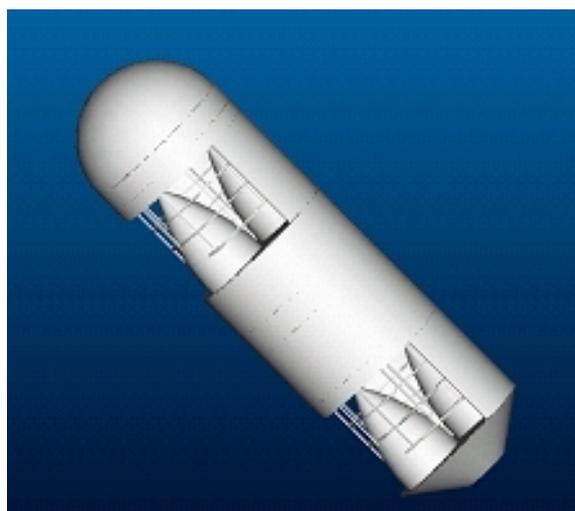
	Startmasse [t]	Trockenmasse [t]	Länge [m]	Durchmesser [m]
Vinci-Konzept	45	10	9	6
Aestus-Konzept	46	10	10,3	8

Tabelle H.3 Aufstiegsfahrzeugkonfigurationen

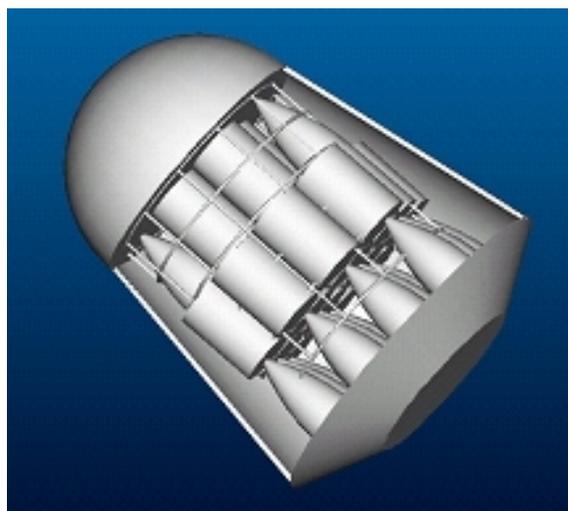
H.3 Landung auf dem Mars

H.3.1 Konfigurationen und Landevorgang

In [87] wurde nicht nur der bemannte Aufstieg von der Oberfläche untersucht, sondern es wurden auch Parametervariationen für die unbemannte Landung des Marsaufstiegsfahrzeugs auf der Oberfläche aus einem Orbit um den Mars durchgeführt. Die im vorangegangenen Abschnitt beschriebenen möglichen Konfigurationen – Vinci- bzw. Aestus-Konfiguration – führen zu unterschiedlichen Landekonfigurationen, die in Abbildung H.15 schematisch dargestellt sind. Für die



H.15.1: Vinci/RL10-Konfiguration



H.15.2: Aestus-Konfiguration

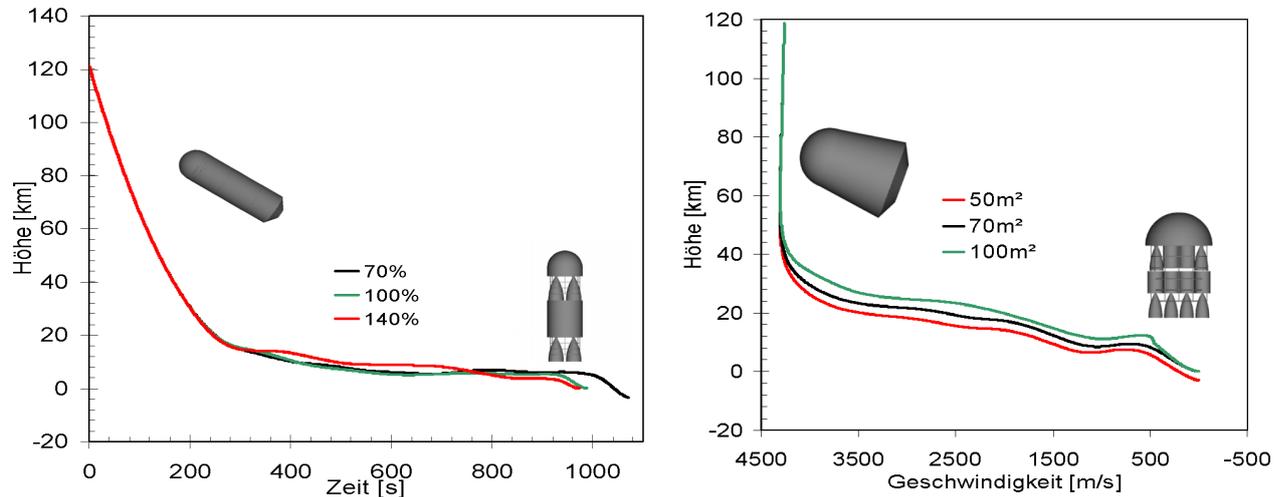
Abbildung H.15 Landekonfigurationen für die unterschiedlichen Marsaufstiegsfahrzeug-Konzepte [87]

Treibstoffproduktion vor Ort muß bei der Vinci-Konfiguration zusätzlich eine Treibstoffproduziereinheit und ein Nuklearreaktor gelandet werden, die unterhalb des Marsaufstiegsfahrzeugs angeordnet sind und auf der Oberfläche zurückbleiben. Daher wird bei diesem Konzept bei der Landung auf dem Mars zum Abbremsen eine zusätzliche Abstiegsstufe benötigt, die unterhalb der Treibstoffproduziereinheit angeordnet ist (siehe Abbildung H.15.1). Beim Aestus-Konzept werden die Triebwerke der ersten Stufe auch für den Landevorgang verwendet. Der Abstiegsvorgang gliedert sich in die folgenden Phasen:

- Deorbitimpuls aus Ausgangsorbit
- Aerodynamische Abbremsung

Atmosphärendichte/Hitzeschilddurchmesser

Die Atmosphärendichte (bzw. der Hitzeschilddurchmesser) spielte beim Start von der Oberfläche praktisch keine Rolle, ist aber von entscheidender Bedeutung während des Abstiegs. Der Hitzeschilddurchmesser bestimmt zusammen mit der zu landenden Masse den ballistischen Koeffizienten. In Abbildung H.16.1 ist die Abhängigkeit von unterschiedlichen Atmosphärendichten am Beispiel einer Vinci-Konfiguration gezeigt. Je dichter die Atmosphäre ist, desto stärker ist die



H.16.1: Auswirkung verschiedener Atmosphärendichten in Prozent der Referenzatmosphäre **H.16.2:** Auswirkung unterschiedlicher Hitzeschilddurchmesser

Abbildung H.16 Auswirkung der Atmosphärendichte bzw. des Hitzeschilddurchmessers [87]

Abbremsung durch die aerodynamischen Kräfte und desto weniger Landetreibstoff wird benötigt. Eine dünnere Atmosphäre führt nicht nur zu höheren Treibstoffmassen, sondern kann die Landung gänzlich unmöglich machen. Für die Vinci-Konfiguration ist bei einer Atmosphäre, die 70% der nominalen Referenzatmosphäre beträgt (siehe hierzu [87]), eine Landung nicht mehr möglich, da die notwendige Geschwindigkeitsänderung nicht vollständig aufgebracht werden kann. Die Abhängigkeit von unterschiedlichen Hitzeschilddurchmessern ist in Abbildung H.16.2 am Beispiel der Aestus-Konfiguration gezeigt. Die maximal erreichbare Hitzeschildfläche¹⁰ bei dieser Konfiguration beträgt ca. 50 m². Mit dieser Konfiguration kann, wie Abbildung H.16.2 zeigt, das Fahrzeug nicht landen, da die Geschwindigkeit nicht vollständig abgebaut werden kann. Durch Aufblasen oder Ausklappen kann die Referenzfläche erhöht und somit der ballistische Koeffizient verringert werden. Mit Hitzeschildflächen größer 50 m² kann die Aestus-Konfiguration landen und benötigt zugleich weniger Bremsreibstoff. Allerdings wird bei aufblasbaren bzw. ausklappbaren Hitzeschildern das Design des Fahrzeugs komplexer. Ein Beispiel für ein ausklappbares Hitzeschild zeigt Abbildung H.17. Die Fragestellung, ob ein leicht verändertes Design der Vinci-Konfiguration mit dem Ziel der Erhöhung des Hitzeschilddurchmessers von 6 auf 8 m ausreichend ist, um dieses Fahrzeug jederzeit landen zu können, sollte in nachfolgenden Arbeiten weiter untersucht werden.

H.3.3 Fahrzeugdesign

Aus den Untersuchungen in [87] ergaben sich zwei Abstiegskonfigurationen, die Vinci-Konfiguration und die Aestus-Konfiguration. Das Vinci-Konzept ist bevorzugt bei Oberflächenbasen und wenn

¹⁰ Dimensionsbeschränkung aufgrund der Schwerlaststartrakete

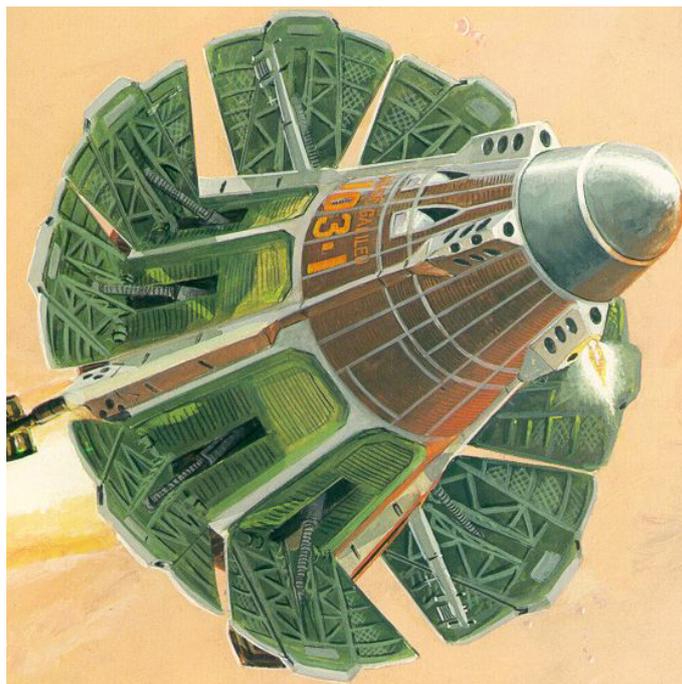


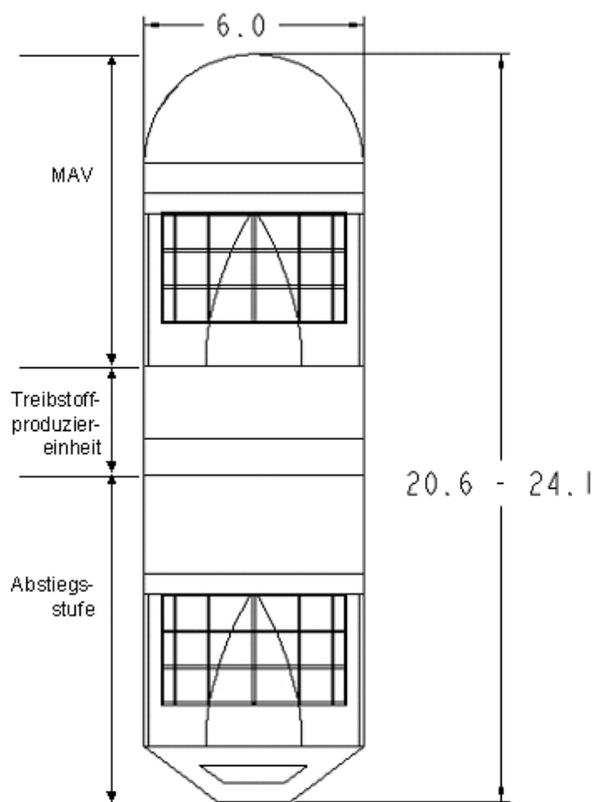
Abbildung H.17 Schematische Darstellung eines Landefahrzeuges mit ausklappbarem Hitzeschild [84]

Treibstoff auf der Oberfläche produziert werden kann zu verwenden. Die Massen und Abmaße der Abstiegskonfigurationen sind in Tabelle H.4 zusammengefasst. Abbildung H.18 zeigt schematische Darstellungen der beiden Konfigurationen.

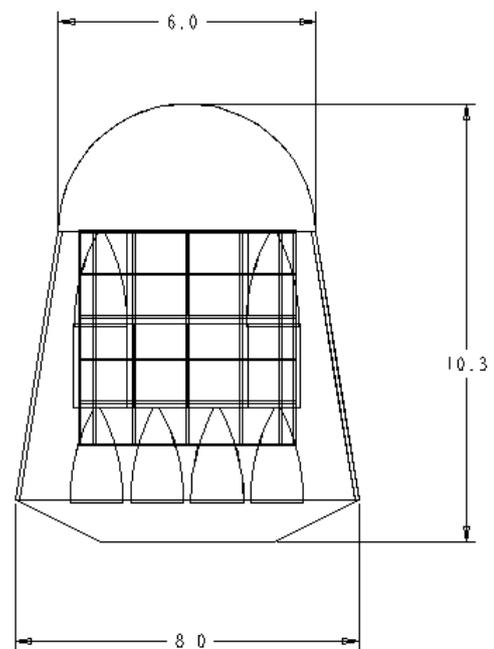
	Startmasse [t]	Trockenmasse [t]	Länge [m]	Durchmesser [m]
Vinci194M	47	39,7 ^a	21	6
Aestus	70	50 ^a	10,5	8

^a Nutzlast und Bremstriebwerke inklusive Tanks

Tabelle H.4 Landekonfigurationen



H.18.1: Vinci-Konfiguration



H.18.2: Aestus-Konfiguration

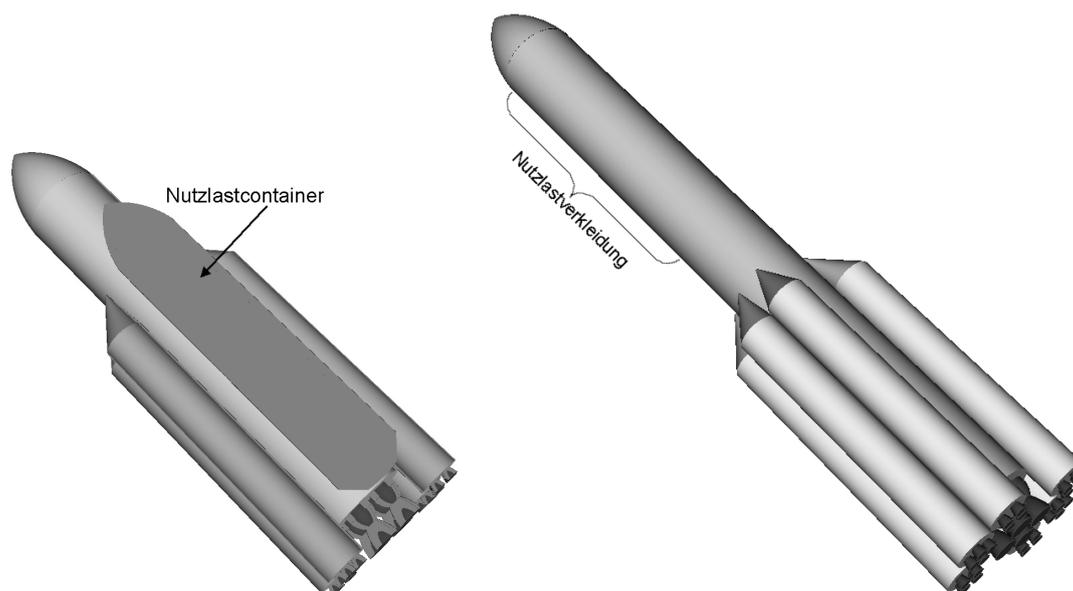
Abbildung H.18 Schematische Darstellung der verschiedenen Auf/Abstiegskonzepte [87]

I Modellierung weiterer Komponenten und Gesamtraumfahrzeugdesign

I.1 Schwerlaststartrakete

In der Literatur zu bemannten Marsmissionen existieren verschiedene Konzeptvorschläge für Startraketen von der Erde. In der NASA Design Reference Mission v.1.0 [50] sind Konzeptvorschläge vorgestellt, die auf Komponenten der Energia, des Shuttles oder der Saturn 5 beruhen. Die Nutzlastkapazitäten in einen 400 km Kreisorbit liegen dabei zwischen 180 bis ca. 300 t. Die Nutzlastverkleidungen haben Durchmesser zwischen 8 und 15 m und eine Länge von ca. 30 m. In der NASA Design Reference Mission v.3.0 wird dagegen das Magnum Konzept verfolgt, das auf Shuttle-Technologie beruht und eine Nutzlastkapazität von ca. 80 t in einen 400 km Kreisorbit befördern kann. Die Nutzlastverkleidung ist dabei 28 m lang und weist einen Durchmesser von ca. 7,62 m auf [79]. Bei dem Missionskonzept von Caltech [49] bzw. dem Design-Case der ESA [21] wird ein Träger verwendet, der auf den Leistungsdaten der früheren Energia beruht. Diese hat eine Nutzlastkapazität von ca. 120 t in den niedrigen Erdorbit bei einer Nutzlastverkleidung von 6 m Durchmesser und einer Länge von 30 m [53]. Im Rahmen dieser Arbeit wurden ehemals vorhandene Schwerlastraketen, Erweiterungsmöglichkeiten existierender Trägersysteme und in der Literatur vorgeschlagene Konzepte untersucht und bewertet. Das im Rahmen dieser Arbeit erstellte Konzept einer Schwerlaststartrakete ist im folgenden beschrieben. Da nicht davon auszugehen ist, daß speziell für bemannte Marsmissionen eine Trägerrakete entwickelt wird, wurde im Rahmen dieser Arbeit beim Design der Schwerlaststartrakete darauf geachtet, daß diese auch für andere zukünftige Anwendungen, z.B. Mondmissionen, verwendet kann. Es werden die in den Abbildungen I.1 und I.2 gezeigten Designs für eine Schwerlaststartrakete vorgeschlagen.

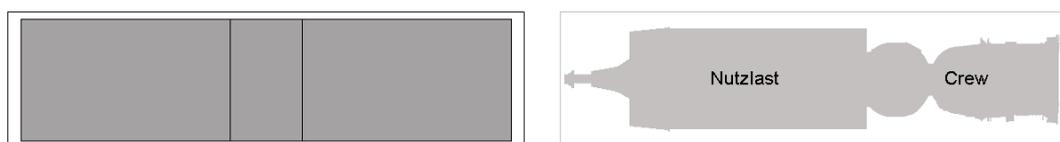
Diese Designs sind nur Konzeptvorschläge, basierend auf den in [53] gemachten Erweiterungsvorschlägen für die Energia, die im Rahmen dieser Arbeit aber nicht weiter untersucht bzw. detailliert ausgearbeitet wurden. Die Nutzlast kann entweder seitlich in einem Nutzlastcontainer angebracht werden (siehe Abbildung I.1.1) oder in der Rakete integriert sein (siehe Abbildung I.1.2). Die Nutzlastverkleidung hat einen Durchmesser von 8 m und eine Länge von 35 m. Für das Design der Schwerlaststartrakete wurde im Rahmen dieser Arbeit vorgesehen, daß sie mit unterschiedlichen Nutzlastkonfigurationen starten kann. Die im Rahmen dieser Arbeit vorgeschlagenen Nutzlastkonfigurationen sind in Abbildung I.2 schematisch gezeigt. In der ersten Konfiguration kann eine Nutzlast von 100 bis 120 t in einen 400 km Kreisorbit mit 23 Grad Inklination gebracht werden. Für bemannte Marsmissionen wäre dies eine Konfiguration, um große Bauteile wie das Habitat plus Abstiegsstufe oder die Energieversorgung zu starten. Mit der dritten Nutzlastkonfiguration (siehe Abbildung I.2.3) soll eine Nutzlast von 10 bis 20 t auf Fluchtgeschwindigkeit eingeschossen werden können. Diese Konfiguration kann als Startrakete für zukünftige Mondmissionen oder für die Crewtaxi bei bemannten Marsmissionen verwendet werden. Die zweite Nutzlastkonfiguration, die Abbildung I.2.2 zeigt, stellt ein Mischkonzept dar. Mit dieser Konfiguration ist es möglich ca. 50 bis 70 t Nutzlast in den in einen niedrigen Erdorbit zu befördern und gleichzeitig eine bemannte Kapazität von 10 bis 40 t zur Verfügung zu stellen. Dieses Konfiguration wäre denkbar für sämtliche Missionen, die nach erfolgreichem Platzieren der großen



I.1.1: Nutzlast seitlich

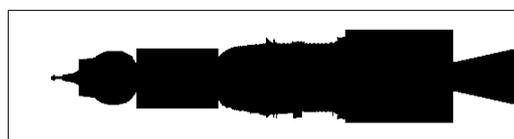
I.1.2: Nutzlast integriert

Abbildung I.1 Schematische Darstellung verschiedener Schwerlastträgerkonzepte nach [53]



I.2.1: nur Nutzlast

I.2.2: Nutzlast und Crew



I.2.3: Crewtaxi

Abbildung I.2 Schematische Darstellung verschiedener Nutzlastkonfigurationen einer Schwerlaststartrakete

Nutzlast im Zielorbit zusätzlich Astronautenstunden für die Inbetriebnahme benötigen. Für den finalen Zusammenbau und die Inbetriebnahme der Transferfahrzeuge bei bemannten Marsmissionen (letzter Start der Schwerlasttrakte) könnte somit ein zusätzlicher Start eines bemannten Trägers eingespart werden.

I.2 Kickstufen

Wenn Aeromanöver am Mars zum Einschub des Rückkehrfahrzeugs in einem Orbit um den Mars nicht durchgeführt werden können, muß dies bei Verwendung von kontinuierlichen elektrischen Antrieben mittels impulsiver Manöver (chemische Kickstufen) oder durch zeitintensives Spiralisieren erfolgen. Weiterhin kann mit Hilfe von chemischen Kickstufen die Relativgeschwindigkeit an Mars und Erde verringert werden. Für den Rückflug mit einem kontinuierlichen Antriebssystem kann das Rückkehrfahrzeug sich entweder aus dem Marsgravitationsfeld heraus spiralisieren

oder eine impulsive Kickstufe verwenden. Bei Verwendung von Kickstufen kann der notwendige Antriebsbedarf und der notwendige Treibstoff mittels der Gleichungen (I.1) und (I.2) analytisch abgeschätzt werden

$$\Delta v = \sqrt{\frac{2\mu_P}{r} - v_\infty^2} - \sqrt{\mu_P \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right)} \tag{I.1}$$

$$m_{Tr} = m_b \left(e^{\frac{\Delta v}{c_e}} - 1 \right) \tag{I.2}$$

mit μ_P dem Gravitationsparameter der betrachteten Himmelskörper und m_b der Brennschlußmasse. Diese beinhaltet die abzubremsende bzw. zu beschleunigende Masse sowie die Leermasse der Kickstufe (Struktur, Tanks und Zubehörteile). Die Terme r und a sind der Bahnradius des Ausgangs-/Zielorbits¹ bzw. dessen große Halbachse. v_∞ ist in diesem Zusammenhang die Relativgeschwindigkeit bzw. die gewünschte hyperbolische Überschußgeschwindigkeit. Der notwendige Antriebsbedarf für unterschiedliche v_∞ am Mars ist in Tabelle I.1 zusammengefaßt. Um die Anzahl der unterschiedlichen Komponenten innerhalb einer Mission möglichst gering zu halten (Programm-Prinzip), sollten für die Kickstufen die gleichen Antriebssysteme wie für das Marsaufstiegsfahrzeug verwendet werden. In Tabelle I.2 sind Teilmassen der Kickstufe für eine 100 t Brennschlußmasse bei Verwendung von Vinci194M Triebwerken zusammengestellt. Die im Rahmen dieser Arbeit vorgeschlagene Kickstufe verwendet 2 Vinci194M Triebwerke, die zusammen eine Masse von 1940 kg aufweisen [87]. Die Tankmassen wurden mittels Gleichung (3.10) berechnet. Die zusätzliche Masse $m_{zu} = 2260$ kg beinhaltet das Schubgerüst, die Tankaufhängung und Bedrückung, Lageregelung- und Steuertriebwerke, eine thermische Isolierung, zusätzliche Strukturteile sowie zusätzlicher Reservetreibstoff. Diese Massen wurden im Rahmen dieser Arbeit mit dem Programm STSM, einen vom Institut für Raumfahrtantriebe des DLR verwendeten Programms zur Massenberechnung von Aufstiegsraketen, berechnet [89]. Bei einer Geschwindigkeit

v_∞ [km/s]	0	1	2	3	4	5	6
Δv [m/s]	221	323	618	1075	1659	2338	3088

Tabelle I.1 Antriebsbedarf für Einschuß oder Flucht aus einem Marsorbit mit 24 h Umlaufdauer und 250 km Perizentrumshöhe für unterschiedliche v_∞

	Δv [m/s]		
	221	1075	3088
m_{AS} [kg]	1940		
m_{zu} [kg]	2260		
$m_{Tr} + m_{Tank}$ [kg]	6087	33198	127226
gesamt [kg]	10287	37398	131426

Tabelle I.2 Massen einer chemischen Kickstufe für 100 t Brennschlußmasse für unterschiedliche Δv s unter Verwendung von zwei Vinci194M Triebwerken

von $v_\infty = 0$ km/s am Mars ist der notwendige Antriebsbedarf 221 m/s. Die resultierende Masse der Kickstufe bei 100 t Brennschlußmasse ist ca. 10 t. Tabelle I.2 zeigt auch, daß bei höheren v_∞ Kickstufen mit sehr hohen Massen die Folge sind. Bei Verwendung von kontinuierlichen elektrischen Antrieben während des heliozentrischen Transits ist daher die Verwendung von Kickstufen

¹ Für den Einschuß in den Orbit sind dies die Daten des Zielorbits, für den Einschuß auf eine Fluchtbahn die Daten des Startorbits.

zur Reduktion der Relativgeschwindigkeit (Abbremsung am Ziel) nicht sehr sinnvoll. Für den Einschuß des Rückkehrfahrzeugs in einen Parkorbit um den Mars sollte daher versucht werden, die Relativgeschwindigkeit mit Hilfe des kontinuierlichen Antriebssystems soweit wie möglich zu reduzieren. Nur der finale Einschuß, mit $\Delta v=221$ m/s sollte mit einer Kickstufe durchgeführt werden.

I.3 Marsabstiegsstufen

Während im Rahmen dieser Arbeit auf der Erde eine Fallschirmlandung vorgesehen ist, werden am Mars aufgrund der dünnen Atmosphäre Bremstriebwerke notwendig. Diese wie auch das zur aerodynamischen Abbremsung notwendige Hitzeschild wurden im Rahmen dieser Arbeit in einer Stufe, der Marsabstiegsstufe, integriert. Auch für diese Abstiegsstufen wurde im Rahmen dieser Arbeit vorgesehen, die gleichen Triebwerke wie für das Marsaufstiegsfahrzeug zu verwenden. In Tabelle I.3 sind Massen von Abstiegsstufen für unterschiedliche Nutzlastmassen unter Verwendung von zwei Vinci194M Triebwerken zusammengefaßt. Für die zusätzlichen Massen wurde wie für die Kickstufen ein Wert von $m_{zu} = 2260$ kg verwendet. Für die Masse des Hitzeschildes wurde angenommen, daß dieses eine Masse von 21% der zu landenden Nutzlastmasse $m_{N, Lande}$ aufweist. Der notwendige Abbremsreibstoff inklusive Tanks $m_{Tr, Lande}$ berechnet sich aus $m_{N, Lande}$ nach Gleichung (I.3), die auf Daten von [87] basiert.

$$m_{Tr, Lande} = 0,2189 m_{N, Lande} \quad \text{Approximation nach [87]} \quad (I.3)$$

Die Masse der Abstiegsstufe wird im Rahmen dieser Arbeit mittels linearer Interpolation aus

	zu landende Nutzlast [t]			
	30	40	60	80
m_{AS} [kg]	1940			
m_{zu} [kg]	2260			
$m_{Tr, Lande}$ [kg]	6668	8889	13330	17769
Hitzeschild [kg]	6300	8400	12600	16800
gesamt [kg]	17168	21489	30130	38769

Tabelle I.3 Massenauflistung einer chemischen Marsabstiegsstufe unter Verwendung von Vinci194M Triebwerken für unterschiedliche zu landende Nutzlastmassen

den Daten von Tabelle I.3 berechnet.

I.4 Gesamtraumfahrzeugdesign

Die Crewgröße für das untersuchte Basisszenario wurde mit 6 Personen festgelegt. Pro Einzelmission werden 4 Raumfahrzeuge + Ersatzfahrzeuge verwendet:

- bemanntes Hinflugfahrzeug
- Rückkehrfahrzeug
- Basislagertransporter
- ERV Transporter

Um das Programm-Prinzip auf Einzelmissionsebene anzuwenden, wurde vorgesehen, daß jedes Fahrzeug das gleiche Antriebssystem und somit auch das gleiche Energieversorgungssystem verwendet. Als Antriebssystem ist ein Triebwerkscluster vorgesehen, der insgesamt 100 N an Schub zur Verfügung stellt.

I.4.1 bemanntes Hinflugfahrzeug

Das im Rahmen dieser Arbeit verwendete bemannte Hinflugfahrzeug besteht aus den folgenden Komponenten:

- Habitat/Lebenserhaltung für 6 Personen mit 30,6 t
- Marsabstiegsstufe, 17,5 t
- 100 N Antriebssystem
- Treibstofftanks
- Energieversorgungssystem mit Brayton oder Stretched-Lens-Array Wandlern

Bei einer zu landenden Nutzlastmasse von $m_{N, \text{Lande}} = 30,6 \text{ t}$ beträgt die Masse der Abstiegsstufe ca. 17,5 t. Die gesamte Nutzlastmasse des bemannten Hinflugfahrzeugs beträgt demnach $m_N = 48,1 \text{ t}$. Die Massen des Antriebs- und Energieversorgungssystems, hängen von Antriebskonzept und dem Wandlertyp ab und können aus den Tabellen 6.4 und 6.8 entnommen werden. Für das Aeromanöver werden das Antriebs und Energieversorgungssystem zuvor abgesprengt. Das restliche Vehikel führt ein Aeromanöver am Mars durch. Bei einem Durchmesser von 7 m für dieses Aeromanöver-Vehikel und unter Annahme eines Anstellwinkels von 25 Grad während des Eintritts und einem Widerstandsbeiwert von ca. 2 [87] ergibt sich für das gewählte Design ein ballistischer Koeffizient von $\beta=689,53 \text{ kg/m}^2$. Dieses Fahrzeug könnte bei einer 100% Atmosphäre (nominale Referenzatmosphäre) sicher landen, wie aus [87] abgeleitet werden kann. Zur Reduktion der thermodynamischen und mechanischen Lasten während der atmosphärischen Passage sollte β gesenkt werden. Dies kann durch ein ausklappbares bzw. entfaltbares Hitzeschutzschild ermöglicht werden.

Zusammenbausequenz

Für die Evaluierung der unterschiedlichen Antriebe sind nicht nur deren Ergebnisse bezüglich Flugzeit und Treibstoffmasse entscheidend, sondern auch, ob die unterschiedlichen Komponenten einfach und mit wenig Aufwand² im niedrigen Erdorbit zusammengebaut werden können. Da die Bauteile mit der Nutzlastlastverkleidung der Schwerlaststartraketen kompatibel sein müssen, reicht es nicht aus, die gesamte in den LEO zutransportierende Masse in 100 t Pakete aufzuteilen, sondern es müssen auch die Dimensionen mitberücksichtigt werden. Im Rahmen dieser Arbeit ist vorgesehen, das bemannte Hinflugfahrzeug vollständig in einem 400 km Kreisorbit zusammenzubauen, aus welchem es danach mit dem Spiralieren beginnt. Die Crew steigt mittels Crewtaxi kurz vor Erreichen der Fluchtgeschwindigkeit zu. Die Zusammenbausequenz ist im folgenden exemplarisch für ein bemanntes Fahrzeug unter Verwendung des Hallionen-Triebwerksmodells und Stretched-Lens-Array Wandlern gezeigt:

- 1. Start in 400 km: Energieversorgungssystem, Antriebssystem, Transittreibstoff, Marsabstiegsstufe: 90.42 t

² Minimierung der Schwerlaststartraketensstarts und Maximierung der Automation

- 2. Start in 400 km: Habitat und Treibstoff für das Spiralisieren: 66.3 t
- 3. Start: Crewtaxi in einen ca 120000 km Kreisorbit: 15 t

Da beim zweiten Start eine Nutzlast von nur 66,3 t in den niedrigen Erdorbit transportiert wird, könnte bei diesem Start eine Crew für den Zusammenbau und die Inbetriebnahme mitgestartet werden (Nutzlastkonfiguration 2, siehe Abschnitt I.1).

I.4.2 Rückkehrfahrzeug

Das Rückkehrfahrzeug ist in einem 24 h Orbit mit einer Perizentrumshöhe von 250 km um den Mars stationiert. Zum Einschub in eine heliozentrische Bahn ist im Rahmen dieser Arbeit vorgesehen, eine chemische Kickstufe zu verwenden. Das Rückkehrfahrzeug verwendet das gleiche Habitat und Lebenserhaltungssystem wie das bemannte Hinflugfahrzeug und besteht aus den folgenden Komponenten:

- Habitat/Lebenserhaltungssystem für 6 Personen mit 30,6 t
- Erdeintrittskapsel, 6 t
- Chemische Kickstufe³
- 100 N Antriebssystem
- Treibstofftanks
- Energieversorgungssystem mit Brayton oder Stretched-Lens-Array Wandlern

Die chemische Kickstufe wird nach Verwendung abgesprengt. Die gesamte Nutzlastmasse des Rückkehrfahrzeugs beträgt $m_N = 36,6$ t.

I.4.3 Basislagertransporter

Der Basislagertransporter transportiert die für das Basislager notwendige Infrastruktur inklusive eines Aufstiegsfahrzeugs zum Mars und landet alles auf der Oberfläche. Für das Marsaufstiegsfahrzeug ist im Rahmen dieser Arbeit die Treibstoffproduktion vor Ort vorgesehen. Der Basislagertransporter besteht daher aus den folgenden Komponenten:

- Marsaufstiegsvehikel, 10,3 t Trockenmasse [87]
- Treibstoffproduziereinheit plus Reactor, 19,4 t [87]
- 1 druckbeaufschlagter Rover, 16 t [50]
- 2 Rover für bemannte Naheinsätze, jeweils 8 t [50]
- 3 ferngesteuerte Rover, jeweils 1,2 t [50]
- zusätzliche Ausrüstung, 1 t
- Marsabstiegsstufe, 32,9 t
- 100 N Antriebssystem
- Treibstofftanks

³ Die Masse ist abhängig von der einzuschießenden Masse.

- Energieversorgungssystem mit Brayton oder Stretched-Lens-Array Wandlern

Bei einer zu landenden Nutzlastmasse von $m_{N, \text{Lande}} = 66,3 \text{ t}$ beträgt die Masse der Abstiegsstufe ca. $32,9 \text{ t}$. Die gesamte Nutzlast des Basislagertransporters ergibt sich zu $m_N = 99,2 \text{ t}$. Nach Abspaltung des Antriebs- und Energieversorgungssystems wird ein Aeromanöver durchgeführt. Für einen Durchmesser dieses Aeromanöver-Vehikels von 6 m , ergibt sich bereits ein ballistischer Koeffizient von $\beta = 1935,59 \text{ kg/m}^2$. Aus Sicherheitsgründen und um die Höhe, in der die Hauptabbremmung beim Aeromanöver erfolgt zu vergrößern, wird vorgeschlagen, daß auf jeden Fall ein ausklappbares bzw. entfaltbares Hitzschuttschild verwendet werden soll. Bei einem 10 m Schilddurchmesser und unter der Annahme, daß sich die aerodynamischen Eigenschaften nicht wesentlich verändern, beträgt β noch $696,81 \text{ kg/m}^2$.

Zusammenbausequenz

Die Zusammenbausequenz des Basislagertransporters ist im folgenden für ein Energieversorgungssystem mit Stretched-Lens-Array Wandlern für die Verwendung des im Rahmen dieser Arbeit erstellten Hallionen-Triebwerksmodells und des Modells des thermischen Lichtbogentriebwerks (H_2 -TLT) gezeigt. In beiden Fällen wurde das Energieversorgungssystem nicht als ganzes gestartet, sondern eines der beiden Solarpaneele wurde aus Platzgründen separat vom Rest des Energieversorgungssystems gestartet.

Hallionen-Triebwerksmodell

- 1. Start in 400 km : Oberflächennutzlast, Marsabstiegsstufe: $99,2 \text{ t}$
- 2. Start in 400 km : Energieversorgungssystem, Antriebssystem, Transittreibstoff: 56 t
- 3. Start in 400 km : 1 Solarpaneel, Treibstoff für das Spiralisieren: 51 t

Der zweite und dritte Start befördern nur rund $50\text{-}60 \text{ t}$ in den niedrigen Erdorbit. Auch hier könnte eine Crew für den Zusammenbau mitgestartet werden. Falls die Startmasse des Basislagertransporters weiter gesenkt werden kann, könnte unter Umständen ein Start eingespart werden.

H_2 -TLT-Modell

- 1. Start in 400 km : Oberflächennutzlast, Marsabstiegsstufe: $99,2 \text{ t}$
- 2. Start in 400 km : Energieversorgungssystem, Antriebssystem, Transittreibstoff: $97,84 \text{ t}$
- 3. Start in 400 km : 1 Solarpaneel, Treibstoff für das Spiralisieren: $99,84 \text{ t}$

Für das Modells des thermischen Lichtbogentriebwerks werden ebenfalls 3 Starts notwendig, bei jedoch jeweils 100 t Nutzlast. Falls Crews für den Zusammenbau notwendig werden, so müssen diese separat gestartet werden.

I.4.4 ERV-Transporter

Der ERV-Transporter transportiert das Rückkehrfahrzeug zum Mars und stationiert es in einem Parkorbit. Im Rahmen dieser Arbeit ist bei Verwendung kontinuierlicher Antriebe das Rückkehrfahrzeug nicht als eigenständiges Fahrzeug ausgelegt, sondern verwendet das Antriebs- und Energieversorgungssystem des ERV-Transporters. Während die anderen Hinflugfahrzeuge zum Reduzieren der Relativgeschwindigkeit Aeromanöver am Mars durchführen, muß der ERV-Transporter

auf einer sogenannten Rendez-Vous-Bahn ($v_\infty = 0 \text{ km/s}$) am Mars ankommen, da eine Wiederverwendung von Antriebs- und Energieversorgungssystem nach einem 5g Aeromanöver nicht empfehlenswert ist. Der Einschub des Rückkehrfahrzeugs in den Parkorbit wird von einer chemischen Kickstufe durchgeführt. Die gleiche Kickstufe schießt auch das Rückkehrfahrzeug auf eine heliozentrische Rückkehrbahn. Der ERV-Transporter besteht aus den folgenden Komponenten:

- Habitat/Lebenserhaltung für 6 Personen mit 30,6 t
- Erdeintrittskapsel, 6 t
- Chemische Kickstufe
- Rückkehrtreibstoff inklusive Tanks
- 100 N Antriebssystem
- Hinflugtreibstoff inklusive Tanks
- Energieversorgungssystem mit Brayton oder Stretched-Lens-Array Wandlern

Die Nutzlastmasse des ERV-Transporters hängt von dem notwendigen Rückkehrtreibstoff und somit von verwendeten Antriebssystem ab.

Zusammenbausequenz

Die Zusammenbausequenz des ERV-Transporter ist im folgenden für ein Energieversorgungssystem mit Stretched-Lens-Array Wandlern für die Verwendung des im Rahmen dieser Arbeit erstellten Hallionen-Triebwerksmodells und des H_2 -TLT gezeigt. Es wurde wie beim Basislagertransporter eines der Solarpaneele separat gestartet.

Hallionen-Triebwerksmodell

- 1. Start in 400 km: Habitat, Kapsel, Rückkehrtreibstoff, Antriebssystem: 88,64 t
- 2. Start in 400 km: Energieversorgungssystem, Treibstoff für das Spiralisieren: 86,54 t
- 3. Start in 400 km: 1 Solarpaneel, Transittreibstoff, Kickstufe: 70 t

Für den Zusammenbau des ERV-Transporters werden 3 Starts mit Nutzlasten von 70-90 t notwendig.

H_2 -TLT-Modell

- 1. Start in 400 km: Antriebssystem, Rückkehrtreibstoff, Teil des Transittreibstoffs: 100,84 t
- 2. Start in 400 km: Energieversorgungssystem, Habitat, Kapsel: 92,07 t
- 3. Start in 400 km: Teil des Transittreibstoffs : 100 t
- 4. Start in 400 km: 1 Solarpaneel, Kickstufe, Teil des Treibstoffs für das Spiralisieren: 101,94 t
- 5. Start in 400 km: Teil des Treibstoffs für das Spiralisieren: 100 t

Aufgrund des größeren Treibstoffbedarfs bei Verwendung des H_2 -TLT-Modells werden im Vergleich zum Hallionen-Triebwerksmodell zwei Starts mehr notwendig. Der Zusammenbau ist komplexer, und der notwendige Treibstoff für den heliozentrischen Transit und für das Spiralisieren muß auf mehrere Tanks verteilt werden.

J Zusätzliche Diagramme und Tabellen

I_{sp} [s]	Zeit [Tage]	Masse [t]		Erdum- rundungen	Schubbeschleunigung	
		Start	Brennschluß		a_0 [mm/s]	a_f [mm/s]
1000	54	280	140	279	1,07	2,14
1500	48	225	142	235	1,33	2,11
2000	45	198	140	212	1,52	2,14
2500	43	185	140	201	1,62	2,14
3000	43	180	143	197	1,67	2,10
4000	42	170	143	188	1,76	2,10
5000	40	162	141	181	1,85	2,13
6000	40	159	142	179	1,89	2,11

Tabelle J.1 Spiralisieren an der Erde für unterschiedliche I_{sp} bei 300 N Schub

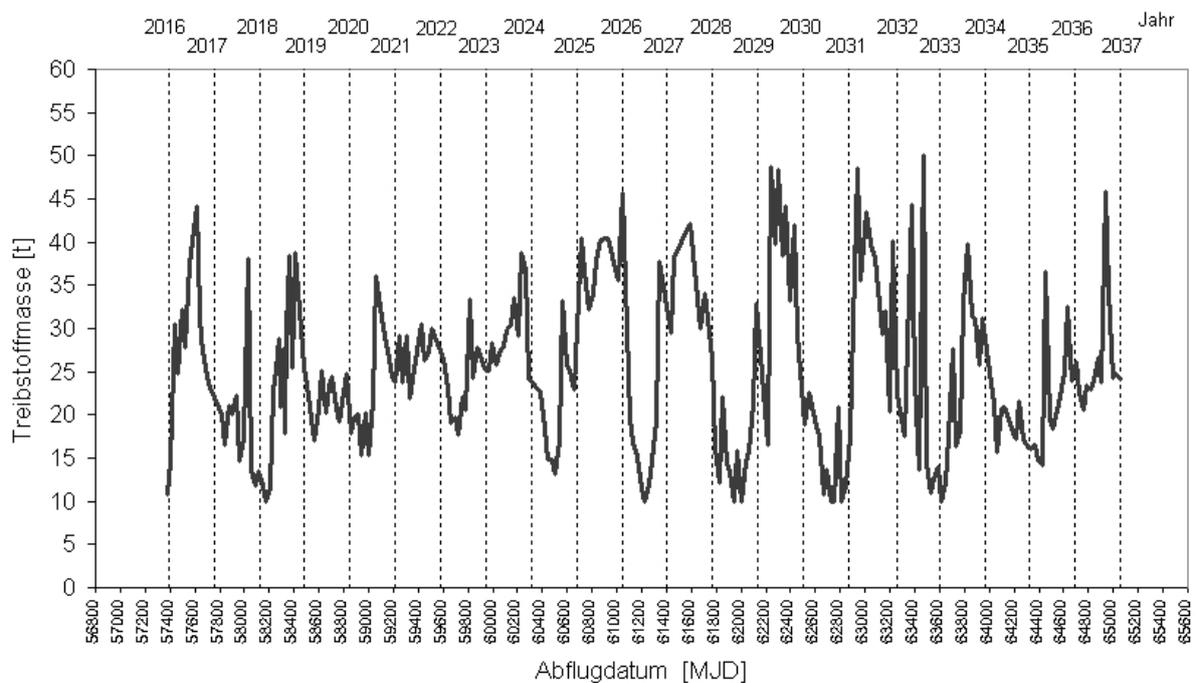


Abbildung J.1 Treibstoffmassen für Rückkehrbahnen im Zeitraum von 2016 bis 2037 mit 100 N, 3000 s und $v_\infty = 8$ km/s

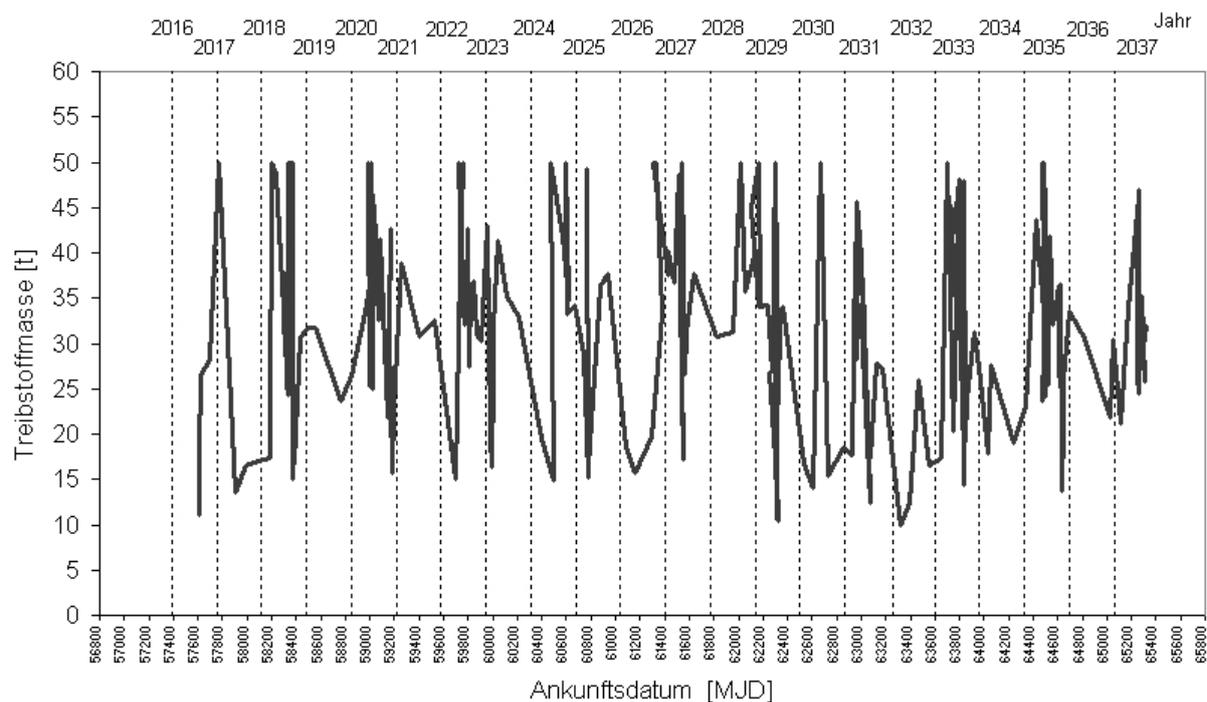


Abbildung J.2 Treibstoffmassen für Hinflugbahnen im Zeitraum von 2016 bis 2037 mit 100 N, 3000 s und $v_\infty = 6$ km/s

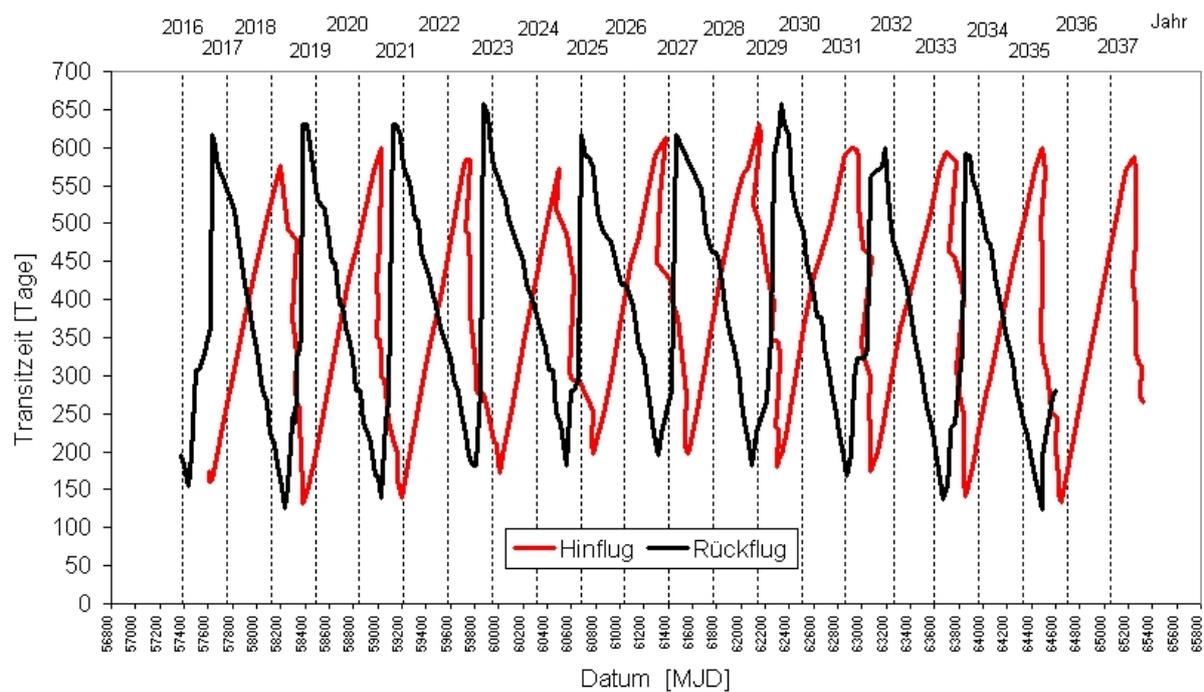


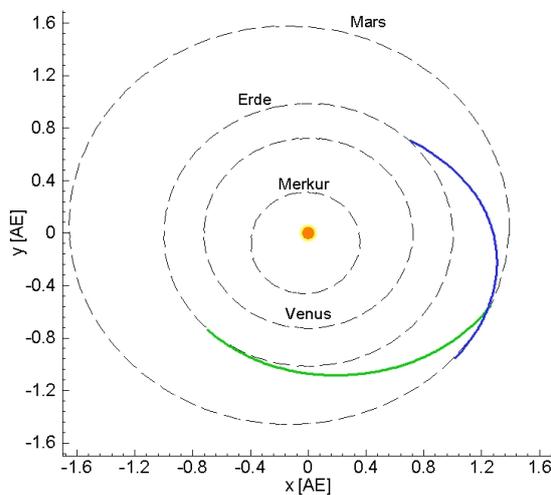
Abbildung J.3 Flugzeiten für Hin- und Rückflugbahnen im Zeitraum zwischen 2016 und 2035 für 100 N und 3000 s

Aufenthalts- dauer [Tage]	Transitzeit [Tage]		Missions- dauer [Tage]	Startmasse [t]	
	Hinflug	Rückflug		Hinflug	Rückflug
30	150	230-290	410-470	127	99-140
60	150	250-570	460-780	127	100-140
90	150	260-550	500-790	127	103-140
120	150	270-535	540-805	127	104-140
683	150	120-140	954-974	127	97-135

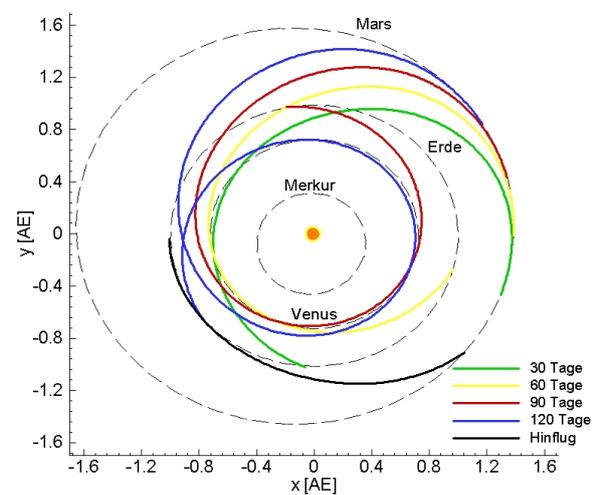
Tabelle J.2 Transitzeiten, Missionsdauern und Startmassen für bemannte Raumfahrzeuge mit 100 N Schub (Massen und Zeiten abhängig vom verwendeten I_{sp} und MSD-Limit siehe auch Abbildungen J.5 und J.6)

Aufenthalts- dauer [Tage]	Transitzeit [Tage]		Missions- dauer [Tage]	Startmasse [t]	
	Hinflug	Rückflug		Hinflug	Rückflug
30	80	120-210	230-320	140	130-140
60	80	140-240	280-380	140	134-140
90	80	150-550	320-720	140	140
120	80	160-535	360-735	140	140
730	80	80-100	890-910	140	140

Tabelle J.3 Transitzeiten, Missionsdauern und Startmassen für bemannte Raumfahrzeuge mit 500 N Schub (Massen und Zeiten abhängig vom verwendeten I_{sp} und MSD-Limit siehe auch Abbildungen J.5 und J.6)

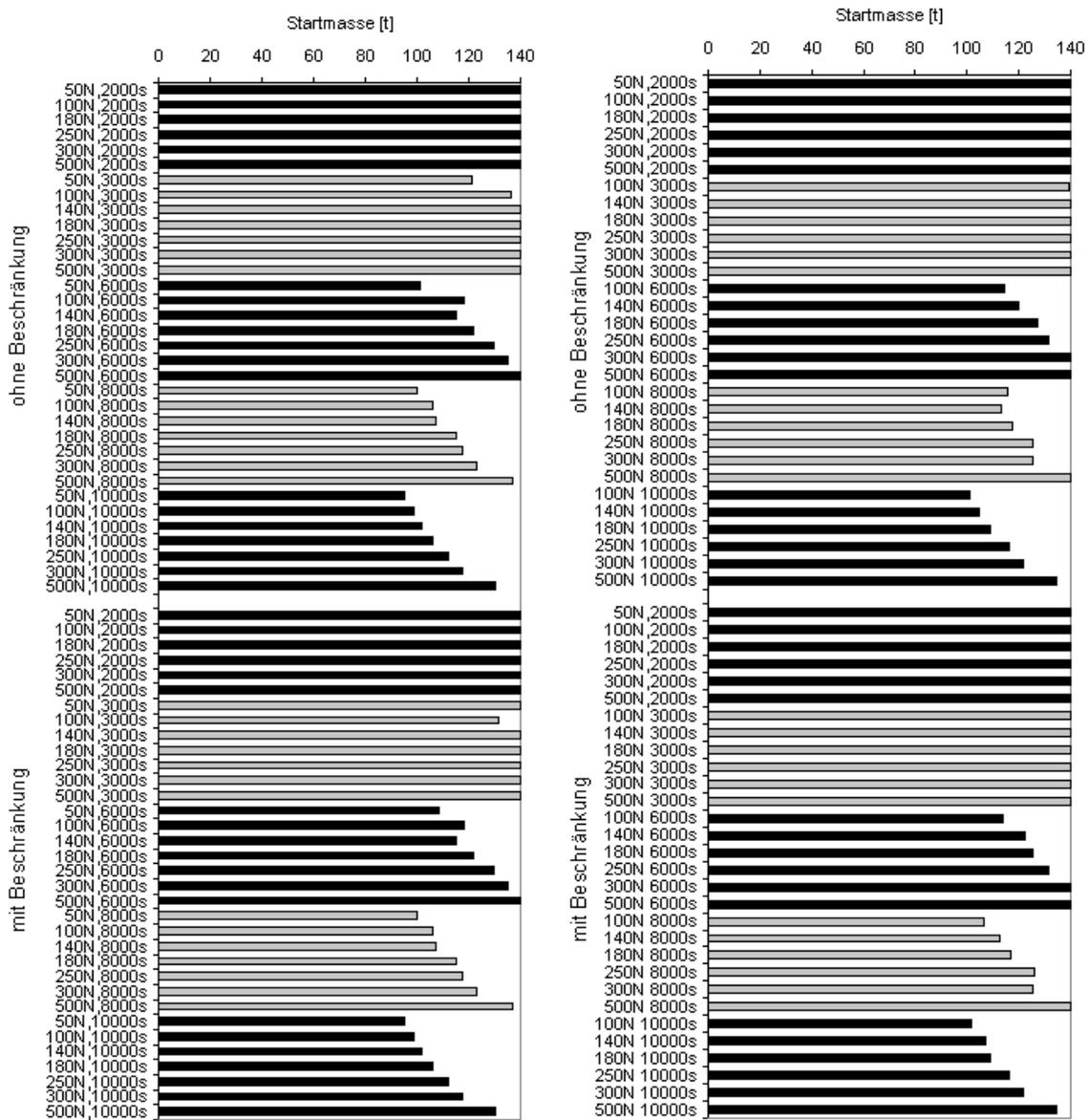


J.4.1: Typ A-A Rundreise-Mission



J.4.2: Typ A-B Rundreise-Mission

Abbildung J.4 Rundreise-Missionen für die Basiskonfiguration (100 N, 3000 s) und $v_{\infty}=9.5$ km/s



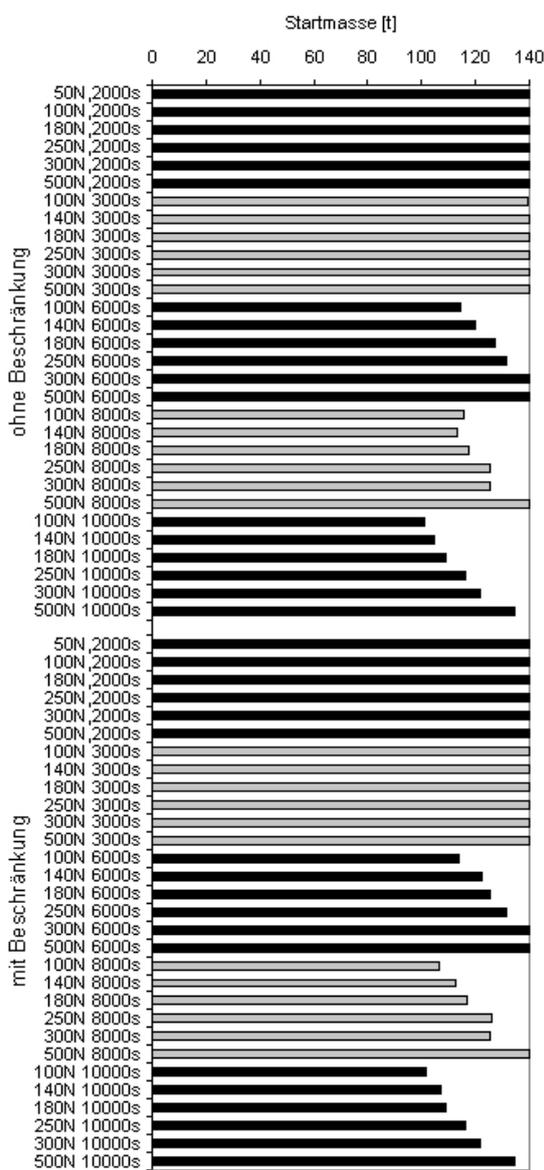
J.5.1: 30 Tage Aufenthalt

J.5.2: 60 Tage Aufenthalt

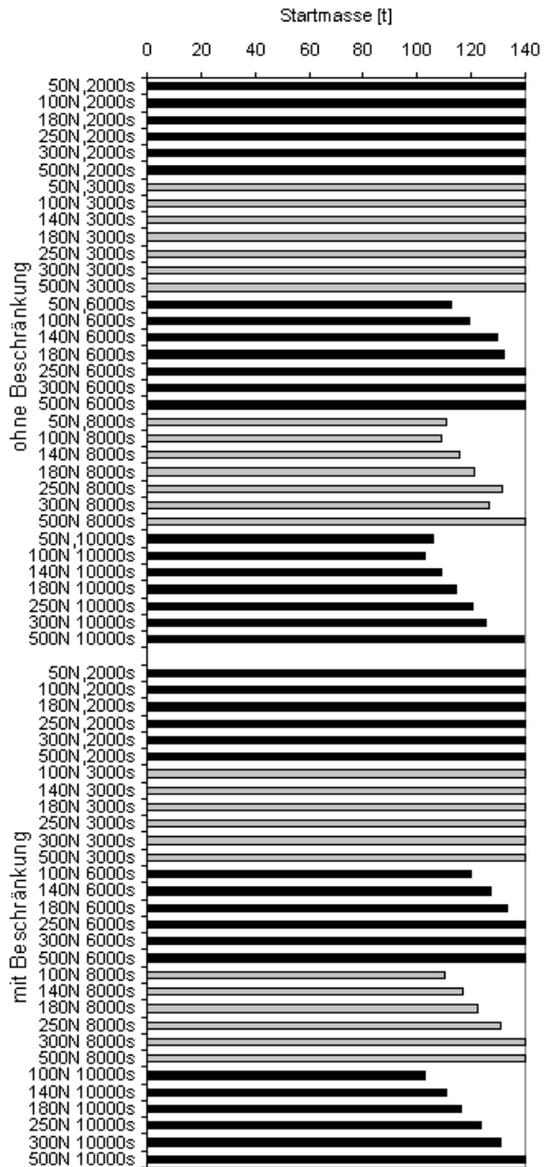
Abbildung J.5 Startmassen der Rückkehrfahrzeuge für unterschiedliche Antriebsparameter und unterschiedliche Aufenthaltszeiten am Mars (siehe auch Tabellen J.2 und J.3)

	H ₂ -TLT	H ₂ -EF-MPD-TW	Ar-EF-MPD-TW	214kW LiLFA	HCPA-TW	Xe-NASA457M
Zeit [Tage]	349	341	342	311	335	305
m_N [t]	99,2	99,2	99,2	99,2	99,2	99,2
m_{AS} [t]	0,60	0,88	0,63	0,69	1,54	1,29
m_{EVS} [t]	60,01	69,55	44,70	64,55	60,33	36,02
m_{Tr} [t]	23,80	34,39	35,99	15,16	14,66	22,52
m_{Tank} [t]	6,87	9,42	1,37	0,99	0,98	1,04
m_0 [t]	190,48	213,44	181,89	180,59	176,71	160,07

Tabelle J.4 Transitzeiten und Subsystemmassen des Basislagertransporters für unterschiedliche Antriebssystemmodelle bei $F_{max} \approx 100$ N in MJD 62925 unter Verwendung von Brayton Wandlern



J.6.1: 90 Tage Aufenthalt



J.6.2: 120 Tage Aufenthalt

Abbildung J.6 Startmassen der Rückkehrfahrzeuge für unterschiedliche Antriebsparameter und unterschiedliche Aufenthaltszeiten am Mars (siehe auch Tabellen J.2 und J.3)

	H ₂ -TLT	Ar-EF-MPD-TW	Xe-NASA457M
Zeit [Tage]	199	164	150
m_N [t]	129,87	136,56	122,76
m_{AS} [t]	0,60	0,63	1,29
m_{EVS} [t]	60,01	44,70	36,02
m_{Tr} [t]	71,15	122,18	45,35
m_{Tank} [t]	18,07	2,48	1,19
m_0 [t]	279,70	306,55	206,60

Tabelle J.5 Spiralisieren an der Erde für des Basislagertransporter für unterschiedliche Antriebsystemmodelle mit Brayton Wandlern

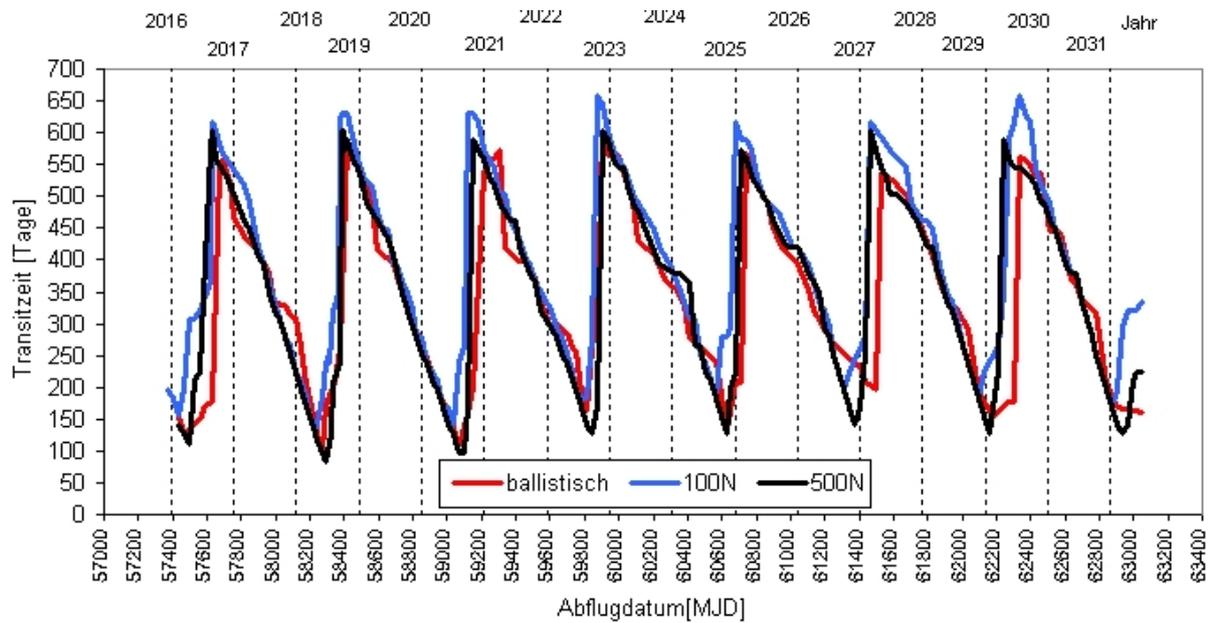


Abbildung J.7 Transitzeiten für Rückkehrbahnen mit impulsiven Antrieben im Vergleich mit kontinuierlichen Antrieben für $I_{sp}=3000$ s

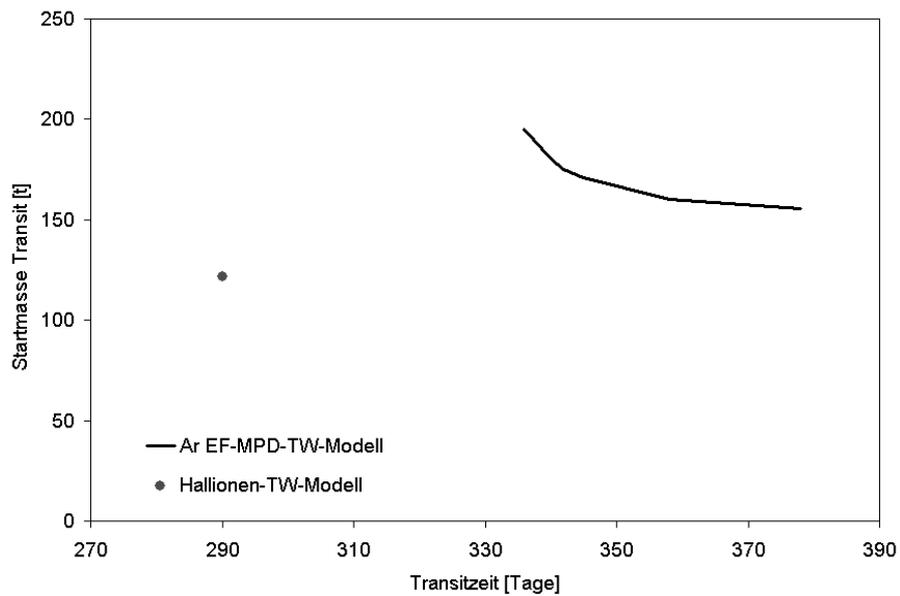


Abbildung J.8 Startmassen des Rückkehrfahrzeugs über den Transitzeiten für das Ar-EF-MPD-Modell mit $F_{max} \approx 100$ N unter Verwendung von Stretched-Lens-Array Wandlern

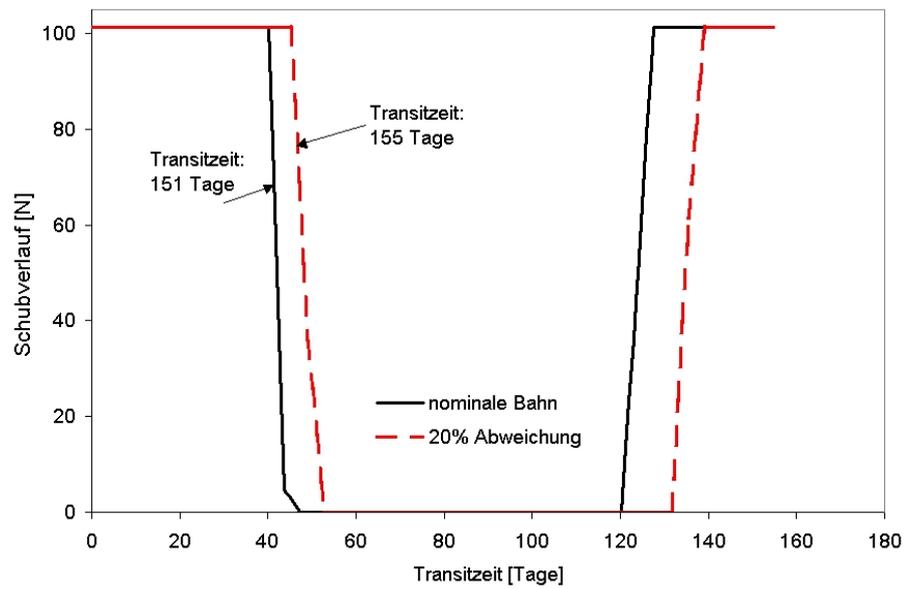


Abbildung J.9 Schubverlauf bei Abweichung von den nominalen Startbedingungen über Transitzeit für das bemannte Hinflugfahrzeug unter Verwendung des H_2 -TLT-Modells und Stretched-Lens-Array Wandlern in MJD 63690 (gleiche Startmasse)

K Weitere Missionskonzepte

K.1 Missionskonzept mit impulsiven Antrieben

Für das in Abschnitt 6.9 vorgestellte Szenario wurde im Rahmen dieser Arbeit eine Analyse mit impulsiven Antrieben durchgeführt, jedoch ohne die Verwendung eines Programm-Prinzips. Es werden aber ähnliche Subsysteme (z.B. Erdeintrittskapsel, Marsaufstiegsfahrzeug, wissenschaftliche Ausrüstung) verwendet, wie für das Konzept mit kontinuierlichen elektrischen Antrieben. Da ein Abbruch während des Hinflugs mit dieser Art von Antrieben aus Massegründen ausscheidet, wurde für das Design der Habitate und der Lebenserhaltungssysteme eine 350 Tage Auslegung verwendet. Die bemannten Fahrzeuge benötigen ca. 13 kW Leistung für das Lebenserhaltungssystem und die Habitatausstattung. Für den Leistungsbedarf der Nutzlasttransporter wurde im Rahmen dieser Arbeit der gleiche Wert angenommen. Bei Verwendung von 1,52 AE Stretched-Lens-Array Wandlern ergibt sich eine Gesamtmasse des Energieversorgungssystems von 1,3 t. Die Größe der Solarpaneele beträgt ca. 92 m². Die einzelnen Missionen sollen im gleichen Zeitraum stattfinden. Der Abflug der Nutzlasttransporter und des bemannten Hinflugfahrzeugs richtet sich auch in diesem Fall nach dem Rückkehrfahrzeug. Es wird angenommen, daß die impulsiven Antriebe nur eine Schubphase zum Einschub (Δv_1) aus den jeweiligen Abflugorbits in eine interplanetare ballistische Bahn verwenden. Ein optionales zweites Manöver (Δv_2) wird nur notwendig, wenn die Relativgeschwindigkeit am Ziel höher ist als die vorgegebenen Grenzwerte von 6 km/s am Mars und 9,5 km/s an der Erde und wenn der Einschub des Rückkehrfahrzeugs in den Parkorbit am Mars propulsiv durchgeführt werden muß. Der jeweils notwendige Antriebsbedarf zum Einschub, die Flugzeiten und die Flugbahnen (siehe Abbildungen K.1-K.2) wurden im Rahmen dieser Arbeit mit dem Programm InTrance berechnet. Es wurde hierbei der erforderliche Antriebsbedarf für die Nutzlasttransporter minimiert. Bei den bemannten Raumfahrzeugen wurde die Flugzeit und der Antriebsbedarf minimiert (Paretooptimum). Abbildung K.1.3 zeigt, daß aufgrund der ungünstigen Konstellation der Planeten auch für Konzepte mit impulsiven Antrieben die dritte Mission eine Typ B-B Rundreise-Mission ist. Es wurden drei impulsive Antriebskonzepte untersucht, nuklear-thermisch und chemisch mit LOX/LH₂ bzw. LOX/CH₄, und es wurden im Rahmen dieser Arbeit die folgenden Modelle verwendet:

- LOX/LH₂ System: $m_{AS} = 6 \text{ t}$, $I_{sp} = 460 \text{ s}$ und $k=0,04$, basierend auf dem SSME [91]
- LOX/CH₄ System: $m_{AS} = 6 \text{ t}$, $I_{sp} = 387 \text{ s}$ und $k=0,03$, basierend auf Daten von [50] und [87]
- Nuklear-thermisches System mit H₂: $m_{AS} = 10 \text{ t}$, $I_{sp} = 800 \text{ s}$ und $k=0,25$, basierend auf Daten von NERVA [50]

Die chemischen Hinflugfahrzeuge verwenden alle einen LOX/LH₂ Antrieb. Als Rückkehrfahrzeuge wurden im Rahmen dieser Untersuchungen sowohl als eigenständig ausgelegte Rückkehrfahrzeuge mit LOX/LH₂ und LOX/CH₄, die am Mars Aeromanöver zum Einfangen in den Parkorbit verwenden, sowie Fahrzeuge, die das Antriebssystem des ERV-Transporters wiederverwenden, betrachtet. In diesem Fall muß aus Sicherheitsgründen die Abbremsung am Mars und der Einschub des Rückkehrfahrzeugs in den Parkorbit propulsiv durchgeführt werden. Bei Verwendung von Aeromanövern muß in der Massenbilanz das Hitzeschild mit berücksichtigt werden, dessen Masse hierfür mit 15% der Aeromanöver-Vehikelmasse angenommen wurde. Die Ergebnisse sind in den Tabellen K.1-K.3 zusammengefaßt. Die Resultate verdeutlichen die schon mehrfach angesprochene Problematik. Der notwendige Antriebsbedarf für Kurzaufenthaltsoptionen ist

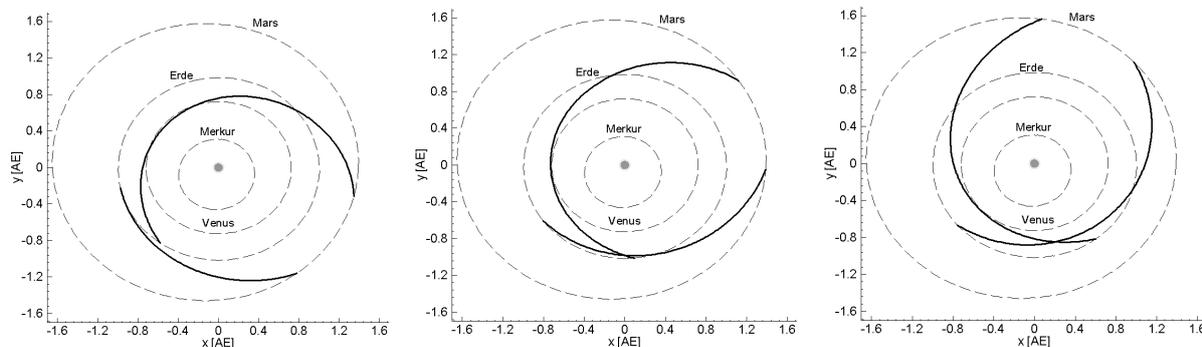
		Erste Mission		Zweite Mission		Dritte Mission	
		Δv_1 [m/s]	Δv_2 [m/s]	Δv_1 [m/s]	Δv_2 [m/s]	Δv_1 [m/s]	Δv_2 [m/s]
	BICV	3582	0	3582	0	4274	0
	POV	3786	1665	4823	1174	6517	380
Eigenständiges ERV	ERV	4905	1018	6272	1580	-	-
	ERVCV	3581	0	3890	0	-	-
Wiederverwendung des ERVCV Antriebs	ERV	4905	1018	6272	1580	8326	3833
	ERVCV	3581	2416	3890	1498	5808	2661

Tabelle K.1 Antriebsbedarf für die unterschiedlichen Raumfahrzeuge der Einzelmissionen

	Transferzeit [Tage]		
	Erste Mission	Zweite Mission	Dritte Mission
BICV	336	163	165
POV	132	150	186
ERV	208	208	194
ERVCV	302	258	240

Tabelle K.2 Transferzeiten für die unterschiedlichen Raumfahrzeuge der Einzelmissionen

nicht nur sehr hoch, sondern schwankt auch sehr stark von Einzelmission zu Einzelmission innerhalb des „Human Mars Exploration“-Programms, wie Tabelle K.1 zeigt. Dies führt ebenfalls zu sehr unterschiedlichen Massen der Raumfahrzeuge und im speziellen für das Rückkehrfahrzeug und den ERV-Transporter, wie Tabelle K.3 verdeutlicht. Für die erste Mission sind die Startmassen der Raumfahrzeuge aufgrund der besonders günstigen Konstellation in 2033 noch vergleichbar moderat, so daß eine solche Mission als Einzelmission unabhängig von einem „Human Mars Exploration“-Programm durchaus denkbar wäre, und dies sowohl für nuklear-thermisch als auch für chemisch angetriebene Raumfahrzeuge. Für die zweite Mission gleichen die Dimensionen Rückkehrfahrzeugs mit chemischem Antrieb schon denen der ISS, und der dazugehörige ERV-Transporter hat eine Masse, die zwischen 850 und 1200 t liegt. Bei nuklear-thermisch betriebenen Rückkehrfahrzeugen liegt die Masse bei ca. 200 t, und der dazugehörige ERV-Transporter besitzt eine Masse von ca. 500 t. In der dritten Mission werden zwar noch immer moderate Massen für das bemannte Hinflugfahrzeug und den Basislagertransporter erzielt, aber die Massen des Rückkehrfahrzeugs und des ERV-Transporters erreichen Werte von 500-900 t bzw. 2000-6500 t. Eine solche Mission ist nicht mehr praktikabel. Falls eine Mission in 2033 geplant ist, muß sie auch in diesem Zeitraum durchgeführt werden, da, wie die Ergebnisse der zweiten und dritten Mission zeigen,

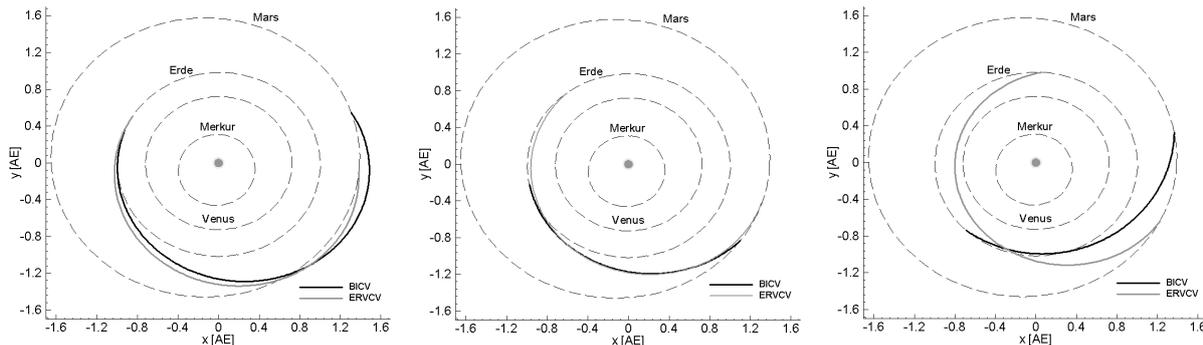


K.1.1: erste Mission

K.1.2: zweite Mission

K.1.3: dritte Mission

Abbildung K.1 Heliozentrische Flugbahnen für die bemannten Fahrzeuge



K.2.1: erste Mission

K.2.2: zweite Mission

K.2.3: dritte Mission

Abbildung K.2 Heliozentrische Flugbahnen für die Nutzlasttransporter

		Startmasse [t]					
		Erste Mission		Zweite Mission		Dritte Mission	
		Nuklear	Chemisch	Nuklear	Chemisch	Nuklear	Chemisch
	BICV	203,91	250,76	203,91	250,76	232,60	298,14
	POV	149,40	202,65	168,44	234,46	213,78	305,62
Eigenständiges LOX/CH4-ERV	ERV	228,93	228,93	403,92	403,92	-	-
	ERVCV	506,57	628,78	930,32	1181,92	-	-
Eigenständiges LOX/LH2-ERV	ERV	-	178,79	-	289,31	-	-
	ERVCV	-	494,77	-	851,76	-	-
Wiederverwendung des ERVCV Antriebs	ERV	134,76	-	198,81	-	507,26	872,42
	ERVCV	371,76	-	496,57	-	2292,33	6577,23

Tabelle K.3 Startmassen der unterschiedlichen Raumfahrzeuge der Einzelmissionen

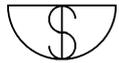
diese Mission mit den gleichen Raumfahrzeugdesigns in den darauffolgenden Jahren nicht mehr durchführbar ist. Die Erfahrung in der Raumfahrt zeigt aber immer wieder, daß mit Verzögerungen zu rechnen ist. Daher sind Kurzaufenthaltsoptionen mit impulsiven Antrieben auch unabhängig von einem Programm-Prinzip und unabhängig von einem „Human Mars Exploration“-Programm im Gegensatz zur Verwendung von kontinuierlichen Antrieben nicht praktikabel.

Randbemerkung zum Zusammenbau

Für den Zusammenbau wurde angenommen, daß die Crew im Transithabitat gestartet wird. Ein eigenständiger Start mit einem Crewtaxi fällt damit weg. Allerdings muß das Habitat dann immer als letztes Bauteil montiert werden. Wenn für den Zusammenbau Astronauten benötigt werden, dann müssen bei nuklear-thermisch betriebenen Raumschiffen aus Sicherheitsgründen eigenständige bemannte Starts durchgeführt werden, da die für den Zusammenbau notwendigen Astronauten nicht zusammen mit dem Nuklearreaktor in der Orbit gestartet werden sollten.

Curriculum Vitae

Tanja D. Schmidt
Töpferweg 5, 55595 Bockenau,
Deutschland
e-mail: tanjadschmidt@gmx.de



Angaben zur Person:

geboren am 30.05.1976 in Bad Kreuzach, Deutschland
Familienstand: ledig, keine Kinder

Ausbildung:

1986 – 1995	staatliches Gymnasium am Römerkastell, Bad Kreuznach, Deutschland
1995 – 2001	Studium der Luft- und Raumfahrttechnik, Universität Stuttgart, Deutschland
05/2001	Diplomabschluß : \varnothing 1,6
07/01-07/05	DLR, Köln, Deutschland Promotions-Studentin am Institut für Raumfahrtsysteme, Universität Stuttgart in Kooperation mit dem Institut für Raumsimulation des DLR in Köln Thema: „Bemannte Missionen zum Mars mit kontinuierlichen Antrieben“
seit 08/01	Lühmann Ingenieur AG, Buxtehude, Deutschland angestellt als Diplomingenieurin

Praktika und Workshops:

Herbst 1995	Grundpraktikum bei Firma KHS in Bad Kreuznach, Deutschland
03/96	Grundpraktikum bei Firma Allit in Bad Kreuznach, Deutschland
10/97 – 02/98	Fachpraktikum bei der Bosch GmbH in Rutesheim, Deutschland
10/97 – 02/98	Space Station Design Workshop 2000 am Institut für Raumfahrtsysteme, Uni Stuttgart, Deutschland

Auszeichnungen:

02/03	Verleihung des Amelia Earhart Fellowship Awards
-------	---

weitere Interessen und Tätigkeiten:

ehemaliges Mitglied der Fachschaft Luft-und Raumfahrttechnik
(Schülerbetreuung, Präsentationen und Infoveranstaltungen)
Ausbilder für Klarinette und Saxophon
Volleyball