

ENTWURF EINES MARS-LANDERS FÜR EINEN MIRCO MARS ROVER

J. Weise, Technische Universität Berlin,
Marchstr. 12, 10587 Berlin, Deutschland
Kontakt: Jana.Weise@ilr.tu-berlin.de

Zusammenfassung

Für die Erweiterung des Kenntnisstandes über den geologischen und atmosphärischen Aufbau des Mars, die Suche nach Leben oder auch die Vorbereitung einer menschlichen Besiedlung ist die Präsenz auf dem Planeten unerlässlich. Die Entwicklung eines kleinen und kompakten planetaren Landefahrzeugs bietet eine kosteneffiziente Möglichkeit, durch in-situ Experimente den bereits vorhandenen Wissensstand auszubauen und neue Möglichkeiten für die Erforschung des Planeten aufzuzeigen. Der konzeptionelle Entwurf eines entsprechenden Mars-Landers ist Thema der vorliegenden Diplomarbeit. Hauptaufgabe des Landers soll in erster Linie der Transport sowie das sichere Aussetzen eines vorgegebenen Micro Mars Rovers zur Erforschung des Planeten sein. Unter Einbindung der Rovereckdaten und dessen Schnittstellen zum Lander gilt es ein Raumfahrzeug zu entwerfen, welches den Ansprüchen an Massereduktion bei gleichzeitiger Leistungsoptimierung entspricht. Nach einer ersten Definition der Zielsetzungen und Aufgabengebiete für die Landermannschaft sowie der Auswahl geeigneter wissenschaftlich-experimenteller Nutzlasten folgt der Entwurf des Missionsablaufs – sowohl auf funktioneller als auch zeitlicher Ebene.

1. EINLEITUNG

Als eine der Begleiterscheinungen des Kalten Krieges zwischen den USA und der UdSSR gilt der Wettkampf um die Eroberung und Erforschung des Planetensystems. Neben dem Mond rückte so auch Anfang der 60er Jahre der Mars immer weiter ins Blickfeld der Menschen. Über die Jahre hinweg entwickelte sich der Charakter der Marsmissionen von der bloßen Demonstration technischer Überlegenheit der beteiligten Nationen hin zur heutigen, vom Wissensdurst getriebenen wissenschaftlichen Erforschung des Planeten. Das stetig wachsende Interesse liegt u.a. in den geologischen und atmosphärischen Eigenschaften des Planeten begründet. Forscher erhoffen sich durch verbesserte Kenntnisse bezüglich des planetaren Aufbaus Rückschlüsse auf die Entstehung des Sonnensystems und der Erde ziehen zu können. Ein anderer Aspekt, welcher immer wieder als Beweggrund für die Planung neuer Missionen genannt wird, ist die Hoffnung, bei der Suche nach Spuren von Leben auf dem Mars fündig zu werden. Durch die vielfältigen und umfangreichen Informationen und Kenntnisse, welche im Zuge vergangener Forschungsmissionen zusammengetragen wurden, erhält diese Hoffnung kontinuierlich neuen Nährboden.

2. MISSIONSZIELE

Der Mars zieht das menschliche Interesse aus den verschiedensten Gründen auf sich. Einer der interessantesten ist sicherlich die Option einer möglichen Besiedlung in naher Zukunft. Bevor dieses Vorhaben jedoch realisiert werden kann, ist es nötig, die Kenntnisse über den Nachbarplaneten zu erweitern. Zu diesem Zweck wurden und werden zahlreiche Forschungsmissionen mit den unterschiedlichsten wissenschaftlichen Absichten initiiert. Primäres Ziel des hier vorgestellten Mars-Landers (MarLa) ist die Demonstration der Realisierbarkeit eines sicheren

Transports zum Mars sowie das Aussetzen eines Kleinstfahrzeugs (Rover) auf der Oberfläche, welches mit einer Vielzahl unterschiedlichster wissenschaftlicher Instrumente ausgestattet ist. Des Weiteren zählen zu den technischen Zielen des Landers:

- Aufbau einer Kommunikationsverbindung zw. Mars und Erde
- Ermöglichen und Unterstützen des Rover-einsatzes

Die wissenschaftlichen Ziele der Mission können wie folgt definiert werden:

- Erweiterung der Erkenntnisse über den Mars bezüglich seiner Topographie, Geomorphologie und Atmosphäre
- Suche nach biologischen Spuren und somit nach vergangenem und gegenwärtigem Leben auf dem Mars
- Ausmachen von möglichen Gefahren für den Menschen mit Blick auf zukünftige bemannte Marsmissionen

3. WISSENSCHAFTLICHE NUTZLAST

3.1. Micro Mars Rover

Essentiell für die Suche nach Leben auf dem Mars ist der an Bord des MarLa mitgeführte Mirco Mars Rover (MMR). Er verfügt über einen Fortbewegungsmechanismus, welcher es ihm erlaubt sich in einem Umkreis von 100 m vom MarLa zu bewegen. Dadurch ist es möglich, Bodenproben bezüglich ihres Aufbaus und ihrer chemischen und mineralogischen Zusammensetzung an unterschiedlichen Standort zu analysieren. Die hierfür mitgeführten Instrumente sind in einem Exobiologischen Instrumentenpaket (EIP) zusammengefasst und umfassen:

- Close-Up Imager
- Raman Spektroskop
- Mössbauer Spektrometer
- Supporting Device

Mit Abmaßen von 310 x 366 x 501 mm und einer maximalen Masse von 15 kg entspricht der MMR dem Anspruch an eine geringe Größe und Massenoptimierung, welche durch große Kompaktheit aller Komponenten erreicht wurde. Die Mindestlebensdauer der MMR beträgt 16 Sol [14].

3.2. Umweltsensoren-Paket - EMP

Neben der Funktion als Transportsystem für den MMR ist es durchaus sinnvoll, die Kapazitäten des Landers auch nach der Landung durch die Ausführung wissenschaftlicher Experimente und lokaler Messungen an Bord zu nutzen. Das mitgeführte Umweltsensoren-Paket (EMP, Environmental Measurement Package) ist Bestandteil des MarLa und wird zur Analyse der marsianischen Atmosphäre herangezogen. Es beinhaltet die folgenden Instrumente:

- Geigerzähler
- Strahlungsdosissensor
- UV-Sensor
- Temperatursensor
- Drucksensor
- Staubsensor

Die mit Hilfe dieser Sensoren¹ erzeugten Informationen und Daten über Temperatur, Druck, Windgeschwindigkeit und Staubaufkommen dienen der Modellierung der Marsatmosphäre. Ferner wird die Auswertung auftretender Strahlung möglich, um daraus Aussagen über Gefahren für den menschlichen Organismus ableiten zu können.

3.3. Kamerasysteme

Für die angestrebte Kartographie der Marslandschaft, welche wichtiger Bestandteil für die Erweiterung der allgemeinen Kenntnis über Aufbau und Entstehung des Planeten ist, dienen zwei auf dem MarLa installierte Kamerasysteme.

- Descent-Kamera MARDI
- Panoramakamera PanCam

Während die Descent-Kamera² Aufnahmen von der Oberfläche kurz vor der Landung der Kapsel macht, wird die 360°-Panoramakamera³ zur Untersuchung der Topographie der Umgebung eingesetzt. Neben dem Ablichten der Landschaft zur Erstellung einer präzisen Marskarte werden die Bilder zudem als Navigationshilfe für den mitgeführten MMR verwendet.

3.4. Seismograph

Die Geomorphologie untersucht u.a. die formbildenden Prozesse der Planetenoberfläche. Als ein maßgeblich an der geologischen Entwicklung eines Planeten beteiligter

Prozess kann das Auftreten von Erdbebenaktivitäten betrachtet werden. Infolgedessen bezieht sich das Interesse bei der Erforschung des Mars auch auf die hier stattfindenden Prozesse im Planeteninnern, weshalb ein für den NetLander (NL) konzipierter Seismograph [35] die vom MarLa mitgeführten wissenschaftlichen Instrumente komplettiert. Die Erforschung der seismischen Aktivitäten gehörte schon in der Vergangenheit zur Zielsetzung einiger Marsmissionen, wie etwa der Viking-Lander und der Mars-96-Mission (fehlgeschlagen).

3.5. Datenvolumen

Das durch den Betrieb der Nutzlasten und Sensoren des MarLa täglich zu erwartende Datenvolumen ergibt sich gemäß Tab. 1.

Instrument	Anzahl	Bilder/Sol	Datenvolumen [Mbit/Sol]
MMR	1		60
Umweltsensoren			0,863
Panoramakamera	1	48 Bilder	40
Seismograph	1		2,7
Gesamtdatenvolumen			103,56
einmalig während EDL			
Descent Kamera	1	30 Bilder	98,36
Sensoren	2		3,5

TAB 1. Erwartetes Datenvolumen pro Sol

Durch den Betrieb einiger Sensoren während der atmosphärischen Eintrittsphase (Entry-Descent-Landing, EDL) ergibt sich ein Datenvolumen von 101,86 Mbit. Diese Daten werden im MarLa zwischengespeichert und während des nächsten Funkkontakte an einem Relaisorbiter übertragen. Die während der Mission anfallende Datenmenge von 103,56 Mbit/Sol soll vollständig innerhalb eines Tages zum Orbiter übertragen werden.

4. MISSIONSUMSETZUNG

4.1. Interplanetarer Flug

Ein Startfenster für den Flug zum Mars ergibt sich etwa alle 26 Monate. Innerhalb dieser Zeit beträgt die aufzubringende Abfluggeschwindigkeit weniger als 5 km/s. An den restlichen Tagen zwischen den Fenstern erhöht sich der Aufwand auf bis zu 30 km/s. Die nächsten Startgelegenheiten zum Mars bestehen in den Jahren 2009, 2011 und 2013. Pillinger [37] nennt energetisch günstigsten Transferdaten für diese Jahre (Tab. 2).

Erde-Mars	Start	Dauer [d]	Ankunft
2009	14. Okt 2009	324	02. Sep 2010
2011	10. Nov 2011	306	11. Sep 2012
2013/14	7. Dez 2013	294	27. Sep 2014

TAB 2. Transfermöglichkeiten Erde - Mars [37]

Bei der Wahl der Flugdaten ist zu beachten, dass das gewünschte Landedatum nicht unmittelbar in den Zeitraum der saisonalen Staubstürme fällt, um eine direkte Gefährdung der Mission zu vermeiden. Nach Pillinger dauert die Sturmsaison für den favorisierten Transferzeitraum 2011/12 etwa von Mitte November 2012 bis Mitte April des Folgejahres. Um dem MarLa und den

¹ Sensoren des Beagle 2-Landers (B2L) (ohne Geiger)

² zum Einsatz im Mars Polar Lander und Mars Phoenix

³ konzipiert für NetLander

Experimenten an Bord eine längere Missionsdauer bis zum Einsetzen der Stürme zu ermöglichen, soll ein beschleunigter Transfer angestrebt werden, auch wenn dies einen erhöhten Energiebedarf zur Folge hat. Es werden die folgenden Daten als Reisezeitpunkt für die Landemission festgelegt:

Start	Reisedauer [Tage]	Ankunft
11. Nov 2011	276	13. Aug 2012

TAB 3. Transferdaten für den MarLa

Bis zum Einsetzen der Staubstürme ergibt sich folglich eine Missionsdauer des MarLa von 90 Sols.

Für den Transfer von Erde zum Mars soll ein Orbiter als Transportfahrzeug für den MarLa fungieren und alle nötigen Bahnmanöver durchführen. Die Flugbahn des Orbiters soll ihn direkt auf einen Kollisionskurs zum Mars führen. Bei der interplanetaren Reise von Erde zu Mars handelt es sich um eine Typ II-Trajektorie. Die ermittelten Transferparameter für den interplanetaren Flug sind in Tab. 4 dargestellt.

Parameter	Einheit	Wert
Transferdauer	[Tage]	276
überstrichene wahre Anomalie	[°]	190,92
Transferellipse	Exzentrizität	0,214
	gr. Halbachse	[km] 188548810,1
C3 _{Erde}	[km ² /s ²]	10,215
hyp. Exzessgeschw. Erde	[km/s]	3,196
C3 _{Mars}	[km ² /s ²]	8,845
hyp. Exzessgeschw. Mars	[km/s]	2,974
Gesamtantriebsbedarf	[km/s]	6,17

TAB 4. ermittelte Transferparameter

Im angegebenen Gesamtantriebsbedarf sind keine Anteile für eventuelle Bahn- und Lageregelungskorrekturen des Orbiters enthalten.

4.2. Landeplatz

Der Landeplatz des MarLa liegt inmitten der Elysium-Region, welche auf der nördlichen Hemisphäre des Mars zu finden ist. Die Entscheidung für die Elysium Planitia-Ebene, dargestellt in Abb. 1, wurde einerseits begünstigt durch geeignete topographische Landebedingungen wie etwa flache Oberflächenstruktur und geringe Felsvorkommen. Zum anderen ließ die Auswertung von Aufnahmen der HRSC (High Resolution Stereo Camera)-Kamera des MEX-Orbiters vom Januar 2004 [45] die Wahl aus wissenschaftlicher Sicht als geeignet erscheinen. Die Bilder lassen vermuten, einen staubbedeckten, gefrorenen See in der Elysium Planitia entdeckt zu haben. Das Zentrum des Sees befindet sich bei 5° N 150° O, welche als Landekoordinaten für den MarLa adaptiert werden sollen.

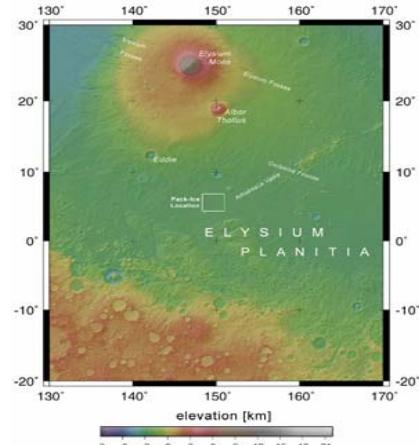


BILD 1. Karte der Elysium Planitia-Region [46]

Eine weitere interessante Entdeckung durch MEX bestärkt die getroffene Wahl des Landeplatzes nochmals: Mithilfe des Fourier-Spektrometers an Bord des Orbiters konnte eine erhöhte Methankonzentration in der Atmosphäre über Elysium Planitia nachgewiesen werden [46]. Sollten die Entstehungsprozesse ähnlich denen auf der Erde ablaufen, wo Methan meist einen biologischen Ursprung hat, so könnte dies ein Indiz für Leben auf dem Mars sein.

4.3. Atmosphäreneintritt

4.3.1. Randbedingungen des Eintritts

Einige Tage bevor MarLa in die Marsatmosphäre eintreten soll, ändert der Orbiter seine Ausrichtung, sodass MarLa direkt mit der vorgesehenen Eintrittsbahn und Landeposition korrespondiert. Die präzise Ausrichtung des Landers entscheidet maßgeblich über den Erfolg des Eintritts. Ein zu kleiner Eintrittswinkel kann zum Abprallen des Landers von der Atmosphäre (Skipping) führen. Bei großen Winkeln und folglich zu hohen Eintrittsgeschwindigkeiten besteht die Gefahr des Verglühens. Nach der Trennung vom Orbiter tritt MarLa aus der hyperbolischen Ankunftsbaahn heraus in die Atmosphäre ein (direct-entry). Beim Trennungsprozess wird der Lander geringfügig beschleunigt und in eine Drehbewegung um seine Hauptachse versetzt, wodurch die Bewegungen während des Fluges bis zur Landung passiv stabilisiert werden. Für den direct-entry ergeben sich die in Tab. 5 zusammengestellten Eintrittsbedingungen.

Parameter	Einheit	Wert
Ankunftshyperbel		
hyp. Exzessgeschw. Erde	[km/s]	3,196
Exzentrizität der Ankunftshyperbel	[-]	1,712
Halbachse der Hyperbel	[km]	4841,856
wahre Anomalie bei Eintritt	[°]	345,076
Eintrittsparameter		
Eintrittshöhe	[km]	125
Eintrittsgeschwindigkeit	[km/s]	5,759
Eintrittswinkel	[°]	9,432

TAB 5. Eintrittsparameter

4.3.2. Aerodynamische Abbremsung

Während des EDL kommt es zur Verzögerung der Eintrittskapsel unter Ausnutzung des atmosphärischen Widerstands. Im späteren Verlauf des Eintritts sollen Fallschirme die Sinkgeschwindigkeit weiter verringern, bis ein Geschwindigkeitswert erreicht ist, welcher eine sichere und weiche Landung unter Zuhilfenahme von Landekissen erlaubt. Die Ermittlung der Flugbahn während des EDL basiert auf den folgenden Annahmen:

- ballistischer Eintritt, d.h. Auftrieb wird vernachlässigt ($L/D = 0$)
- Anstellwinkel α der Kapsel ist über gesamte Flugdauer gleich Null
- Widerstandsbeiwert der Kapsel $C_w = 1,61$
- Eintrittskapsel ist symmetrisch entlang der Hauptachse
- Masse des MarLa bei Eintritt: 150 kg
- Schulterdurchmesser der Kapsel: 1,23 m

Die Flugbahn eines Körpers beim ballistischen Atmosphäreneintritt lässt sich folglich unter Verwendung dreier Bewegungsgleichungen beschreiben [43]. Gleichung 1 bis 3 stellen hierbei die Differenzialgleichungen für die Fluggeschwindigkeit v , die Flughöhe h sowie den Flugbahnwinkel γ dar.

$$(1) \frac{dv}{dt} = g \cdot \sin \gamma - \frac{D}{m} = g \cdot \sin \gamma - \frac{1}{2} \frac{\rho \cdot v^2}{\beta}$$

$$(2) \frac{dh}{dt} = -v \cdot \sin \gamma$$

$$(3) \frac{d\gamma}{dt} = \left[\frac{g}{v} - \frac{v}{r} \right] \cos \gamma$$

Der Luftwiderstand D ist gemäß Gleichung 4 definiert.

$$(4) D = \frac{1}{2} \rho \cdot v^2 \cdot A \cdot C_w$$

Es ist zu beachten dass sowohl Schwerbeschleunigung g als auch Dichte ρ höhenabhängig sind. Bei dem gegebenen Anfangsgewicht und der Referenzfläche der Eintrittskapsel A , welche als stumpfer 140°-Kegel ausgelegt ist, ergibt sich somit für den MarLa ein ballistischer Koeffizient von $\beta = 77,64 \text{ kg/m}^2$. Mit der Fallschirmöffnung kommt es zu einer Änderung der gesamten Flugcharakteristik aufgrund der nun mit einzubeziehenden Widerstandsanteilen der Schirme. Für die Aufstellung der erweiterten Bewegungsgleichungen werden die folgenden Annahmen gemacht:

- 1) Die Lage des Landers und des Fallschirms zueinander ist während des Fluges unverändert
- 2) Es soll keine Relativgeschwindigkeit zwischen den beiden Systemen bestehen

Dementsprechend muss die Bewegungsgleichung der Eintrittskapsel angepasst werden.

$$(5) \frac{dv}{dt} = g \cdot \sin \gamma - \frac{\rho}{2} v^2 \cdot \frac{(C_{w,L} \cdot A_L + C_{w,P} \cdot A_P)}{m}$$

Neben der Beeinflussung der Bahnpараметer aufgrund der Bremsfallschirme muss zudem die Änderung der Systemmasse aufgrund des Abwurfs von Hilfsfallschirm, Front Shield (FS) und Back Cover (BC) berücksichtigt

werden. Es werden die folgenden vereinfachenden Annahmen getroffen:

- 1) Der Massenverluste des ablativen Hitzeschutzhildes (TPS) während des ELD ist vernachlässigbar
- 2) Die Zeit bis zur vollständigen Öffnung eines Fallschirms ist unendlich klein, wodurch eine sofortige Änderung der Systembewegungen angenommen werden kann

Die folgende Abbildung gibt graphisch den Verlauf des Abstiegs für Geschwindigkeit und Beschleunigung wieder.

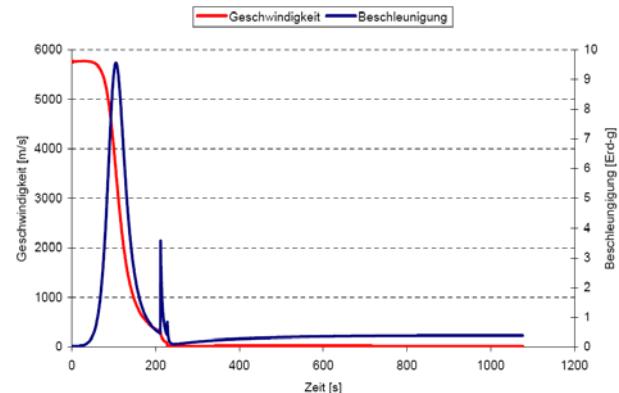


BILD 2. Geschwindigkeit und Beschleunigung vs. Zeit

Deutlich zu erkennen in Abb. 2 ist der Beschleunigungsanstieg zum Zeitpunkt der Fallschirmöffnung bei $t = 211 \text{ s}$ und $t = 227 \text{ s}$ sowie die damit verbundenen plötzlichen Geschwindigkeitsverluste aufgrund der starken Abbremsung. Abb. 3 veranschaulicht die Entwicklung des Flugbahnwinkels. Erkennbar ist die vollzogene Drehung der Eintrittskapsel sobald der Schwebeflug unter dem Hilfsfallschirm einsetzt ($t = 211 \text{ s}$). Von diesem Zeitpunkt an erhöht sich der Flugwinkel, wodurch der MarLa zum Ende des EDL nahezu senkrecht (bezogen auf Haupt- und Drehachse) zum Marsboden aufsetzen kann.

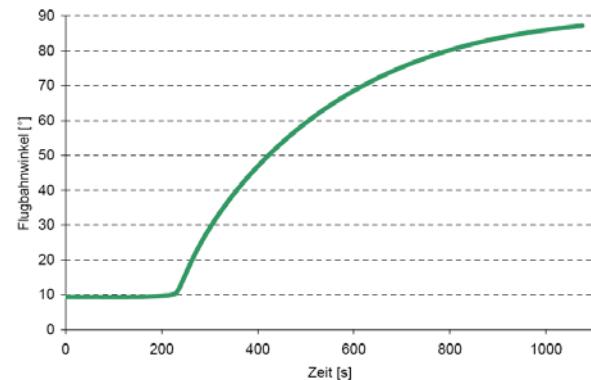


BILD 3. Flugbahnwinkel-Zeit-Verlauf

4.3.3. Aerodynamische Aufheizung

Während des EDL kommt es zur Erzeugung von Wärme aufgrund von Reibung. Es wird gefordert, dass die entstehende Wärmeenergie in der Strömung verbleibt und nur geringfügig auf die Eintrittskapsel übertragen wird, um die Einhaltung der Temperaturgrenzen der Systeme zu gewährleisten. Aussagekräftige Angaben für eine erste Abschätzung der aerodynamischen Aufheizung können

mittels einiger Annahmen erzeugt werden.

- 1) Die Eigenwärme des MarLa ist gegenüber der kinetischen Energie der Strömung vernachlässigbar
- 2) Die vom Flugkörper abgestrahlte Wärme ist klein gegenüber der durch aerodynamische Aufheizung entstehenden Wärme

Für die Ermittlung des konvektiven Wärmestroms Q_{KONV} im Staupunkt kann die Sutton-Graves-Beziehung [53] für Wärmeleitung herangezogen werden. Es gilt:

$$(6) \quad \dot{q}_{konv} = k \cdot \sqrt{\frac{\rho}{R_N}} \cdot v^3$$

Die Konstante k ist eine Funktion der atmosphärischen Zusammensetzung. Die äußerste Schicht des Flugkörpers wird als ideale Isolation betrachtet, d.h. sie ist undurchlässig für jegliche Wärme. Folglich wird an der Außenhaut die höchste Temperatur vorliegen. Diese steigt solange an, bis die der Haut zugeführten Wärmemenge gleich der abgestrahlten ist. Mithilfe des Stefan-Boltzmann-Gesetzes kann die vorherrschende Temperatur T_{SP} am Punkt der größten Hitzeentwicklung, dem Staupunkt, gemäß Gleichung 7 ermittelt werden.

$$(7) \quad T_{SP} = \sqrt[4]{\frac{\dot{q}_{konv}}{\epsilon \cdot \sigma}}$$

Durch Integration von Q_{KONV} entlang der Flugbahn ergibt sich die konvektive Gesamtwärmebelastung in J/m^2 . Abb. 4 zeigt den Verlauf des Wärmestroms sowie den Gesamtwärmeffuss im Staupunkt für den MarLa.

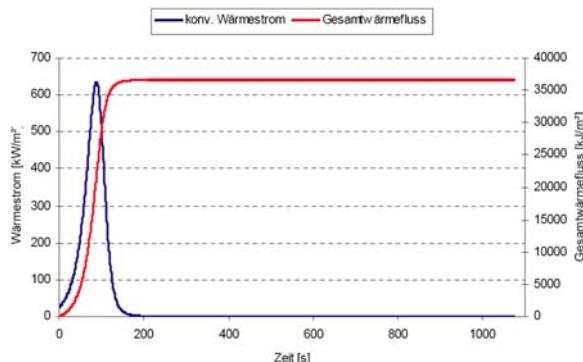


BILD 4. Wärmestrom und Gesamtwärmeffuss im Staupunkt

Tab. 6 stellt noch einmal die Maximalwerte der thermischen Belastung während des Eintritts zusammen.

Maximale Belastungswerte		
Wärmestrom	[kW/m ²]	635,135
Staupunktttemperatur	[K]	2000,03
dynamischer Druck	[N/m ²]	7277,97
Gesamtwärmelast	[kJ/m ²]	36617,99
Beschleunigung	[m/s ²]	9,556

TAB 6. Maximale thermische Belastungswerte

Die ermittelten Kenngrößen der aerodynamischen Aufheizung sind von großer Bedeutung für die Auslegung eines entsprechenden TPS.

4.3.4. Eintrittssequenz

Die Sequenz des EDL lässt sich in drei Phasen aufteilen:

- Eintritt in Atmosphäre und Abbremsung durch Luftwiderstand
- Verzögerung durch Hilfssysteme (Fallschirme)
- weiche Landung mithilfe von Landekissen

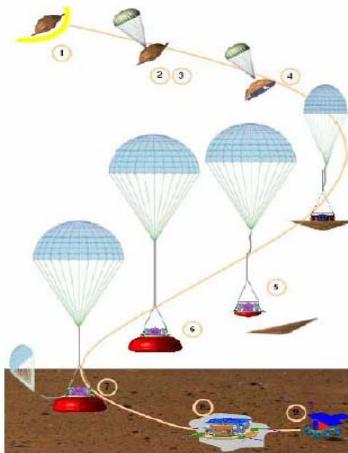


BILD 5. Wiedereintritts- und Landeszenario

Nach der Landung besitzt der MarLa eine Restmasse von 104 kg. Die Zusammenfassung der zeitlichen Abfolge der Ereignisse ist in Tab. 7 dargestellt.

Ereignis	Zeit	Höhe	Geschw.
Eintritt	$t_0 = 0$ s	125 km	5758,98 m/s
max. Staupunkt-temperatur	$t_0 - 88$ s	43,78 km	4931,78 m/s
Öffnung Hilfsfallschirm	$t_0 - 211$ s	11,8 km	316,72 m/s
Abwurf Back Cover + Schirm	$t_0 - 226$ s	11,35 km	90,24 m/s
Öffnung Hauptfallschirm	$t_0 - 227$ s	11,35 km	90,24 m/s
Abwurf Front Shield + TPS	$t_0 - 247$ s	11,27 km	11,53 m/s
Radaraktivierung	$t_0 - 16,05$ min	1,5 km	13,89 m/s
Füllen der Airbags	$t_0 - 17,75$ min	131,8 m	13,08 m/s
Landung	$t_0 - 17,91$ min	0	13 m/s

TAB 7. Übersicht der Eintrittsereignisse

Die zeitliche Kalkulation des Eintritts ist idealerweise so zu wählen, dass die Landung über einem von der Sonne beleuchteten Landegebiet stattfinden kann. Nach der erfolgreichen Landung klappen die Solarpaneele des MarLa auf und der Rover verlässt den Lander. Mit dem Ausklappen der Arrays beginnt der Prozess zum Wiederaufladen der Batterien.

5. EDL-SYSTEMKOMPONENTEN

Um seine Missionsziele erfüllen zu können, muss der MarLa den EDL unbeschadet überstehen. Die Realisierung dieser Anforderung kann nur durch eine beanspruchungsgerechte Auslegung der Eintrittskapsel im thermischen und strukturellen Sinne sowie die Ausstattung des Landers mit geeigneten Brems- und Landesystemen

gewährleistet werden. Fallschirme erzeugen die nötige Verzögerung während des EDL. Während des Abstiegs in der Atmosphäre des Mars tritt ein GGW-zustand ein, bei dem die Widerstandskraft des Fallschirms der Gewichtskraft des gesamten Fahrzeugs entspricht. Zu diesem Zeitpunkt gilt:

$$(8) \quad m \cdot g = \frac{\rho}{2} \cdot v_D^2 \cdot C_{W,P} \cdot A_P$$

Aus Gleichung 8 lässt sich erkennen, dass die Bestimmung der Fallschirmgröße abhängig von den Zustandsgrößen des Fahrzeugs ist, d.h. die Größe der Schirmkappe ist eine Funktion der Landermasse m sowie der angestrebten Sinkgeschwindigkeit v_D . Das für das MarLa-Konzept ausgewählte Fallschirmsystem besteht aus zwei Einzelsystemen: einem kleineren Hilfsfallschirm und einem großen Hauptfallschirm. Die Wahl der Schirmarten orientiert sich an den bereits bei früheren Marsmissionen genutzten Typen. Beide Fallschirme sind hintereinander im BC der Eintrittskapsel verstaut und werden nacheinander ausgelöst.

Der Hilfsfallschirm wird genutzt, um eine erste Verzögerung im supersonischen Geschwindigkeitsbereich zu erreichen. Des Weiteren leitet er den Auswurf und die Streckung des Hauptschirms ein. Wie zuvor schon für die Viking-Mission und den MPF [50] soll ein Disk-Gap-Band (DGB)-Fallschirm als Hilfsfallschirm zum Einsatz kommen. Bei einem C_w -Wert von 0,67 beträgt der nominelle Durchmesser des MarLa-Schirms ca. 6,00 m.



BILD 6. DGB-Hilfsfallschirm [50] des MarLa

Mithilfe von Beschleunigungsmessern wird die Geschwindigkeit als Indikator für den Auswurf des DGB ermittelt. Etwa 211 s nach Eintritt in die Atmosphäre öffnet sich der Schirm in einer Höhe von 11,8 km und bei einer Geschwindigkeit von 316,72 m/s ($M = 1,4$). Der Auswurf des Schirms erfolgt durch einen pyrotechnischen Mörser und bleibt danach weiterhin mit dem Aufbewahrungsbehälter des Hauptschirms verbunden. In einer Höhe von 11,35 km und einer subsonischen Geschwindigkeit von $M = 0,4$ wird das BC mitsamt des DGB von der Kapsel abgesprengt, wodurch der Hauptschirm herausgezogen wird. Verwendung findet ein Ringsail (RS)-Fallschirm (vgl. Abb. 7). Diese Schirmart weist im Vergleich zum DGB eine erhöhte Widerstandswirkung sowie verbesserte Stabilitätseigenschaften auf. Der C_w -Wert soll mit 0,92 angegeben werden [65].



BILD 7. MarLa- Hauptfallschirm: Ringsail [60]

Der nominelle Durchmesser des MarLa-RS beträgt ca. 18,85 m. Die für den Hauptfallschirm angestrebte Sinkgeschwindigkeit sollte relativ gering sein und bei Werten zwischen 13-15 m/s liegen. Dies entspricht der Geschwindigkeit, mit welcher der MarLa auf der Marsoberfläche aufschlägen wird. Tab. 8 gibt einen Überblick über die Parametervariation während des Eintretts.

Zeit [s]	Ereignis	Masse [kg]	Fläche [m^2]	C_w
t_0	Eintritt	150	1,2	1,61
$t_0 - 211$	Öffnung Hilfschirm	150	28,3	0,67
$t_0 - 227$	Öffnung Hauptschirm + Abwurf BC / Schirm	133,85	278,95	0,92
$t_0 - 247$	Abwurf FS /TPS	117,66	278,95	0,92

TAB 8. Übersicht der Parametervariation während des Eintretts

Für die Bewerkstelligung einer sicheren Landung des MarLa wird, zugunsten einer massereduzierten Auslegung von Triebwerken abgesehen. Auch unkontrollierte Sprungbewegungen durch Airbags sind unerwünscht. In Anlehnung an das ExoMars-Konzept [37] soll daher die Landung des MarLa unter Verwendung von Landekissen geschehen, wofür diese unterhalb des Landerkörpers angebracht sind. Etwa zehn Sekunden vor Bodenkontakt und in einer Höhe von 131,8 m (bestimmt durch ein mitgeführtes Altimeter) werden die Kissen aufgeblasen und bilden eine Art Puffer, welcher den Landestöß des Fahrzeugs abbremst. Die kinetische Energie des MarLa wird hierbei durch die Kissen aufgenommen. Durch ein Entweichen des Füllgases wird der Landestöß gedämpft, wodurch ein unkontrolliertes Springen und Zurückfedern vom Boden ausgeschlossen ist.

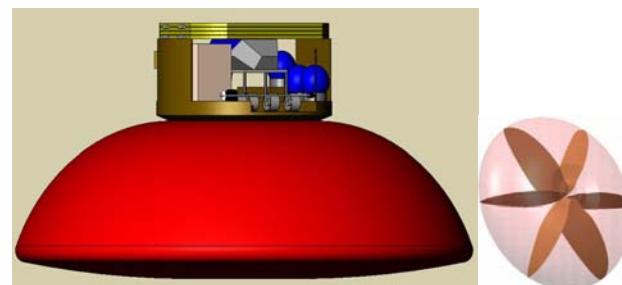


BILD 8. Landekissen des MarLa

6. COMMAND & DATA HANDLING

Der funktionelle Grundgedanke eines Command & Data Handling-Systems (C&DH) ist die Bereitstellung und Unterstützung des Informationsflusses zwischen dem MarLa, dem MMR und der Bodenstation. Die hierfür auszuführenden Aufgaben basieren auf dem Umgang mit unterschiedlichen Datenarten: den Nutzlastdaten, den Housekeeping-Daten (HK) und Telekommandos (TC).

Herzstück des C&DH ist der Computer, welcher alle Aktionen koordiniert und die Ausführung der Datenspeicherung, Analysen und Verarbeitungsprozesse während der gesamten Mission verwaltet. Angestrebt ist die Verwendung von kommerziell verfügbaren, standardisierten Komponenten (COTS). In Anlehnung an bisherige Marsmissionen soll für den MarLa der Single-Board-Computer (SBC) CompactPCI Standard SBC RAD750⁴ verwendet werden. Das Computersystem wird kalt-redundant ausgelegt, d.h. nur einer der Prozessoren, ist jeweils in Betrieb, wodurch ein geringer Energieverbrauch erreicht wird.

Die gesammelten Nutzlastdaten von MarLa und MMR, die anfallenden HK-Daten sowie die übermittelten TC müssen während der Missionsdauer temporär abgelegt und gelagert werden. Die Kapazität der Speicher definiert sich anhand des anfallenden Datenvolumens des MarLa sowie der Kontakthäufigkeit und -dauer mit einem Relaisorbiter. Im Idealfall wird zweimal pro Sol eine Funkverbindung für etwa 8,4 min zum MOY aufgebaut. Wird der Worst-Case, d.h. der Ausfall des MOY betrachtet, nimmt der Lander nur etwa alle 4-5 Tage Kontakt zum MEX auf. Mit einem täglichen Datenvolumen von 103,56 Mbit ergibt sich folglich eine Mindestspeicherkapazität von etwa 64,73 MB für fünf Tage. Der RAD750-SBC verfügt über zwei verschiedene Speichermodule (128 MB SDRAM und 256 KB SUROM) und genügt somit den Anforderungen. Als Betriebssystem (OS) wird VxWorks genutzt. Es handelt sich hierbei um ein Echtzeit-OS der Firma Wind River Systems und wurde bereits erfolgreich in den MER eingesetzt.

Eine Alternative zu den von der Industrie angebotenen SBCs stellt der derzeit an der TU Berlin entworfene Computer des Picosatelliten BeeSat dar [72]. Das C&DH des BeeSat verwendet einen ARM7-basierten LPC2292-Prozessor der Firma NXP. Der Computer vereint, ebenso wie der RAD750, den Prozessor sowie die Programm- und Arbeitsspeicher auf einem Bord. Einem Einsatz im MarLa müsste ein weitreichender Entwicklungsprozess vorangehen. Als OS könnte das für den BIRD-Satelliten entwickelte Echtzeit-OS „BOSS“ oder die adaptierte BeeSat-Version „TinyBOSS“ genutzt werden.

7. TELEKOMMUNIKATION

Die Etablierung und Aufrechterhaltung eines zuverlässigen Kontakts zwischen der Bodenstation und MarLa ist ein wesentlicher Bestandteil des Missionsentwurfs. Die Kommunikation des MarLa mit der Erde soll via Relaisorbiter im UHF-Band erfolgen. Eine Direktverbin-

dung zu einer der Bodenstationen erscheint aufgrund zusätzlich benötigter Subsysteme (X-Band) sowie den Energie- und Leistungsgrenzen des MarLa unvorteilhaft. Der Kontakt mit der Erde soll über zwei der derzeit vorhandenen Marsorbiter hergestellt werden: MOY und Mars Global Surveyor (MGS). Sie übertragen die Daten des MarLa im Downlink via X-/S-Band an die Bodenstationen und erhalten von dort TC für die Marsfahrzeuge. Abb. 9 gibt einen schematischen Überblick über die Telekommunikation der MarLa-Mission.

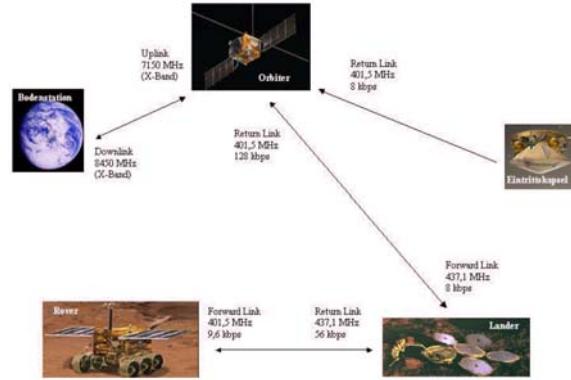


BILD 9. Überblick der Funkverbindungen

Während des Eintritts steht der Lander über den Marsorbiter, welcher als Relaisstation genutzt wird, in Kontakt mit der Erde. In dieser Zeit wird eine Reihe von Tönen übertragen, welche den Zustand des MarLa und seiner Systeme wiederspiegeln und eine Überwachung des EDL-Status ermöglichen. Eine UHF-Wraparound™-Antenne ist hierfür an der Außenseite des BC montiert. Nach deren Absprengen wird die Funkverbindung über eine auf dem MarLa befindliche UHF-Patch-Antenne weitergeführt. Aufgrund der eingeschränkten Leistung der Kommunikationssysteme des MMR fungiert der MarLa als Relais zwischen MOY und MMR.

Die Funkverbindung zwischen MarLa und MMR findet ebenfalls im UHF-Band statt. Der Rover besitzt einen entsprechenden Transceiver und eine $\frac{1}{4}\lambda$ Monopolantenne. Die vom MMR an den MarLa übermittelte Datenmenge von 60 Mbit/Tag wird an Bord des Landers zwischengespeichert. Die Datenrate zwischen Rover und Lander für den Upload der TM beträgt 56 kbit/s [14]. Im Forward Link werden die Daten mit einer Rate von 9,6 kbit/s übertragen. Neben der standardisierten UHF-Verbindung ist zudem eine neue WLAN-Technik im S-Band zu Testzwecken an Bord des MarLa integriert. Ziel ist die Analyse der Funktionalität einer Übertragung von hohen Datenraten (11 Mbit/s) über eine Distanz von bis zu 300 m. Es gilt die Realisierbarkeit einer Cross-Link-Funkverbindung zwischen mehreren Oberflächenfahrzeugen für zukünftige Marsmissionen zu untersuchen.

Während der Missionsdauer auf der Marsoberfläche werden die wissenschaftlichen Daten mit einer Frequenz von 401,5 MHz im Return Link an einen Orbiter gesandt. Die Datenrate beträgt 128 kbit/s. Der Transfer von TC an den MarLa geschieht im Forward Link mit 437,1 MHz und einer Datenrate von 8 kbit/s. Die Dauer und Häufigkeit der Kommunikationsphasen ist durch den Landeplatz des MarLa, die Bahnpараметer des Orbiters sowie dessen Elevation über dem lokalen Horizont definiert. Die

⁴ BAE Systems

Übertragung der Daten soll bei einer Elevation von 20° beginnen. Abb. 10 zeigt die Häufigkeit⁵ der möglichen Kontakte des MarLa mit dem MOY in Abhängigkeit vom geographischen Breitengrad der Landerposition [74].

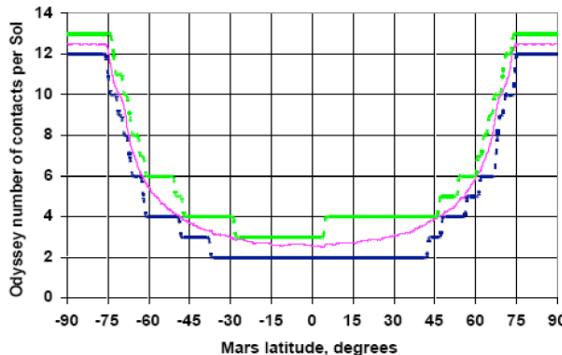


BILD 10. Anzahl der Kontakte mit MOY/Tag vs. Breitengrad des MarLa [74]

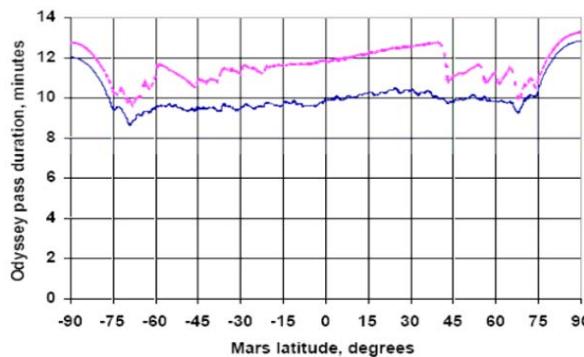


BILD 11. Kontaktzeit mit MOY/Tag vs. Breitengrad des MarLa [74]

Der angestrebte Landeplatz des MarLa befindet sich bei 5° nördlicher Breite, wonach entsprechend Abb. 10 etwa zwei Funkkontakte pro Sol zu MOY hergestellt werden können. Die maximale Funkdauer beträgt je etwa 8,4 min. Bei einer Übertragungsrate von 128 kbit/s kann das komplette MarLa-Datenvolumen eines Sols vollständig übertragen werden.

8. ENERGIEVERSORGUNG

Für den Betrieb des MarLa sowie die Durchführung aller Experimente an Bord ist die Gewährleistung einer zuverlässigen Energieversorgung während der Missionsspanne unablässig. Das Konzept für ein Energiesystem des Landers basiert auf der Nutzung der solaren Energiequelle und der Verwendung von Solarzellen. Sekundäre Batterien werden als Energiespeicher für die Zeit der Schattenphase sowie für die Tilgung von kurzzeitig auftretenden Energiebedürfnissen (Kommunikation) eingesetzt.

Mit der Separation des MarLa vom Transportorbiter beginnt die autonome Marsmission, d.h. er ist nun eigenverantwortlich für die Versorgung aller Subsysteme und Nutzlasten mit Energie zuständig. Für die Zeit nach der Trennung bis zum Erreichen der Marsatmosphäre wird einzige die Funktionalität des C&DHs sowie der Kommunikationssysteme gefordert. Während des EDL ist

außerdem der Betrieb der EDL-Sensoren sowie der MARDI-Kamera erforderlich. Die nötige Energie für die Systeme muss durch die im MarLa integrierten Batterien zur Verfügung gestellt werden, deren Kapazität anhand der in Tab. 9 aufgestellten Energiebilanz ermittelt werden kann.

Subsystem	Batterie		
	[W]	[h]	[Wh]
EDL-Sensoren			
Accelerometer	0,115	0,3	0,104
Altimeter	0,1	0,031	0,0031
Nutzlast	MARDI	3,5	0,23
C&DH	10,8	0,3	3,24
Telekomm	UHF	43	0,3
Gesamtbedarf			17,05

TAB 9. Energiebilanz für die EDL-Phase

Mit 20% Marge erhöht sich der Bedarf auf 21,31 Wh. Für die Tage nach der Landung wird für die Erstellung einer Energiebilanz die Unterteilung in Phasen mit und ohne Zugriff auf solare Energie nötig. Die erforderliche Gesamtleistung während der Sonnenphase setzt sich demzufolge aus dem Verbrauch aller Nutzlasten aller Subsysteme sowie dem Anteil, welcher zur Aufladung der Batterien dient, zusammen. Der Ermittlung des Energiebudgets während eines Sols auf der Marsoberfläche wird eine Tageslänge von 24,5 Stunden zugrunde gelegt, mit der Dauer einer Sonnenphase von 8,5 Stunden. Die Ergebnisse der Aufstellung sind in Tab. 10 aufgeschlüsselt.

System	Sonnen Solararray		Schatten Batterie		Spitzen		Gesamt
	[W]	[h]	[W]	[h]	[W]	[h]	[Wh]
Nutzlast							
EMP							21,866
PanCam							
SEIS	0,88	8,5	0,88	16			
MMR							25
C&DH	10,8	8,5	10,8	16			264,6
Komm							
UHF					43	0,28	12,064
WLAN					1,43	0,017	
Gesamtbedarf	99,28		211,88		12,37		323,53

TAB 10. Energiebilanz für die Postlandungsphase

Unter Einbindung einer Sicherheitsmarge von 20% [39] ergibt sich ein Gesamtenergiebedarf gemäß Tab. 11.

	Gesamt	Absolut
	Batterieenergie	224,25 Wh
Batterieladung	345,00 Wh	414,00 Wh
Solarenergie	444,28 Wh	533,14 Wh

TAB 11. Energiebedarf des MarLa pro Sol

Der für die Solararrays des MarLa verwendete Zelltyp ist eine GaAs-Triple-Junction-Verbindung⁶ der Firma RWE und besitzt eine anfängliche Maximaleffizienz von 26,8% [89]. Unter Annahme eines solaren Fluxes von 500 W/m², eines Worst-Case-Strahlungswinkels von 50° sowie eine Degradation der Zellen durch marsianischen Staub von

⁵ maximale (grün), durchschnittliche (rot) und minimale (blau)

⁶ GaInP/GaAs/Ge

0,28%/Sol [91] ergibt sich eine zum Erreichen der erforderlichen Energieleistung benötigte Zellenfläche von $1,09 \text{ m}^2$ 364 Zellen. Die Verteilung der Zellen auf den Arrays geschieht für 3 Arrays mit je 104 Zellen (8 Strings a` 13 Zellen). Auf das Array, welches die UHF-Patch-Antenne beherbergt werden 52 Zellen (4 Strings a` 13 Zellen) aufgebracht.

Um die Funktion des MarLa auch während der Schattenphase zu gewährleisten, wird die nötige Energie im Laufe der Sonnenphase in Batterien gespeichert. Neben der nächtlichen Versorgung der Landersysteme dienen die Speicher zudem zum Auffangen von Versorgungsspitzen. Ferner ist es die Aufgabe der Landerbatterien den Energiebedarf des MMR abzudecken und dessen Batterien aufzuladen. Als sekundäre Energiespeicher werden Li-Ion-Batterien des Typs BCGR-18650HG der deutschen Firma BMZ gewählt [93]. Zur Bereitstellung des in Tab. 11 angegebenen Energiebedarfs von mindestens 414 Wh während der Schattenphase werden 24 Zellen benötigt. Zum Erreichen der Busspannung (28 V) werden für das Batteriesystem acht Zellen in Serie geschaltet – es ergibt sich eine Aufteilung von 3 Strings a` 8 Zellen.

9. THERMALKONTROLLE

Angesichts der starken Temperaturenschwankungen auf dem Mars, mit Differenzen zwischen Tag- (293 K) und Nachttemperatur (140 K), ist es nötig, die elektrischen und elektronischen Subsysteme vor dem Einfluss der Marsatmosphäre zu schützen. Aus diesem Grunde werden einige Komponenten, wie etwa die Telekommunikationssysteme, die Bordcomputer und die Batterien, in eine separate „Warm Electronic Box“ (WEB) integriert. Innerhalb der Box befindet sich eine 25 mm dicke Isolationsschicht aus Silica Aerogel. Das Gehäuse der WEB besteht aus Aluminium mit einer maximalen Dicke von 2 mm. Zudem wird aluminisiertes Kapton als zusätzliche Isolation auf das Gehäuse aufgebracht. Ausgehend von den empfohlenen Batterietemperaturen während des Ladevorgangs, welche zwischen 0°C - 45°C (273 K - 318 K) liegen, und unter Veranschlagung einer thermalen Sicherheit von 5°C, soll die Mindesttemperatur bei 5°C und die Maximaltemperatur bei 40°C in der WEB liegen. Die von außen auf die WEB eingestrahlte Wärmemenge resultiert aus dem Wirken dreier Wärmeenergiequellen.

- direkter Sonneneinstrahlung
- reflektierter IR-Strahlung des Mars
- Albedostrahlung des Mars

Die von der WEB abgegebene Wärmeenergie an die Atmosphäre setzt sich ebenfalls aus drei unterschiedlichen Energiebeträgen zusammen:

- Wärmeleitung durch die Isolation hindurch
- Wärmeübertragung durch Strahlung
- Wärmeübertragung durch Konvektion von der Außenseite

Nach der Identifikation aller Wärmequellen ist die Erstellung einer thermalen Energiebilanz möglich. Unter Annahme eines vorliegenden isothermischen Zustandes in der Box stellt sich somit ein GGW zwischen absorbierten und emittierten Wärmeströmen ein.

$$(9) \quad \dot{Q}_{IN} + \dot{Q}_{Sys} - \dot{Q}_{OUT} = \dot{Q}_{Dis}$$

Q_{Sys} bezeichnet die von den Geräten und Instrumenten innerhalb der WEB generierte Wärmeenergie. Bei Q_{Dis} handelt es sich um einen dissipativen Anteil, welcher die Art der Thermalkontrollsysteme bestimmt. Bei negativer Wertigkeit, d.h. $Q_{Dis} < 0$, muss eine Zufuhr von Wärme in die WEB stattfinden, um die Temperaturgrenzen innerhalb der Parameter zu halten. Ist $Q_{Dis} > 0$, wird es notwendig die überschüssige Wärme abzuführen. Für die Bestimmung von Q_{Dis} ist es nötig, die Außentemperatur der WEB zu definieren. Es soll die Annahme gelten, dass die Temperatur der Box für den Worst-case Cold 141 K beträgt. Für den Worst-case Hot liegt sie bei 250 K.

Temperaturfall	dissipativer Wärmestrom Q_{Dis}
Worst-Case Hot	58,73 W
Worst-Case Cold	-20,74 W

TAB 12. Wertigkeit des Dissipativanteils

Anhand von Tab. 9 ist zu erkennen, dass aufgrund der Notwendigkeit der Wärmezufuhr während der Schattenphase eine rein passive Thermalkontrolle nicht mehr möglich ist. Ein aktives System wird erforderlich. Für die Abgabe der überschüssigen Wärme während der Sonnenphase können, wie bei den MER geschehen, Thermoswitches mit Paraffin sowie Radiatoren eingesetzt werden. Um die fehlende Wärme während der Nachtphase bereit zu stellen, bedarf es den Einsatz von Heizelementen, z.B. in Form von radioisotopischen Heizern.

10. SYSTEMINTEGRATION

Die Gesamtmasse des MarLa zu Missionsbeginn beträgt, inklusive einer Sicherheit von 20%, 150,60 kg und kann prinzipiell auf zwei Teilsysteme aufgeteilt werden: der Eintrittskapsel sowie dem Oberflächenmodul. Die Form der Aeroshell entspricht einem 140°-Kegel mit einen max. Durchmesser von 1,22 m und einer Höhe von 0,68 m (vgl. Abb. 12). Die Aeroshell des MarLa besteht aus FS, BC sowie den dazugehörigen TPS. Bei dem TPS-Material handelt es sich um Norcoat Liege von 15 mm (FS) bzw. 7 mm (BC) Stärke. Aufgrund der angestrebten Leichtbauweise für den Lander wurde für die FS-Struktur ein CFK-Werkstoff gewählt. Hingegen besteht das BC aus einem hochfesten Aluminiumwerkstoff.

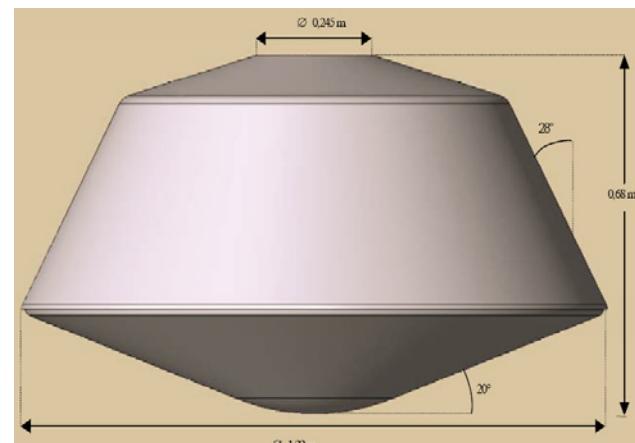


BILD 12. Aeroshell der Eintrittskapsel

Das Massenbudget der Eintrittskapsel ist in Tab. 14 dargestellt.

Komponente	Gewicht [kg]
TPS Front	9,05
TPS Back	6,44
Front Shield	7,14
Back Cover	8,46
Hilfsfallschirm / Mortar	3,34
Hauptfallschirm	8,47
Luftkissen-System	14,60
UHF-Band-Antenne	0,35
Aeroshell MLI	2,00
EDL-Sensoren	0,64
Gesamtgewicht	60,49
Gesamtgewicht inkl. 20% Sicherheit	72,59

TAB 13. Massenbudget der Eintrittskapsel

Das Oberflächenmodul des MarLa setzt sich aus den Nutzlasten, Subsystemen sowie der entsprechenden Landerstruktur zusammen. Die Auslegung des Moduls orientiert sich an die durch den MMR und die Aeroshell gegebenen Randbedingungen und Schnittstellen.



BILD 13. Oberflächenmodul des MarLa (mit MMR)

Die Bodenplatte ist als Sandwich-Konstruktion ausgelegt, welche sich aus CFK-Deckhäuten und einem Aluminium-Honigwabenkern zusammensetzt. Die Solarpaneelle werden deckelartig mit der Bodenplatte des Oberflächenmoduls verbunden. Das detaillierte Massenbudget des Oberflächenmoduls kann Tab. 15 entnommen werden.

Komponente	Gewicht [kg]
wissenschaftliche Nutzlast	
Rover	15,00
EMP	0,065
Kamerasysteme	1,43
Seismograph	1,62
Landersubsysteme	
Struktur	13,00
Thermalkontrolle	1,00
Batterien	1,01
Solarpaneelle	5,03
C&DH	1,10
UHF-Kommunikationssysteme	4,87
Gesamtgewicht	44,13
Gesamtgewicht inkl. 20% Sicherheit	52,96

TAB 14. Massenbudget des Oberflächenmoduls

11. ZUSAMMENFASSUNG & AUSBLICK

Die im Rahmen der vorliegenden Arbeit entwickelte Studie strebte die Erarbeitung eines MarLa-Konzepts an, mit dem Ziel, mögliche Gestaltungsansätze und Technologien für eine zukünftige Umsetzung des Konzepts zu identifizieren. Der Schwerpunkt der Aufgabenbereiche des Landers lag im Transport eines MMR zum Mars sowie dessen sicheres Aussetzen auf der Planetenoberfläche. Ferner sollte der Lander im Stande sein, die Durchführung von in-situ Experimenten zur Erforschung der planetaren Atmosphäre zu ermöglichen. Durch eine nachfolgende Spezifizierung der Randbedingungen für den funktionellen und zeitlichen Ablauf der Mission, konnte die erforderliche Analyse und Erarbeitung der Missionsphasen stattfinden. Hierbei wurden besonders die interplanetare Flugbahn sowie der atmosphärische Eintritt untersucht. Das im Zuge der vorliegenden Arbeit erstellte MarLa-Konzept kann wie folgt kurz zusammengefasst werden:

- Missionsdauer: 90 Sols
- Transferdauer von der Erde zum Mars: 276 Tage
- Eintritt in die Marsatmosphäre als „direct-entry“
- Abbremsung der Eintrittskapsel durch 2 Fallschirme und ein Airbag-Landekissen
- Funkverbindung mit der Bodenstation via Relais-Orbiter Mars Odyssey im UHF-Band
- Energieversorgung durch den Einsatz von Solarpaneelen und sekundären Batterien

12. LITERATUR

- [1] TU Berlin: *Micro Mars Rover - System Concept Document*; Projektbericht der Lehrveranstaltung Raumfahrtsystementwurf, SS 2006
- [2] Smit, J. M.; Selig, A. et al.: *ExoMars Seismometer*, www.planeteonderzoek.nl/documents/9_Smit_GEP-SEIS.pdf
- [3] Pilling, C.; Sims, M. et al.: *A combined Exobiology and Geophysics Mission to Mars 2009*
- [4] Erkenntnishorizont: *Mars Express entdeckt gefrorenen See*; http://www.erkenntnishorizont.de/raumfahrt/mars/packeis_mars.c.php?screen=800
- [5] The Encyclopedia of Astrobiology, Astronomy and Spaceflight: *Elysium Planitia*; http://www.daviddarling.info/encyclopedia/E/Elysium_Planitia.html
- [6] Fortescue, P.; Stark, J.: *Spacecraft System Engineering*; 2nd Edition, John Wiley & Sons, 1995
- [7] Dec, J. A.; Braun, A. D.: *An Approximation Ablative Thermal Protection System Sizing Tool for Entry System Design*; AIAA 2006-780, 2006
- [8] Braun, R. D., Manning, R. D.: *Mars Exploration Entry, Descent and Landing Challenges*; IEEEAC paper #0076, FINAL, Updated December 9, 2005
- [9] Ong, C. et al.: *Planetary Probe Entry, Descent and Landing Systems: Technology Advancements, Cost and Mass Evaluations with Application to Future Titan Exploration Missions*; Paper No. GT-SSEC.F.1, 2007
- [10] TU Berlin: *BeeSAT - Berlin Experimental & Educational Satellite*; <http://www.beesat.de/>
- [11] RWE AzurSpace: *Cell Type: 3G – 27%*; Produktdatenblatt, <http://rwe-space.de/>
- [12] BMZ: *Lithium-Ionen Accus*; Produktdatenblatt, <http://www.bmz-gmbh.de/>