

# Entwurf eines kleinen Landegerätes zur wissenschaftlichen Erkundung des Planeten Mars

H. Renken<sup>1</sup>, B. Bischof<sup>1</sup>, L. Kerstein<sup>1</sup>, R. Ehlers<sup>1</sup>, H. Hoffmann<sup>2</sup>, U. Auster<sup>3</sup>, S. Konstantinov<sup>4</sup>  
EADS Space Transportation, Hünefeldstr. 1-5, 28199 Bremen<sup>1</sup>

DLR, Institut für Planetenforschung, Rutherfordstr. 2, 12489 Berlin-Adlershof<sup>2</sup>

TU Braunschweig, Institut für Geophysik und Meteorologie, Mendelssohnstr. 3, 38106 Braunschweig<sup>3</sup>  
Babakin Space Center, Moscow region, Russland<sup>4</sup>

## Übersicht

Im Rahmen einer vorgeschlagenen Micro-Mission zum Planeten Mars (via Ariane 5 ASAP mit maximal 360 kg Gesamtmasse für das Raumfahrzeug) und bei Nutzung eines Orbiters als primäres Raumfahrzeug der Mission, ist ein zusätzliches kleines Landegerät (Lander) vorgesehen, um ergänzende wissenschaftliche Untersuchungen auf der Marsoberfläche vorzunehmen. Das Landegerät soll Schwerpunkt dieses Beitrags sein.

Insbesondere basierend auf den praktischen Erfahrungen des Babakin Space Centers haben wir ein kostengünstiges Landegerät entworfen, das auf überwiegend bereits verfügbaren Komponenten beruht. Der atmosphärische Eintrittskörper wiegt einschließlich des Oberflächenmoduls (Marsstation) 16 kg. Für die kleine Marsstation stehen 4 kg zur Verfügung. Die Masse der Subsysteme für die Entry-, Descent- und Landingphase (EDL) beim Mars beträgt somit 12 kg. Nachdem zunächst ein aerodynamisches Hitzeschutzschild und später ein Fallschirm den Lander von ca. 5.000 m/s auf ca. 25 m/s abgebremst haben, wird die Landung des Oberflächenmoduls durch ein schützendes Airbagsystem relativ gedämpft erfolgen (weiche Landung), dergestalt, daß das Oberflächenmodul den Aufschlag ohne Beschädigungen überstehen wird.

Nach Vertikalisierung und Inbetriebnahme stellt die kleine Marsstation für die Wissenschaftsgemeinschaft eine Gelegenheit zur Erforschung der Marsoberfläche bzw. unteren Marsatmosphäre dar, sofern die Nutzlasten in der Struktur des Oberflächenmoduls Platz finden und keine allzu intensiven Energieverbraucher darstellen.

## 1 Gesamtkonzept der Micro-Mars Mission

Es folgt eine kurzer Abriß, der die Gesamtmission Micro-Mars zum Inhalt hat:

Im Rahmen verschiedener internationaler Mission zur Erforschung des Planeten Mars kann die angedachte Micro-Mars Mission einen wichtigen Beitrag darstellen um die wissenschaftlichen Ergebnisse zu bereichern und um eine kostengünstige Lander-Mission durchzuführen. Hierzu wurde in 2002 eine mit DLR-, EADS- und

partnereigenen Mitteln finanzierte Phase-A Studie geführt mit dem Ziel die Machbarkeit der Mission zu überprüfen bei Einhaltung eines vorgegebenen Gesamtkostenrahmens von 50 Millionen Euro einschließlich Start und Betriebsphase [1].

Beteiligte Studienpartner waren:

- DLR, Berlin-Adlershof
- EADS Space Transportation, Bremen
- Universität der Bundeswehr, München
- TU-München
- TU-Braunschweig
- Hochschule Bremen
- EPFL, Lausanne, Schweiz
- Babakin Space Center, Moskau, Russland

Der sehr ehrgeizige design-to-cost Ansatz bedeutet letztendlich die Nutzung von bereits in der Entwicklung befindlichen oder idealerweise schon verfügbaren Subsystemen und deren intelligente Konfiguration zu einem Gesamtsystem. Erfreulicherweise belegt das Ergebnis der Phase-A Studie sowohl die technische als auch die finanzielle Machbarkeit der Micro-Mars Mission.

Das Micro-Mars Raumfahrzeug besteht aus einem Orbiter mit 15 kg Nutzlastanteil und dem 16 kg schweren Landegerät. Der Orbiter basiert auf einer robusten Zentralrohrstruktur und wurde bewusst mit einem Mehrfach-Missionskonzept ausgelegt um zwecks Kostenminimierung bei möglichst wenig Änderungsaufwand auch zur Erforschung anderer Himmelskörper zur Verfügung zu stehen. Der Lander ist jedoch speziell für den Mars ausgelegt, da das atmosphärische Eintrittskonzept nebst wirkender Kräfte und Temperaturen sowie die vor-Ort Bedingungen spezifisch für den Mars sind.

Die vorgesehenen 15 kg Nutzlastmasse des Orbiters werden durch folgende Experimente genutzt:

- Hochauflösende Fernerkundungskamera
- Magnetometer
- Radio Science Experiment
- Strahlungsexperiment (Dosimeter)

Die primäre Nutzlast des Orbiters stellt die hochauflösende Fernerkundungskamera dar. Das Kameraexperiment soll helfen die Marsoberfläche sehr genau zu kartographieren und um Datenlücken anderer Marsmissionen zu schließen. Dies macht Sinn um z.B. nachfolgende Marsprojekte besser vorbereiten bzw. durchführen zu können und um neuartige geophysikalische Informationen aus der Analyse der Bilddaten zu gewinnen. Das Kamerasystem ist eine konsequente Weiterentwicklung der Mars-Fernerkundungskamera des DLR-Instituts für Planetenerkundung und strebt die im internationalen Vergleich höchste örtliche Auflösung von bis zu 0,7 m pro Pixel an. Diese bildgebenden Beobachtungen des Orbiters werden ergänzt durch detaillierte Messungen von Magnetfeld, Schwerfeld und Strahlungsumgebung des Planeten Mars.

Das Micro-Mars Raumfahrzeug (Orbiter und Lander) kann in 2007 oder während späterer Startfenster als piggyback Nutzlast (ASAP) mit einer Ariane 5 in den GTO gestartet werden bei einer Masse von 360 kg einschließlich Treibstoff, der immerhin ca. 57% der S/C-Masse ausmacht und delta-V Manöver von bis zu 1.600 m/s zulässt [2]. Nach Trennung von der Ariane 5 Oberstufe wird ein eigenes Antriebssystem die notwendigen bahnmekanischen Manöver während der ca. 10 Monate dauernden Reise zum Mars und der angestrebten 2 jährigen Betriebsphase beim Mars bewerkstelligen (Bahnkorrekturen und Manöver zur Ausrichtung von Kamera und Richtantenne zur Kommunikation mit der Erde). Genutzt wird ein bewährtes Bi-propellant Antriebssystem mit 205 kg Treibstoff (MMH) zur Versorgung von vier 22 N und vier 10 N Triebwerken für Positions- und Lageregelung. Zur Lagekontrolle stehen ferner drei Reaktionsräder, ein Gyrosensor, ein Sonnensensor und zwei Sternsensoren zur Verfügung. Die Kommunikation zwischen dem

Raumfahrzeug und der Erde werden im S-Band (2,1 GHz) und X-Band (8,48 MHz) durchgeführt, bei Nutzung der für Marsmissionen international üblichen Frequenzen. Orbiter und Lander kommunizieren im ebenfalls üblichen UHF-Band (430 MHz). Damit kann Micro-Mars auch eine Rolle als backup Kommunikations-S/C bei anderen Marsmission übernehmen, zum Beispiel um Daten anderer Landegeräte zu übertragen, falls deren Datenrelais-S/C ausgefallen sein sollte [1].

Der Micro-Mars Orbiter wird beim Mars in einen hochelliptischen Orbit einschwenken mit ca. 200 km Oberflächenentfernung in der Periapsis und ca. 30.000 km Oberflächenentfernung in der Apoapsis. Durch diese Umlaufbahn werden bei einer Periode von ca. einem Marstag (24,5 Erdstunden) automatisch die Abstände zum Planet Mars variiert, was für die Durchführung der wissenschaftlichen Experimente sehr zweckmässig ist, da der Höhenparameter automatisch variiert wird. Durch eine hohe Inklination des Orbits wird der tägliche Überflug der wissenschaftlich sehr interessanten Polgebiete gewährleistet.

Zu Beginn der Betriebsphase am Mars sind Orbiter und Lander noch mechanisch miteinander verbunden. Zur Absetzung des Landers erfolgt in der Nähe der Apoapsis ein spezielles negatives delta-V Manöver durch welches das Micro-Mars Raumfahrzeug auf eine gezielte Absturzbahn Richtung Marsoberfläche gebracht wird. Jetzt ist es an der Zeit das Landegerät vom Orbiter zu trennen. Der Orbiter wird unmittelbar nach der Abtrennung des Landegerätes durch ein positives delta-V Manöver seine oben erwähnte stabile Umlaufellipse erneut erreichen, während das Landegerät auf seiner Absturztrajektorie verbleibt, um automatisch die EDL-Phasen durchzuführen.

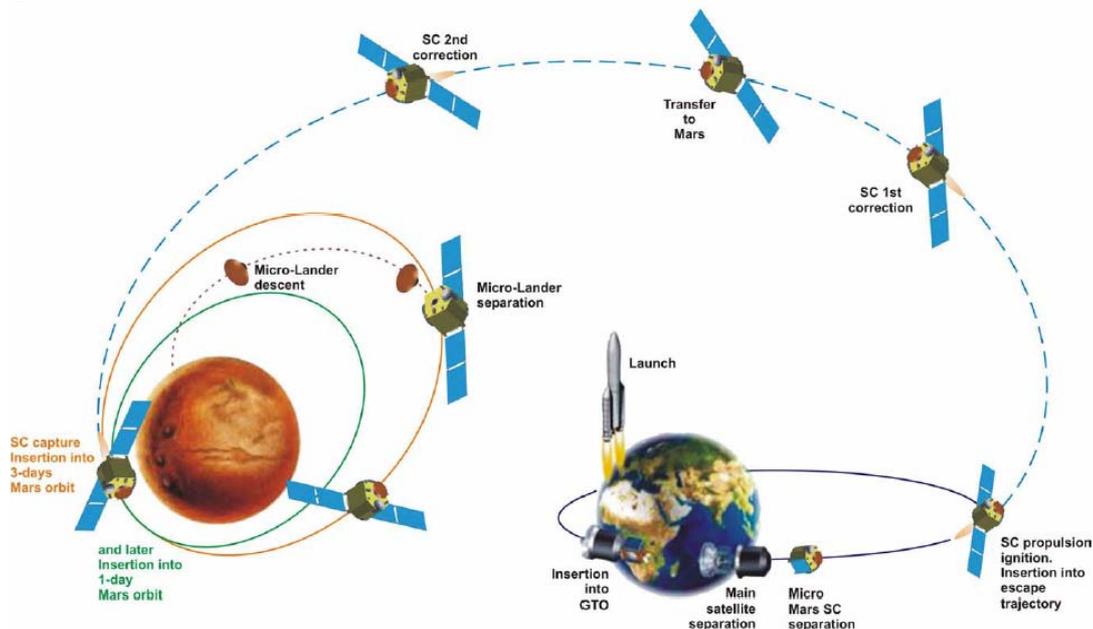


Bild 1: Verschiedene Phasen der Micro-Mars Mission

Bild 2 zeigt eine Graphik des Micro-Mars S/C während der Reise zum Mars. Folglich ist das Landegerät noch mit dem Orbiter verbunden und fällt äußerlich durch das 0,7 m große Kugelsegment des aerodynamischen Hitzeschildes auf. Die Solarzellen des Orbiters sind mit einer Spannweite von 5,5 m und einer Wirkfläche von 4 m<sup>2</sup> ausgeklappt und sollen beim Mars im Mittel eine elektrische Leistung von 310 Watt während der Sonnenphase zur Verfügung stellen.

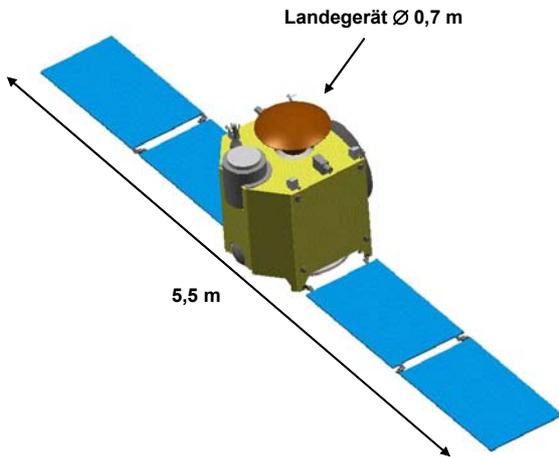


Bild 2: Das Micro-Mars S/C mit Landegerät und ausgeklappten Solarzellen

## 2 Micro-Mars Landegerät / Lander

Das 16 kg schwere Micro-Mars Landegerät weist folgende Massenbilanz auf:

Subsystem	Mass, kg
1. Surface module	4.00
2. Aerodynamic shield	2.60
3. Parachute system	3.66
4. Air bags	3.00
5. Fall-line	0.82
6. Shadow part of thermal protection	0.50
7. Back cone	0.50
8. Pyrotechnic devices	0.62
9. On-board cable network	0.30
<b>Total mass</b>	<b>16.00</b>

Tabelle 1: Massenbilanz der Subsysteme des Landegerätes

Für die EDL-Subsysteme werden 12 kg benötigt. Für das Oberflächenmodul - auch Marsstation genannt - verbleiben letztendlich 4 kg. Diese vorgegebene Masse ist der treibende Faktor bei der weiteren Auslegung der  $\varnothing$  25 cm kleinen Marsstation. Hinsichtlich der prinzipiellen Eintrittstechnologie wurde ein Vergleich zwischen der klassischen Hitzeschildtechnik, die auf einem harten

aerodynamischen, ablativen Hitzeschild basiert und der sogenannten Inflatable, Reentry and Descent Technology (IRDT), die auf einem aufblasbaren Hitzeschild basiert, aufgestellt. Zum gegenwärtigen Zeitpunkt präferieren wir die erstgenannte EDL-Technik insbesondere wegen dessen Bewährtheit bei anderen Marsmissionen und der weniger komplexen Realisierbarkeit, insbesondere im Missionsbetrieb während der EDL-Phase.

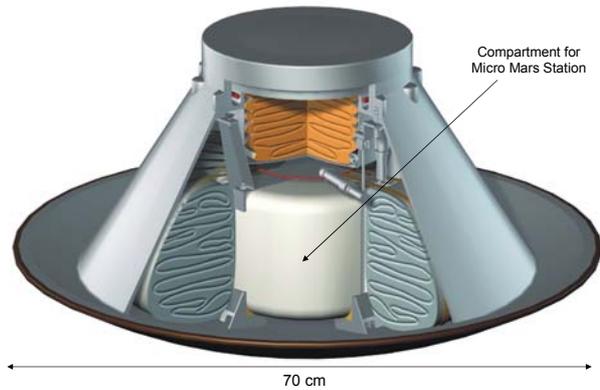


Bild 3: Das Micro-Mars Landegerät

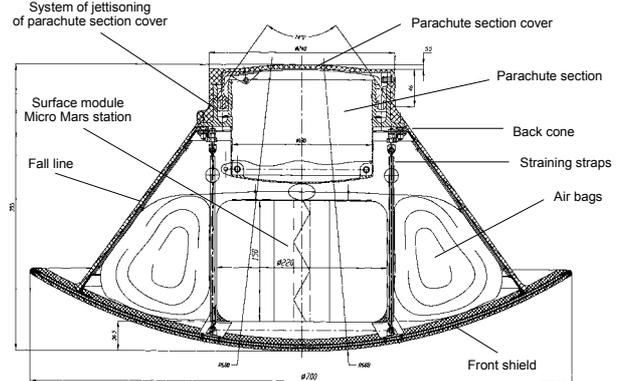


Bild 4: Schnitt durch das Landegerät mit Subsystemen (siehe Tabelle 1)



Bild 5: Modell des Micro-Mars Landegerätes im Maßstab 1:1. Mittig ist die kleine Marsstation gut zu erkennen

### 3 Entry, Descent und Landing (EDL)

Die Missionsphase Entry, Descent und Landing bewerkstelligt das Micro-Mars Landegerät ohne unterstützende Raketenmotoren. Durch das in Abschnitt 1 beschriebene delta-V Manöver wird die atmosphärische Abstiegsstrajektorie eingeleitet, wobei folgende Anfangsbedingungen für die Kalkulation der EDL-Phasen gelten, denen das Atmosphärenmodell Mars-GRAM 2001 zugrunde liegt [3]:

- Eintrittshöhe h: 120 km
- Eintrittsgeschwindigkeit v: 5.000 m/s
- Eintrittswinkel: -11°
- Eigenspin: 0,5 rpm
- Masse m: 16 kg
- Wirkfläche A des Hitzeschilds: 0,385 m<sup>2</sup>

In einer Höhe von h=120 km wird der atmosphärische Druck nennenswert wirksam - das Aerobraking beginnt. Der Spin des Landegeräts wird noch während der mechanischen Verbundenheit mit dem Orbiter mit 0,5 rpm aufgeprägt und trägt zur Stabilisierung der Hauptträgheitsachse des Landers bei. Ein Beschleunigungssensor stellt über die auftretenden Kräfte die atmosphärische Höhe fest und steuert die pyrotechnischen Einheiten, die die notwendigen Subsysteme während der EDL-Phase aktivieren und gegebenenfalls abtrennen (siehe Tabelle 2). Ferner dient der Beschleunigungssensor auch als experimenteller Beitrag, da dieser die EDL-Phasen durch seine Messwerte monitoren und via UHF-Funk zum Orbiter übertragen soll. Dies dient z.B. zur Verifikation des gängigen Atmosphärenmodells des Mars (Mars GRAM 2001).

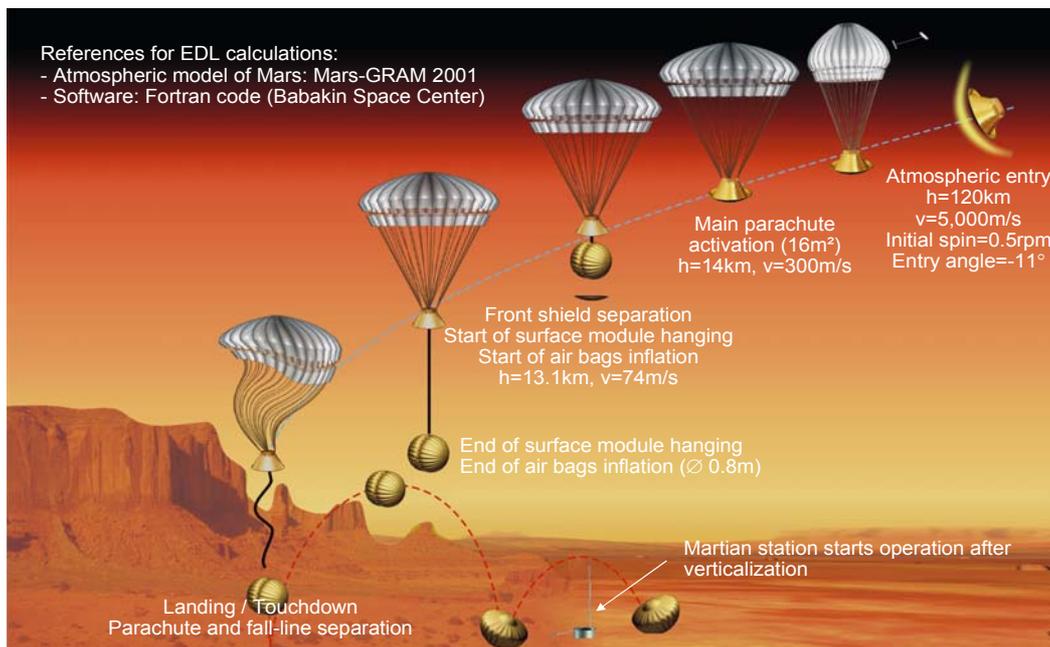


Bild 6: Graphische Darstellung nebst Erläuterungen wichtiger Zwischenschritte der EDL-Phase

Parameters of EDL phase (parachute concept)  $v_{\text{entry}} = 5,000 \text{ m/s}$ ,  $\theta_{\text{entry}} = -11 \pm 1.0^\circ$ ,  $m = 16.0 \text{ kg}$

Phase of descent	Time, s	Altitude, km	Velocity, m/s	Trajectory angle, deg	Dynamic pressure, Pa	Mach number	Note
Entry into atmosphere	0	120	5,000	-11.0 -10.00...-12.00	0	23.35	Nominal and deviation of parameter are give
Maximal g-load	117.5 101.5...140.5	35.0 32.5...38.6	3,165 3,155...3,382	-6.84 -5.01...-8.4	2,128 1,598...2,623	16.24 16.20...17.36	$N_{x_{\text{max}}} = -8.09$ -6.28...-9.61
Separation of the parachute container cover, PS deployment	219.9 192.6...262.5	14.1 11.4...16.6	299.9 280.9...318.7	-34.22 -32.93...-36.26	179 165...195	1.37 1.27...1.46	$N_x = -0.62 \pm 0.02$ at the descending branch of $N_x$
Main parachute unreefing	226.9 199.6...269.5	13.3 10.6...15.8	117.7 107.2...128.6	-40.7 -39.33...-42.58	29.8 26.4...33.8	0.53 0.48...0.59	$\Delta t = 7\text{s}$ by independent command
Beginning of SM suspending on the fall-line and inflation of the inflatable shock-absorbing device	229.9 202.6...272.5	13.1 10.4...15.6	73.9 67.34...80.69	-45.79 -44.23...-47.92	11.96 10.6...13.53	0.34 0.30...0.37	$\Delta t = 10\text{s}$ from the moment of PS deployment
Termination of the SM suspending, separation of the aerodynamic shield from the SM	235.9 208.6...278.5	12.9 10.3...15.4	28.29 26.26...30.27	-64.4 -62.28...-66.93	1.78 1.64...1.94	0.13 0.12...0.14	The parameters of motion of upper units are given
Landing at the level of h=2 km	603.3 493.2...719.2	2.0	23.6 22.40...25.00	-90	3.31 3.15...3.49	0.102 0.097...0.108	
Landing at the level of h=0 km	691.7 576.7...812.5	0.0	21.6 20.50...22.90	-90	3.32 3.16...3.50	0.093 0.088...0.098	

Tabelle 2: Darstellung wichtiger Kalkulationsergebnisse der EDL-Phase

Der erste Bodenkontakt verfolgt bei einer Vertikalgeschwindigkeit von ca. 25 m/s wobei maximale, kurzzeitige Beschleunigungswerte von 200 g auftreten, die jedoch dem robusten Aufbau des Oberflächenmoduls nichts anhaben können, zumal sich die kleine Marsstation in der Mitte eines ca.  $\varnothing$  80 cm großen Airbags befindet.

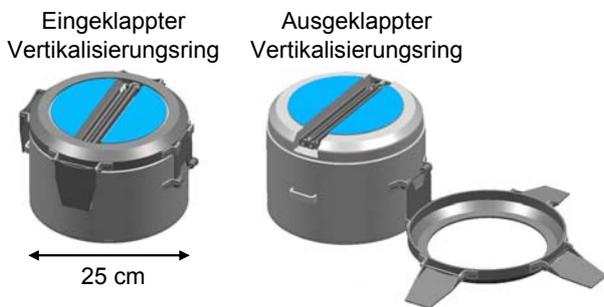
Nach mehrfachem Abprallen (Rebound) des Airbags mit bis zu 50 m Höhe wird dieser zur Ruhe kommen und nach Zündung einer Sprengschnur das 4 kg schwere Oberflächenmodul freigegeben, welches unmittelbar danach einen Mechanismus zur Vertikalisation aktivieren wird, mit dem Ziel einer aufrecht stehenden Marsstation (Bild 7).



**Bild 7: Abschließende Vorgänge der EDL-Phase:**

- Erster Bodenkontakt (Touchdown)
- Zurückprallen (Rebound)
- Pyrotechnische Abtrennung der Airbaghälften
- Vertikalisation der Marsstation

Die Vertikalisation der Marsstation erfolgt dergestalt, daß ein mit der Station gelenkartig verbundener Ring über einen gespannten Federmechanismus durch einen Pyrobolzen freigegeben wird, wie in Bild 8 angedeutet.



**Bild 8: Prinzip der Vertikalisation**

#### 4 Nutzlasten / Experimente

Nach Diskussion innerhalb des Micro-Mars Studienteams wurden folgende Nutzlasten identifiziert, die sich für die kleine Marsstation als sowohl mechanisch integrierbar und als auch im Rahmen des zur Verfügung stehenden Energiebudgets als elektrisch betreibbar erwiesen haben:

- Magnetometer
- Infrarot Radiometer
- Dosimeter zur Messung von UV-Strahlung
- Dosimeter zur Messung geladener Partikel

Diesen vier Nutzlasten liegt die Idee eines First Mars Observatory (FMO) zugrunde, gesteuert durch eine gemeinsame Controllerkarte (Bild 11). Als fünfte Nutzlast kommt ein kleines Kamerasystem hinzu, um die Landeplatzumgebung im Bild festzuhalten.

Der Text innerhalb der Bilder 9 und 10 beschreibt das Nutzlastpaket des FMOs und deren wissenschaftliche Aufgaben. Der recht niedrige Anspruch an elektrischer Leistung und der weite technische Entwicklungsstand machen das FMO zu einer idealen Anwendung innerhalb des Micro-Mars Oberflächenmoduls. Sensoren zur Materialanalyse wie Mössbauer-Spektrograph und Alpha-Proton-Röntgen-Spektrometer können aufgrund der hohen Masse und des hohen Leistungsbedarfs nicht angewandt werden.

**First Mars Observatory (FMO)**

The First Mars Observatory is an instrument package to measure environmental parameters. The following sensors have been selected:

**Four Channel Infrared Radiometer:**

- to measure the radiation flux from the surface
- to determine the thermal inertia (K, c,  $\Delta$ )
- to give clues on surface properties (temperature, roughness, emissivity)
- to deliver ground truth for orbiter instruments

**Fluxgate Magnetometer:**

- to measure for the first time the magnetic variation spectra on the surface
- to investigate for the first time the Mars - solar wind interaction by magnetic field measurements above and below the ionosphere (on orbiter and lander)

**Charged Particles & Neutral Components Detector and UV-Detectors**

- to measure the radiation climate on the surface of Mars
- to quantify the different components and their biological effectiveness
- to determine their variation with time (diurnal, seasonal and in dependence on solar activity)

**Bild 9: Experimente des FMOs**

**Instrument Status**

- The Infrared Radiometer and the Magnetometer are fully developed, qualified and flight models are already manufactured for the Rosetta Mission (Parts of the Lander experiments Mupus and Romap).
- The Charged Particles & Neutral Components Detector and UV-Detectors are based on the Experiment Radox (Radiation Climate on Mars as Relevant to Exobiology) which was selected for the EMF platform during one of the upcoming NASA Surveyor program Lander Missions.

**Sensor accommodation**

	Accommodation
Infrared Radiometer	towards surface
Magnetometer	outer position but not close to solar cells
Radiation + UV	towards sky
Electronics	inside the thermally isolated compartment

**Required Recourses**

	Mass	Power Consumption	Telemetry Rate
Infrared Radiometer	100g	150mW	10kbit/day
Magnetometer	120g	350mW	500kbit/day
Radiation + UV	250g	300mW	200kbit/day
Controller	100g	180mW	10kbit/day
Box	120g		
<b><math>\Sigma</math></b>	<b>690g</b>	<b>980mW</b>	<b>720kbit/day</b>

**= 90kBytes/sol**

**Bild 10: Status und Anforderungen des FMOs**

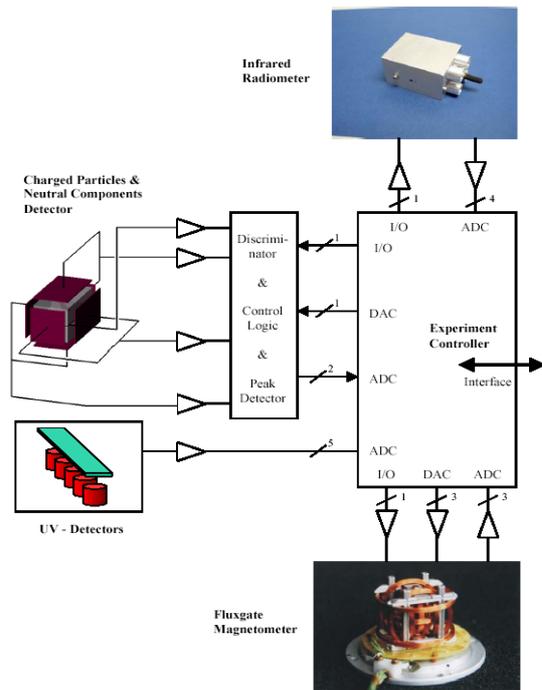


Bild 11: Steuerung und Datenerfassung der Experimente des FMOs über ein gemeinsames elektronisches Interface.

## 5 Oberflächenmodul / Marsstation

Die Experimente des First Mars Observatory (FMO) erfordern das Vorhandensein eines kleinen Booms, um dem Kamerakopf eine gewisse Höhe zu verleihen und um insbesondere das Magnetometer in hinreichender Entfernung zu den elektrischen Systemen der Marsstation zu halten, da das automatisch dazugehörige Magnetfeld der elektrischen Ströme die Messergebnisse sonst unnötig verfälschen würde.

Nach vollständiger Freigabe aller zunächst über Federsysteme gespannten mechanischen Einheiten wird die Marsstation folgendes Aussehen haben:

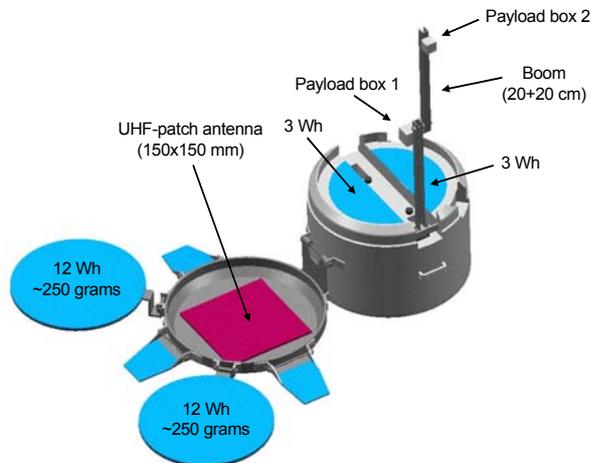


Bild 12: Marsstation im Betriebszustand

Zu erkennen sind in Bild 12 auch die Solarzellen, die insbesondere über 2 kreisrunde  $\varnothing$  22 cm große Segmente 24 Wh elektrische Leistung pro Marstag generieren. Hinzu kommen durch Nutzung anderer mit Solarzellen beklebter Flächen zusätzliche 6 Wh. Somit stehen allein durch Nutzung von Solarzellen pro Marstag insgesamt 30 Wh an elektrischer Leistung zur Verfügung, auf der das in Tabelle 3 aufgeführte Szenario zum Betrieb von Subsystemen und Experimenten beruht.

### Energy drain :

Item	Power usage (W)	Time (h)	Energy (Wh)
Avionics	0.250	24.000	6.000
Transceiver (including antenna)	18.000	0.167	3.006
Antenna	0.000	0.167	0.000
Thermal	1.500	8.000	12.000
Magnetometer	0.400	8.000	3.200
Radiometer	0.150	8.000	1.200
Dosimeter	0.300	8.000	2.400
Camera	1.000	0.500	0.500
Experiment Electronics	0.180	8.000	1.440
			<b>29.746</b>

### Energy supply :

Item	Power input (W)	Time (h)	Energy (Wh)
Battery (rechargeable)			27.000
Solar panel (mean power)	2.500	12.000	30.000
RTG (optional, electrical only)	0.120	24.000	2.880
			<b>59.880</b>

Tabelle 3: Verbrauch und Generierung von Energie

Die Haupt-Experimente des FMOs können pro Marstag z.B. je 8 Stunden betrieben werden. Eine Variation der jeweiligen Betriebszeiten ist problemlos möglich. Größter Leistungsverbraucher ist der Transceiver, da hinreichend Sendeleistung bei der Kommunikation mit dem Orbiter bereitgestellt werden muss. Pro Marstag sind dies jedoch nur 10 min, bedingt durch den nur kurzzeitigen direkten Kontakt zwischen Lander und Orbiter, resultierend auch aus dem gegenwärtig aus Gründen des Thermalhaushalts bevorzugten Landeplatz in der Äquatorgegend des Mars.

Die Kommunikation wird im UHF-Band bei 430 MHz durchgeführt. Hierfür ist eine 150 x 150 mm große Patchantenne vorgesehen, deren Geometrie bzw. bauliche Ausführung im inneren Bereich des Vertikalisierungsrings integrierbar ist (Bild 12).

Item	Mass (kg)
Avionics	0.200
Transceiver	0.230
Antenna	0.200
Thermal	0.200
Magnetometer	0.120
Radiometer	0.100
Dosimeter	0.250
Camera	0.086
Experiment Electronics	0.220
Battery (rechargeable)	0.222
Solar Panels (2x0.25kg + 0.05kg)	0.550
RTG (optional)	0.400
Cabling	0.100
Structure & Boom	1.000
Miscellaneous	0.122
	<b>4.000</b>

directly payload-related: 0.776 kg

Tabelle 4: Massenbudget der Marsstation

Tabelle 4 beinhaltet eine Übersicht des Massenbudgets aller Subsysteme und Experimente der kleinen Marsstation. Tabelle 5 gibt einen Überblick zu deren Abmessungen, soweit verfügbar.

Item	Dimensions (cm)
Avionics & Experiment Electronics	10 x 8 x 6
Transceiver	9.14 x 5.84 x 2.54
Antenna	15 x 15 x 3.2
Thermal	
Magnetometer	Ø 6 x 7
Radiometer	5.3 x 4 x 3
Dosimeter (UV)	2.5 x 2.5 x 4
Dosimeter (Charge Particles)	5 x 2 x 1
Camera	4.25 x 4.3 x 3.35
Battery (rechargeable)	7.6 x 5.2 x 2.6
Solar Panels	Ø 23 x (0.2 + 0.3)
RTG (optional)	Ø 7 x 11
Cabling	
Structure & Boom	Ø 25 x 15
Miscellaneous	

Tabelle 5: Abmessungen der Subsysteme

Die Experimentanforderungen aus den Bildern 9 und 10 sowie die Angaben aus den Tabellen 3 bis 5 führen zu einem vorläufigen Design der Marsstation wie in Bild 13 zu sehen.

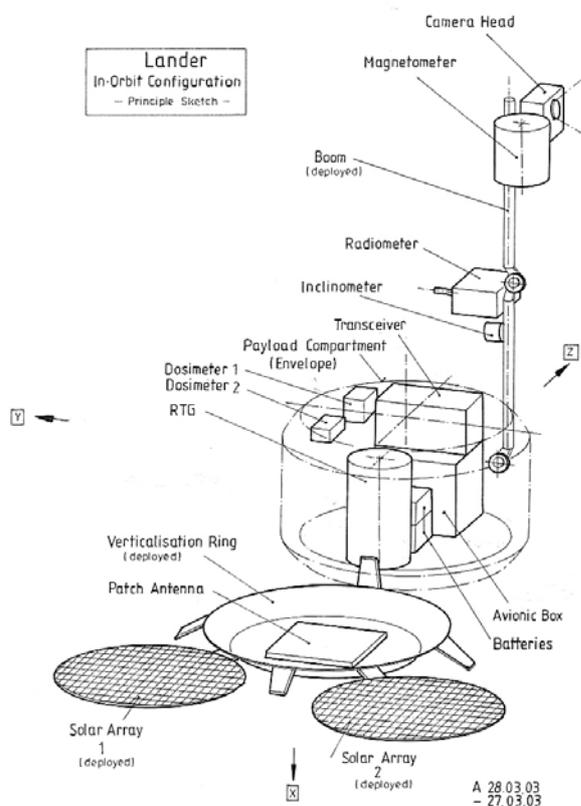


Bild 13: Vorläufiges Studienergebnis des Designs der Marsstation

Gut zu sehen ist die machbare Positionierung aller Subsysteme und Experimente innerhalb der im Durchmesser 25 cm großen zylindrischen Struktur der Marsstation, die bevorzugt aus Kohlefaser-verbundwerkstoffen besteht.

### 5.1 Aspekte zum Power Subsystem

Kritisches Element bei Lander-basierten Marsmissionen ist stets das Subsystem Power. Dies bezieht auf den elektrischen und thermalen Haushalt. Durch einen Landeplatz in der Äquatorregion des Mars können die damit verbundenen Probleme zumindest relativ minimiert werden, bleiben jedoch immer noch zu erwartende Durchschnittstemperaturen von ca. -70°C, die viele Subsysteme regelrecht einfrieren lassen. Als besonders problematisch sind stets die Batterien anzusehen. Die Zuhilfenahme eines von auf radioaktiven Substanzen basierenden Radioisotope Thermal Generators (RTG) ist ein gutes Mittel um Temperaturen aktiv zu erhöhen und um mittels Wärmeleitungen die Temperatur - insbesondere die der Batterien - im Arbeitsbereich zu stabilisieren.

Wir haben daher ein auf dem Zerfall von Plutonium 238 basierendes RTG-Modul (Bild 14) mit 204 Wh thermischer Leistung pro Marstag in der Marsstation vorgesehen und in den Tabellen des Abschnitts 5 gegebenenfalls berücksichtigt. Wir erhoffen somit eine Lebenszeit von mehreren Monaten für die Marsstation, was durch eine detaillierte Thermalanalyse in einer Folgestudie zu untersuchen wäre. Sollte der Einsatz des RTG-Moduls aufgrund von übergeordneten Rahmenbedingungen nicht möglich sein, so kann das Modul z.B. durch eine zweite Batterieeinheit ersetzt werden, jedoch mit der Gefahr zu niedriger Arbeitstemperaturen innerhalb der Marsstationen und demzufolge einer eventuell sehr kurzen Lebenszeit im Bereich weniger Tage.

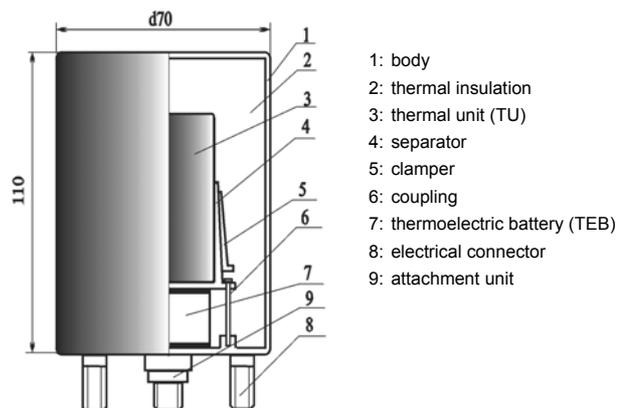


Bild 14: RTG-Modul mit 204 Wh thermischer Energie und 2,88 Wh elektrischer Energie pro Marstag

Unabhängig von der Thermalproblematik soll die elektrische Leistung über die zuvor beschriebenen Solarzellen generiert werden (30 Wh pro Marstag).

Bild 15 zeigt alle beteiligten Power-Subsysteme der Marsstation (siehe auch Tabelle 3).

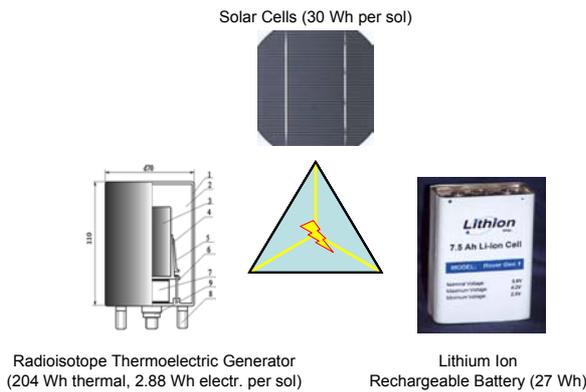


Bild 15: Power Subsysteme der Marsstation

## 5.2 Datenverarbeitung / Avionics

Die Datenverarbeitung bewerkstelligt die Marsstation mittels einer kleinen COTS low-power Microcontroller-Karte und ist bereits als Avionics-S/S in den Tabellen 3 bis 5 berücksichtigt. Vergleichbare Lösungen sind bei der NASA Marsmission Deep Space 2 eingesetzt worden. Eine SRAM Speicherkapazität von 2 MByte stellt die Speicherung der Experimentdaten von drei Marstagen sicher. Das pro Marstag auflaufende Volumen an experimentellen Daten ist mit 600 KByte so gestaltet, das diese Datenmenge bei einem 10 minütigen Lander↔Orbiter Kontakt vollständig transferiert werden kann. Der Text in Bild 16 stellt einige Aspekte zum OBDH schlagwortartig dar, während in Bild 17 Aspekte zu den Datenmengen behandelt werden.

Der Datenupload vom Lander zum Orbiter erfolgt mit einer Datenrate von 8.000 bit/s und umfasst die wichtigsten Experimentdaten nebst einigen Daten des Housekeepings. Während des 10 minütigen Kontaktfensters kann folglich das Tagesdatenvolumen von 600 KByte abgesetzt werden. Der Datendownload vom Orbiter zum Lander umfasst ausschließlich Telekommandos bei einer Datenrate von 20 bit/s.

<p>Low-cost approach: space qualified (MIL 1553), but COTS components:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>- Similar to <i>Deep Space 2</i> electronics and software architecture, but with modified and enhanced memory (SRAM, 2 MBytes) to save and hold data during some Martian days via a <i>history buffer</i> concept:</li> <li>- Experimental data</li> <li>- Surface module housekeeping data</li> <li>- Imaging data</li> <li>- Dataprocessing unit: <ul style="list-style-type: none"> <li>- Creditcard-sized OBC</li> <li>- Microcontroller-based: 80C51, C167 or similar</li> <li>- Common i/o interfaces like RS485, CAN onboard</li> </ul> </li> <li>- Power electronics board</li> <li>- Memory: <ul style="list-style-type: none"> <li>- SRAM, 2 MBytes</li> <li>- Needs ~ 3.5 orbiter↔lander contacts for upload</li> </ul> </li> <li>- Software: C, Assembler</li> </ul>
--

Bild 16: Zu Avionics und OBDH der Marsstation

<b>Data volume per Martian day (kBytes):</b>	
- Experimental data:	90 (see proposed payloads)
- Surface module housekeeping data:	10
- Imaging data:	500 (compressed raw image data)
<b>Sum:</b>	<b>600 kBytes</b>
SRAM volume: 2,000 KBytes	
→ Data capacity covers 3 Martian days:	3 * 600 KBytes (+ margin)
→ Data dump per lander↔orbiter contact:	600 kBytes (see communications)
<b>Data volume per Martian day = data dump per orbiter↔lander contact</b>	
Due to the landing site selection of the Martian station and the foreseen orbit of the orbiter there will be <u>one orbiter↔lander contact per sol during the first operational week</u> of the Martian station. Later possibilities of orbiter↔lander communications depend on line of sight between the two spacecrafts.	

Bild 17: Zu Datenvolumen und Datentransfer

## 6 Schlussbetrachtung

Wir haben während der Phase-A Studie zur Micro-Mars Mission (via Ariane 5 ASAP zum Planeten Mars) grundlegende Aspekte eines kleinen Landegerätes erarbeitet. Dies beinhaltet ein erstes Design des Landers, Untersuchungen zum Landevorgang (EDL-Phasen), die Auswahl eines geeigneten Experimentpaketes und dessen Betrieb im Rahmen eines sehr begrenzten Leistungsbudgets. Die prinzipielle Machbarkeit des insgesamt 16 kg schweren Landegerätes wurde nachgewiesen. Detaillierte Analysen sollen in einer Folgestudie durchgeführt werden. Strategisch betrachtet, stellt die kostengünstige Micro-Mars Mission als mögliche Arrow-Mission einen idealen Beitrag zum ESA Aurora Programm dar.

## 7 Abkürzungen

ASAP	Ariane Structure for Auxiliary Payload
COTS	Commercial of the shelf
g	Erdbeschleunigung
FMO	First Mars Observatory
GTO	Geostationary Transfer Orbit
MMH	Mono Methyl Hydrazine
OBDH	Onboard data handling
PS	Parachute System
RTG	Radioisotope Thermal Generator
S/C	Spacecraft
SM	Surface module
S/S	Subsystem
UHF	Ultra High Frequency
Wh	Wattstunden

## 8 Literatur

- [1] Micro-Mars Mission, Phase-A Studie, Abschlusspräsentation, EADS Space Transportation April 2003
- [2] ASAP-5 manual, Arianespace, Paris
- [3] Micro-Mars Mission, scientific-technical report, Babakin Space Center, Moskau, Mai 2002