

# Eine Europäische Wissenschaftsmission mit Orbiter und Landegerät zum Planeten Mars (ESMM)

H. Renken (email: hartmut.renken@space.eads.net)<sup>1</sup>, B. Bischof<sup>1</sup>, S. Walther<sup>1</sup>, H. Hoffmann<sup>2</sup>,  
U. Frisk<sup>3</sup>, F. von Schéele<sup>3</sup>, A.-M. Harri<sup>4</sup>, P. Makkonen<sup>4</sup>, T. Siili<sup>4</sup>

EADS Space Transportation GmbH (EADS-ST), Hünefeldstr. 1-5, 28199 Bremen<sup>1</sup>  
DLR, Institut für Planetenforschung, Rutherfordstr. 2, 12489 Berlin-Adlershof<sup>2</sup>  
Swedish Space Cooperation (SSC), Strandväg 86, SE-171 04 Solna (Stockholm), Schweden<sup>3</sup>  
Finnish Meteorological Institute (FMI), Space Research, PO Box 503, FIN-00101, Finnland<sup>4</sup>

## Übersicht

Die Idee einer relativ kleinen - aber feinen - Mission zum Planeten Mars ist Inhalt dieses Papiers. Basierend auf bereits durchgeführten Studien (siehe Referenzen [1] bis [5]) zu kostengünstigen, robotischen Mission und früheren bzw. laufenden Missionsbeteiligungen zum Mars haben sich vier Institutionen aus Industrie (EADS-ST und SSC) und Forschung (DLR und FMI) zu einem gemeinsamen Missionsvorschlag zu unserem äußeren Nachbarplaneten zusammengetan. Die jeweiligen Interessen der Partner lassen sich ideal zu einer kleinen multinationalen Mission zum Mars bündeln. Daraus ergibt sich auch der gegenwärtige Arbeitsname der Missionsidee: *European Small Mars Mission* (ESMM).

Die beteiligten Institutionen sind:

- EADS Space Transportation GmbH (EADS-ST), Bremen, Deutschland
- Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR), Institut für Planetenforschung, Berlin-Adlershof, Deutschland
- Swedish Space Cooperation (SSC), Solna (Stockholm), Schweden
- Finnish Meteorological Institute (FMI), Helsinki, Finnland

Beratend wird das *Babakin Science and Research Space Center* (Russland) eingebunden.

Die Annahme einer relativ kostengünstigen Mission mit mehrfacher Missionsfähigkeit - also einem eventuell wiederholten Bau und Einsatz des nur minimal modifizierten Raumfahrzeugs - führt im Ergebnis automatisch zu einem kleinen Fluggerät, das auf bereits weit entwickelten oder sogar *commercial of the shelf* (COTS) verfügbaren Technologien zu Raumfahrzeug und Experimenten beruht. Kostenaufwendige Entwicklungsprogramme zu neuartigen Systemen sind daher nicht im Rahmen von ESMM nicht vorgesehen. Jedoch wird auf ausreichende Zeit für Test und Qualifikation großen Wert gelegt, um den Missionserfolg sicherzustellen.

Das Fluggerät (ESMM-S/C) besteht aus einem Mars-Orbiter (ESMM-Orbiter) und einem Mars-Landegerät (ESMM-Landegerät). Beide Einheiten werden erst beim Mars getrennt, dergestalt, dass eine Überwachung der kritischen *Entry, Descent, Landing* (EDL) Missionsphase des atmosphärischen Eintritts und Abstiegs und der abschließenden Landung des ESMM-Landegerätes durch den ESMM-Orbiter möglich ist.

Das ESMM-Landegerät soll die Fähigkeit einer Europäischen Landung beim Mars demonstrieren und ein kleines Oberflächenmodule - die ESMM-Marsstation - für *in-situ* Forschungszwecke mit sich führen. Eine erfolgreiche Landung bzw. Ablieferung und Betrieb einer Station auf der Marsoberfläche ist gerade nach dem *Beagle-2* Misserfolg im Dezember 2003 von wichtiger Bedeutung für Europa und soll späteren erheblich schwereren - und teureren - Landegeräten den Weg der kritischen EDL-Missionsphase bereiten.

Erste Untersuchungen haben gezeigt, dass als Trägerrakete eine *Rocket* (Provider: Eurockot) das circa 325 kg wiegende ESMM-S/C im Jahr 2009 auf Fluchtgeschwindigkeit direkt Richtung Mars befördern kann. Alternativ wäre ein Start mit der *Ariane 5* (Provider: Arianespace) möglich. In diesem Fall würde das ESMM-S/C die Huckepack-Fähigkeit der Ariane 5 nutzen und über den Umweg eines *Swing-By* Manövers bei Mond und Erde den Mars erreichen (siehe Abschnitt 2).

## 1 Missionsanforderungen und Konzept

ESMM soll unabhängig von anderen Raumfahrzeugen beim Mars vollständig autonom arbeiten können, also auch hinsichtlich der Kommunikation zwischen ESMM-Orbiter, dem ESMM-Landegerät und den notwendigen Bodensegmenten auf der Erde. Eine Zusammenarbeit mit anderen Missionen beim Mars ist aber nicht generell ausgeschlossen, da die Infrastruktur zur Kommunikation auf bei Marsmission üblichen Frequenzbändern und Codierungen beruht. Somit können sich verschiedene Missionen im Problemfall einander als Ersatzsatellit insbesondere für den Zweck der Datenübertragung helfen.

Dem Missionsentwurf liegt eine *design to cost* Philosophie zugrunde, der weit unter dem Finanzrahmen der ESA *Mars-Express* Mission liegt. Wir gehen gegenwärtig von 100 Millionen Euro für ESMM aus, einschließlich Raketenstart und Betrieb. Dies erfordert automatisch eine schlanke Projektstruktur; das Team muss überschaubar bleiben.

Basierend auf dem vorgegebenen Kostenrahmen soll nicht nur Technologie - insbesondere die des ESMM-Landegerätes - getestet, sondern auch bestmögliche Forschung beim Mars durchgeführt werden. Die zeitgleiche Messung von ausgewählten atmosphärischen Parametern sowohl vom Orbit als auch von der Marsoberfläche ist eine Schlüsselaufgabe der Mission. Dies betrifft insbesondere das Magnetfeld und die Strahlungsumgebung (UV-Strahlung und geladene Teilchen) beim Mars; entsprechende Nutzlasten sind vorgesehen (siehe Abschnitt 5).

Erstmals soll ein *Microwave Limb Sounder* die Atmosphäre des Mars untersuchen. Ferner kommt eine Weiterentwicklung [2] der *High Resolution Stereo Camera* (HRSC) zum Einsatz, die dato (Mitte 2004) im Rahmen der Mars-Express Mission mit spektakulären Bildern der Planetenoberfläche von sich Reden macht. Zusammen mit anderen vorgesehenen Experimenten wie Plasma- und Magnetfeldmessungen und dem *Radioscience* Experiment ergibt sich der Wunsch eines hoch elliptischen Zielorbits beim Mars von ca. 33.000 km in der Apoapsis und ca. 200 km in der Periapsis, bei nahezu 90° Inklination (siehe Bild 1).

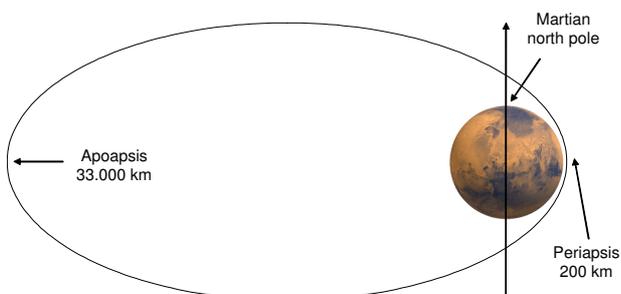


Bild 1: Vorgesehene Bahn des ESMM-Orbiters während der wissenschaftlichen Betriebsphase beim Mars

Der ESMM-Orbiter soll eine Lebensdauer von einem Marsjahr im Minimum aufweisen und wird neben seinen wissenschaftlichen Aufgaben auch alle anderen typischen operationellen Aufgaben erfüllen müssen, wie die Ausrichtung der Experimente und die Kommunikation mit dem ESMM-Landegerät und dem Senden der Experiment- und Betriebsdaten zur Erde. Das pro Marstag zu sendende Datenvolumen liegt im Bereich einiger Hundert Millionen Bits (siehe Abschnitt 6).

## 2 Trägerrakete und Flug zum Mars

Als Träger für eine ESMM Startgelegenheit kommen gegenwärtig zwei potentielle Lösungen in Frage:

### 2.1 Nutzung der Ariane 5 ASAP

Das ESMM-S/C würde als Huckepack-Passagier bei dem Start einer Ariane 5 mitfliegen, müsste sich aber dem Satelliten des Haupt-Kunden planerisch unterordnen [6]. Da das Startfenster für den Flug zum Mars zwecks Nutzung einer energiesparenden Erde↔Mars Transferbahn (Hohmann-Transfer) im Bereich von 2 bis 3 Wochen liegen wird, könnte ein Problem beim Haupt-Satelliten die Mission schon zu Beginn unnötig gefährden.

Ferner wird im Ariane 5 ASAP Anwendungsfall voraussichtlich ein *Swing-By* Manöver bei Mond und Erde durchgeführt werden müssen, da ein direkter Schuss Richtung Mars energetisch betrachtet nicht sinnvoll ist. Dem *Swing-By* Manöver liegt die *Moon Earth Gravity Assist* Methode (MEGA) zugrunde, die in [7] genauer dargelegt ist.

Der Durchmesser der Ariane 5 ASAP Container beträgt etwa 1,5 m und erlaubt die Montage einer etwa 0,8 m großen *High-Gain* Antenne (HGA) zwecks Kommunikation mit der Erde. Das nutzbare Volumen bei einer Ariane 5 ASAP Anordnung für vier Zusatznutzlasten ist in Bild 2 zu sehen.

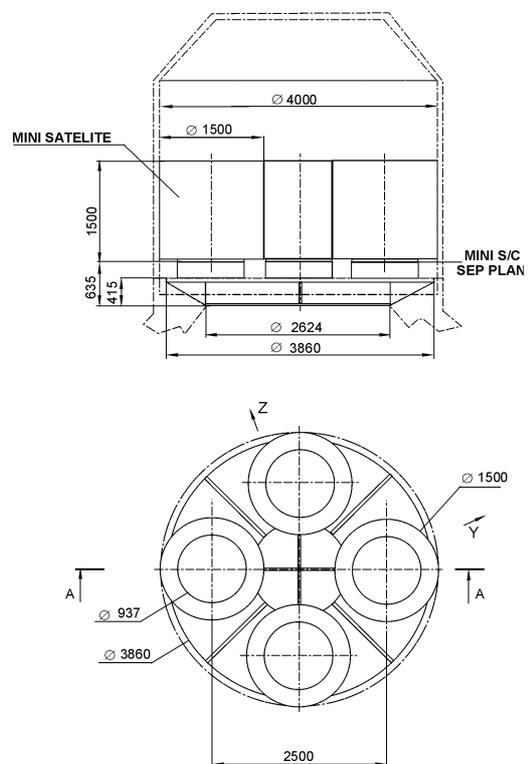


Bild 2: Anordnungsschema von vier möglichen Zusatznutzlasten / Kleinsatelliten (Ariane 5 ASAP)

## 2.2 Nutzung der Rocket

Bei Gebrauch der Rocket [8] als Startrakete wäre das ESMM-S/C der ausschließliche Kunde. Dies würde die Startkampagne stark vereinfachen. Ferner steht ein geeigneter zusätzlicher Raketenmotor (Interstage *STAR 37FM* der Firma *Thiokol*) zur Verfügung, der dem ESMM-S/C die nötige Geschwindigkeit verleiht um das Schwerefeld der Erde direkt Richtung Mars zu verlassen. Das nicht unkritische *Swing-By* Manöver mittels der MEGA-Methode entfällt.

Das Volumen unterhalb der Nutzlastverkleidung der Rocket ist in Bild 3 zu sehen. Etwa 2,1 m stehen in der Breite zur Verfügung. Dies führt dazu, dass eine 1,2 m *High-Gain* Antenne an der Satellitenstruktur angebracht werden kann.

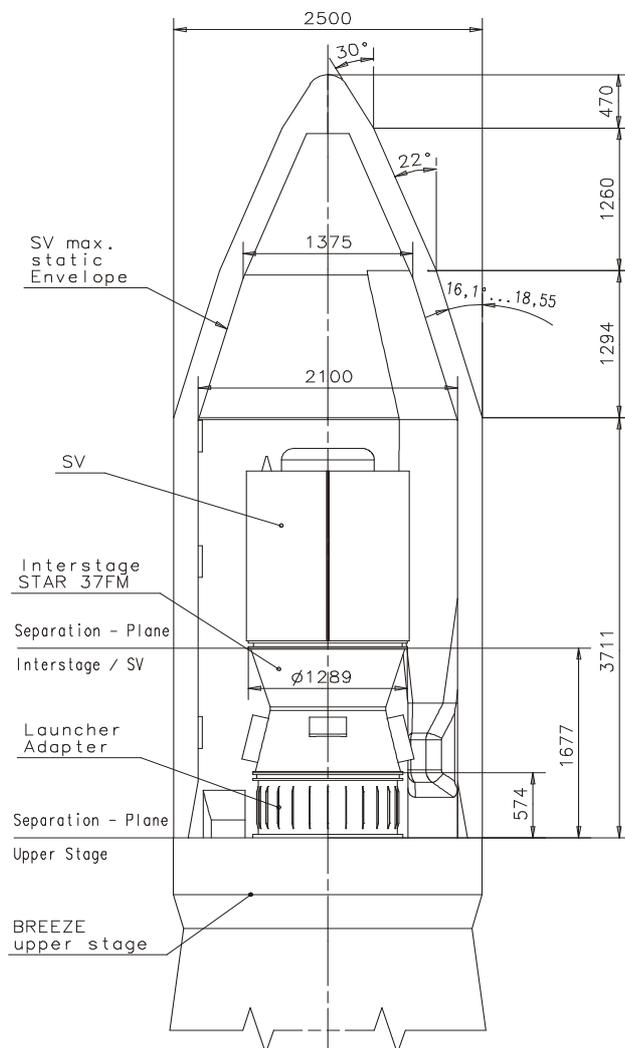


Bild 3: Oberstufe der Rocket mit zusätzlichem Triebwerk (Interstage 37 FM) mit Beispielsatelliten (etwas kleiner als das ESMM-Fluggerät)

## 2.3 Vergleich Ariane 5 ASAP↔ Rocket

Die Rocket wird als Trägerrakete für das ESMM-S/C favorisiert. Der Start ist durch die Möglichkeit des direkten Einschusses zum Mars weniger kompliziert. Das großzügigere Volumen unterhalb der Nutzlastverkleidung erlaubt die Mitnahme einer größeren Antenne mit 1,2 m Durchmesser gegenüber den 0,8 m bei der Ariane 5 ASAP Lösung. Allein diese größere Antennengeometrie bringt einen Gewinn bei der Datenrate der Kommunikationsstrecke von Faktor 2,25. Da die Kommunikationsstrecke erfahrungsgemäß einen *Flaschenhals* darstellt - es liegen eigentlich mehr Experimentdaten vor als übertragen werden können - und die wissenschaftliche Datenausbeute einer der treibenden Aspekte auch für ESMM ist, wird ebenfalls diesbezüglich die Rocket vorgezogen.



Bild 4: Start einer Rocket vom Startplatz Plesetsk

## 2.4 Manöver (delta-v) bei Nutzung der Rocket

Auf Basis des Starts mittels einer Rocket und dem Einsatz des Zusatzmotors *STAR 37FM*, der das ESMM-S/C im Jahr 2009 (oder zu späteren geeigneten Startfenstern) auf Fluchtgeschwindigkeit Richtung Mars bringt, wurde eine erste Missionsanalyse durchgeführt, zwecks Berechnung der erforderlichen Manöver zur Änderung der Geschwindigkeit (delta-v) des ESMM-S/C und der dafür notwendigen Treibstoffmenge. Die Rechnung stimmt optimistisch, sind doch insgesamt 120 Liter für den Treibstoff (Zweistoff MMH und MON) vorgesehen.

Maneuver	Delta-V (m/s)	Propellant Mass (kg)
Midcourse 1	50.000	5.100
Midcourse 2	20.000	2.000
Midcourse 3	30.000	3.000
S/C capture at Mars	775.980	86.000
Lander Entry (initial)	28.700	2.000
Lander Separation	0.000	0.000
Periapsis Lifting	11.960	0.700
Apoapsis Lowering	119.910	7.000
Orbit correction	240.000	10.000
Margin		4.200
	<b>1276.550</b>	<b>120.000</b>

Tabelle 1: Übersicht zu den Treibstoff verbrauchenden Korrekturmanövern

Bild 5 illustriert diejenigen Manöver beim Mars, die zum Absetzen des ESMM-Landegerätes und zum Erreichen der endgültigen Umlaufbahn mit 33.000 km in der Apoapsis und 200 km in der Periapsis des ESMM-Orbiters beitragen.

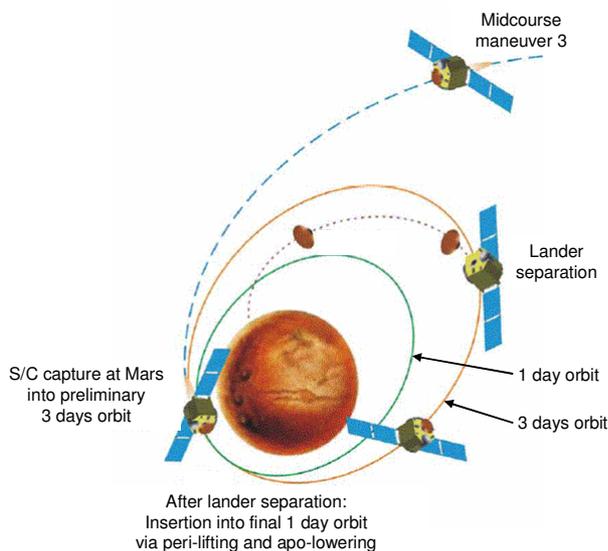


Bild 5: ESMM-S/C Ankunft bei Mars mit Manövern zum Absetzung des ESMM-Landegerätes und zum Erreichen des Zielorbits des ESMM-Orbiters

## 3 ESMM-S/C und ESMM-Orbiter

Die auf den Start mittels Rocket angepasste Konfiguration des ESMM-S/C (325 kg) besteht aus dem ESMM-Orbiter (295 kg) und dem auf dessen oberer Plattform befestigten nur 30 kg schweren ESMM-Landegerät. Wie Bild 6 zeigt, sind die Flügel mit den Solarzellen beim Start zusammengefaltet und werden nach der Trennung von der Trägerrakete und Zusatzmotor erst im Freiflug entfaltet, wie in Bild 7 dargestellt.

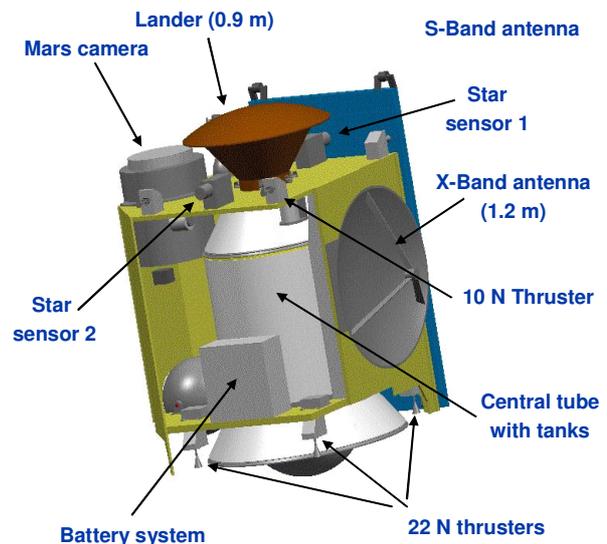


Bild 6: Startkonfiguration des ESMM-S/C

Aus folgenden Hauptelementen setzt sich das ESMM-S/C zusammen:

- Primärstruktur, bestehend aus:
  - 1 Zentralrohr
  - Außenverkleidungen
  - internen Plattformen
  - 1 Verbindungsadapter zur Rakete
  - 1 Trennvorrichtung Landegerätes
- Elemente des Antriebssystems:
  - 1 Zweistoff Treibstofftank (MMH und MOH)
  - 1 Helium Drucktank
  - vier 22 N Triebwerke
  - vier 10 N Triebwerke
- Lageerfassung und Lageregelung:
  - 2 Sternsensoren
  - 2 Sonnensensoren
  - 1 Trägheitsplattform (IMU)
  - 4 Reaktionsräder

- Kommunikation:
  - 1 *High-Gain* Antenne (X-Band; Ø 1,2 m)
  - 1 Einweg Antenne (S-Band)
  - 2 UHF Antennen zur Kommunikation mit dem ESMM-Landegerät
  - dazugehörige Sender und Empfänger
- Energieversorgung:
  - 2 entfaltbare Solarzellenträger zu je 2,5 m<sup>2</sup>
  - Batteriesystem
  - Einheit zur Energieverteilung (PDU)
- Nutzlasten:
  - Experimente (30 kg) des ESMM-Orbiters gemäß Tabelle 3
  - ESMM-Landegerät (30 kg)

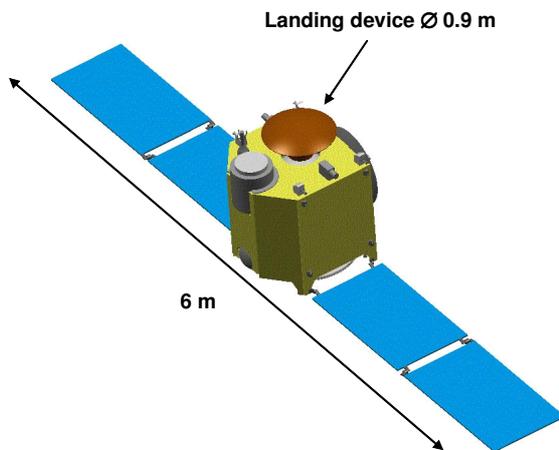


Bild 7: Konfiguration des ESMM-S/C während der Reise zum Mars

Die Massenbilanz des ESMM-S/C zeigt Tabelle 2. Erfreulicherweise liegt sogar eine Spielraum von 15 kg vor.

Item	Mass (kg)
Payload	30.000
Lander	30.000
Propulsion S/S	34.000
Communication S/S	16.000
GNC S/S	8.000
Power Supply	16.000
Data Handling S/S	6.000
Structure S/S	44.000
Thermal control S/S	6.000
Fuel (Bi-Propellant)	120.000
Margin	15.000
	<b>325.000</b>

Tabelle 2: Massenbilanz des ESMM-S/C

Item	Mass (kg)
High resolution camera	9.200
Medium-angle camera	1.500
Wide-angle camera	0.300
Digital unit for camera system	1.400
Microwave limb-sounder	7.000
Plasma package	3.000
Magnetometer	0.750
Radioscience	0.500
Dosimeter	1.500
Margin	4.850
	<b>30.000</b>

Tabelle 3: Nutzlasten bzw. Experimente des ESMM-Orbiters

#### 4 ESMM-Landegerät

Das 30 kg schwere ESMM-Landegerät ist dem bereits beim *Deutschen Luft- und Raumfahrtkongress 2003* vorgestellten Landegerät der *Micro-Mars-Mission* sehr ähnlich [3]. Es fällt jedoch etwas größer aus, primär bedingt durch die erhöhte Nutzlastmasse von jetzt 1,55 kg und den etwas größer ausgelegten Subsystemen. Die Nutzlasten setzen sich aus einem Experimentpaket des DLR [3] und einem Experimentpaket des FMI [5] zusammen. Beide Pakete dienen der Erforschung von atmosphärischen Parametern wie Temperatur, Windgeschwindigkeit, Magnetfeldstärke und Strahlungsumgebung (siehe Tabelle 5). Die hierfür notwendigen Sensoren sind insbesondere hinsichtlich Masse, Energiebedarf und anfallenden Experimentdaten recht genügsam und können daher in der nur 8 kg schweren ESMM-Marsstation untergebracht und betrieben werden.

Diejenigen Subsysteme, die für die Missionsphase *Entry, Descent, Landing* nötig sind, wiegen 22 kg. Zwecks Dokumentation des etwa 6 Minuten andauernden Abstiegs zur Oberfläche des Mars soll zumindest ein Beschleunigungssensor zum Einsatz kommen und seine Daten zum ESMM-Orbiter senden. Dies erfordert eine direkte Sichtlinie zwischen Orbiter und Landegerät: Die Datenübertragung soll unmittelbar geschehen, sofern kein *blackout* vorliegt, womit jedoch kurzweilig zu rechnen ist [9].

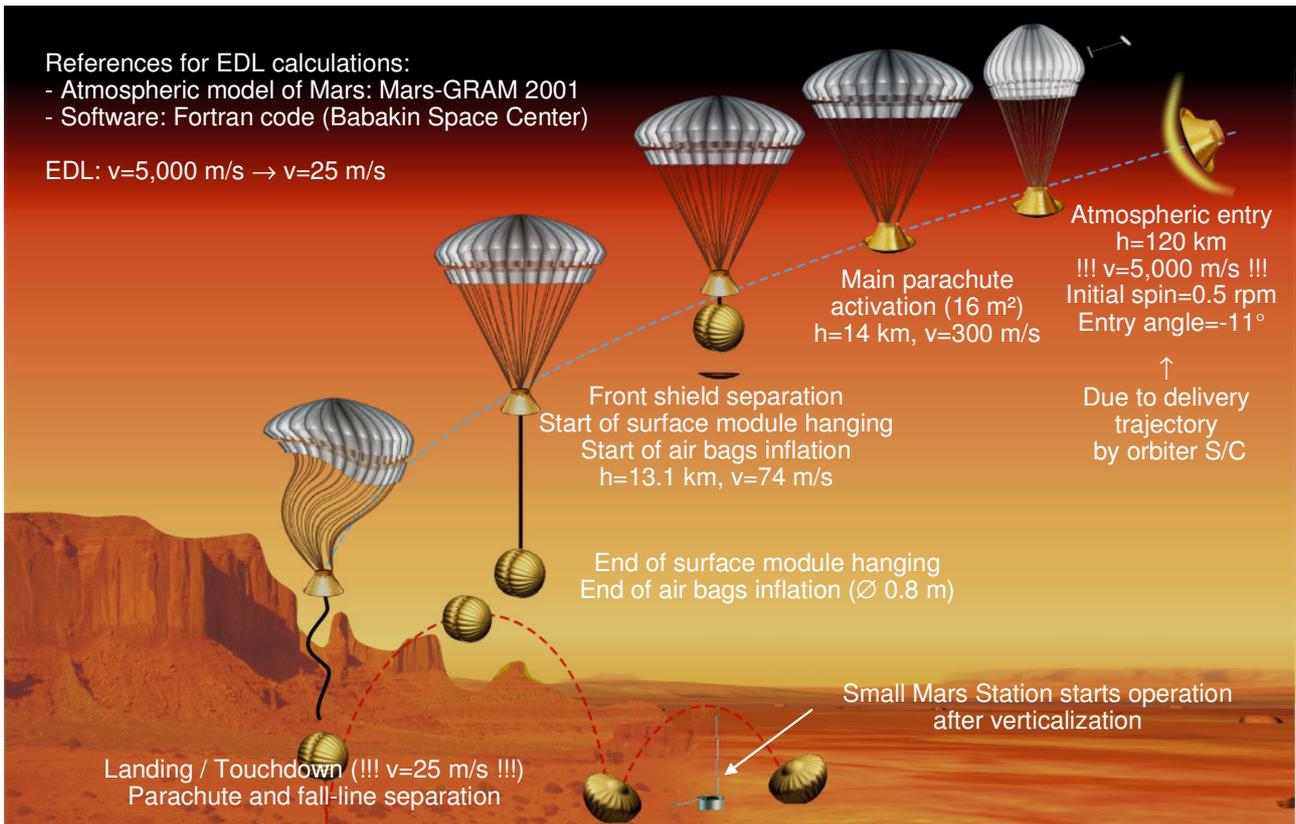


Bild 8: Verlauf der *Entry, Descent, Landing* Missionsphase des ESMM-Landegerätes

Bild 8 illustriert den prinzipiellen Verlauf der *Entry, Descent, Landing* Missionsphase des ESMM-Landegerätes. Tabelle 4 gibt einen Überblick zu allen wesentlichen Subsystemen. Der vorläufige Konstruktionsentwurf für das ESMM-Landegerät ist in Bild 9 zu sehen.

Hinsichtlich der anzuwendenden Wiedereintrittstechnologie bevorzugen wir derzeit den Einsatz klassischer Subsysteme, basierend auf folgenden Hauptkomponenten:

- Starres, aerodynamisches Hitzeschild
- Fallschirmsystem
- Airbag

Bedingt durch die relativ dünne Atmosphäre des Mars wird der Landeplatz eine niedrige Höhe aufweisen müssen, da der Fallschirm sonst keine ausreichende Abbremswirkung erzielt wird.

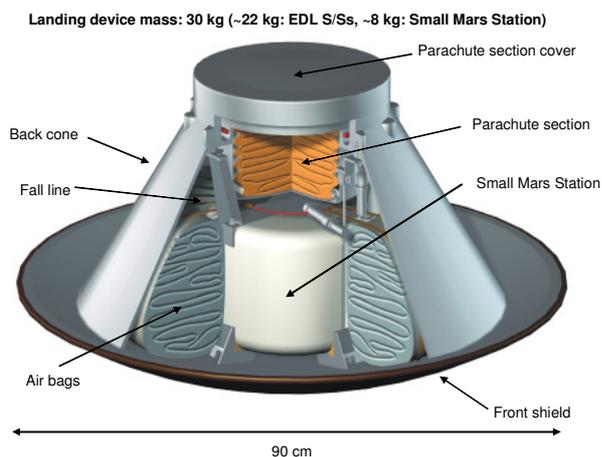


Bild 9: Entwurf des ESMM-Landesgerätes

Item	Mass (kg)
Martian station	8.000
Aerodynamic shield	4.500
Parachute system	6.000
Air bags	5.000
Fall line	1.200
Shadow part of thermal protection	0.800
Back cone	0.800
Pyrotechnic devices	0.500
Onboard cable network	0.400
Margin (EDL-Monitoring S/S, ...)	2.800
	<b>30.000</b>

Tabelle 4: Subsysteme des ESMM-Landegerätes

## 5 ESMM-Marsstation

Bei Rückenlage auf der Marsoberfläche erfolgt die Vertikalisation der ESMM-Marsstation dergestalt, dass ein mit der Station über ein Scharniergelenk verbundener und zunächst eingeklappter Vertikaliserungsring über einen gespannten Federmechanismus durch einen Sprengbolzen freigegeben wird (siehe Bild 10). Daraufhin wird das Marsstation aufrichtet. Sollte das Oberflächenmodul nach Trennung vom Airbag-System sowieso schon in richtiger Position liegen, so wird der Vertikaliserungsring trotzdem gelöst.

Nach Entfaltung aller mechanischen Einheiten wird die ESMM-Marsstation das in Bild 11 dargestellt Aussehen haben. Die Kommunikation mit dem ESMM-Orbiter wird im UHF-Band bei 430 MHz durchgeführt. Zu diesem Zweck ist eine 150 x 150 mm große Patch-Antenne vorgesehen, die im inneren Bereich des Vertikaliserungsringes untergebracht wird.

Die Experimente der ESMM-Marsstation erfordern das Vorhandensein eines kleinen Booms, um den Kamerakopf eine gewisse Höhe zu geben, um das Magnetometer in hinreichender Entfernung zu den elektrischen Systemen der Marsstation zu halten und um die Wind- und Temperatursensoren zu positionieren.

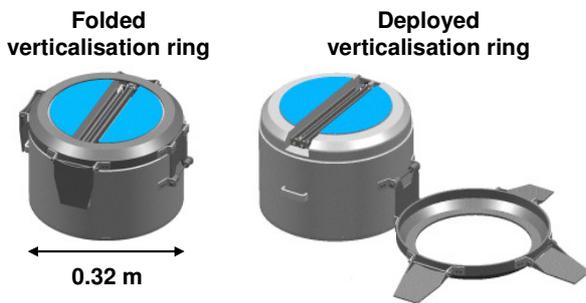


Bild 10: Ausklappen des Vertikaliserungsringes der ESMM-Marsstation

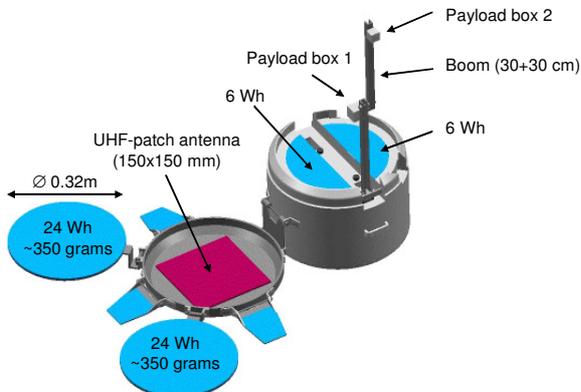


Bild 11: Vollständig entfaltete ESMM-Marsstation

Zu erkennen sind in Bild 11 auch die Solarzellen, die über zwei kreisförmige  $\varnothing$  32 cm große Segmente 48 Wh elektrische Energie pro Marstag generieren. Zusätzlich werden 12 Wh durch auf die Oberseite der Marsstation angebrachten Dünnschicht-Solarzellen bereitgestellt. Somit stehen allein durch die Nutzung von Solarzellen pro Marstag insgesamt 60 Wh an elektrischer Energie zur Verfügung, auf der das in Tabelle 5 aufgeführte Szenario zum Betrieb der vorgesehenen Subsysteme und Experimente der ESMM-Marsstation beruht.

Folgende Annahmen liegen der Berechnung der Generation der elektrischen Leistung zugrunde:

- Landeplatz in der Nähe des Mars-Äquators
- Solarkonstante: 590 W/m<sup>2</sup>
- 33% Leistungsverlust (Defekte, Staub, ...)
- Wirkungsgrad der Solarzellen: 10%

Item	Mass (kg)
Avionics	0.400
Transceiver	0.400
Antenna	0.300
Thermal (coupling RTG↔ battery)	0.300
Magnetometer (DLR)	0.150
Radiometer (DLR)	0.100
Dosimeter (DLR)	0.250
Camera (DLR)	0.100
Experiment Electronics (DLR)	0.250
Atmospheric sensor package (FMI)	0.700
Battery (rechargeable, 2 items)	0.450
Solar Panels (2x0.35kg + 0.10kg)	0.800
RTG (optional)	0.400
Cabling	0.200
Structure & Boom(s)	2.000
Miscellaneous / Margin	1.200
	<b>8.000</b>

directly payload-related: 1.55 kg

Tabelle 5: Subsysteme und Nutzlasten der ESMM-Marsstation

Energy drain :			
Item	Power usage (W)	Time (h)	Energy (Wh)
Avionics	0.500	24.000	12.000
Transceiver (including antenna)	18.000	0.167	3.006
Antenna	0.000	0.167	0.000
Thermal	1.500	8.000	12.000
Magnetometer (DLR)	0.400	8.000	3.200
Radiometer (DLR)	0.150	8.000	1.200
Dosimeter (DLR)	0.300	8.000	2.400
Camera (DLR & FMI)	1.000	0.500	0.500
Atmospheric sensor package (FMI)	0.500	24.000	12.000
Experiment Electronics	0.180	8.000	1.440
			<b>47.746</b>
			<b>~ 50</b>
Energy supply :			
Item	Power input (W)	Time (h)	Energy (Wh)
Battery (rechargeable)			27.000
Solar panel (mean power)			60.000
RTG (optional, electrical only)	0.120	24.000	2.880
			<b>62.880</b>
			<b>~ 60</b>

Tabelle 6: Verbrauch und Generierung von Energie der ESMM-Marsstation

## 5.1 Anmerkungen zu den Subsystemen Power und Thermal der ESMM-Marsstation

Kritische Elemente bei Marsstationen sind stets die Subsysteme Power und Thermal. 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 etwa  $-70^{\circ}\text{C}$ , die viele Subsysteme regelrecht einfrieren lassen. Als besonders problematisch sind stets die Batterien (Power-S/S) anzusehen. Die Zuhilfenahme eines von auf radioaktiven Substanzen basierenden *Radioisotope Thermal Generators* (RTG) ist ein gutes Mittel um Temperaturen zu erhöhen und um mittels Wärmeleitungen die Temperatur von Subsystemen - insbesondere die der Batterien - im Arbeitsbereich zu stabilisieren.

Wir haben daher ein auf dem Zerfall von Plutonium 238 basierendes RTG-Modul (Bild 11) mit 204 Wh thermischer Energie pro Marstag in der ESMM-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 Thermal- und Poweranalyse in einer Folgestudie zu untersuchen wäre. Sollte der Einsatz des kleinen RTG-Moduls aufgrund von übergeordneten Rahmenbedingungen nicht möglich sein, so kann der freiwerdende Platz z.B. durch eine zweite Batterieeinheit ersetzt werden, jedoch mit der Gefahr von zu niedrigen Arbeitstemperaturen innerhalb der Marsstationen und demzufolge einer eventuell sehr kurzen Lebenszeit im Bereich nur weniger Tage.

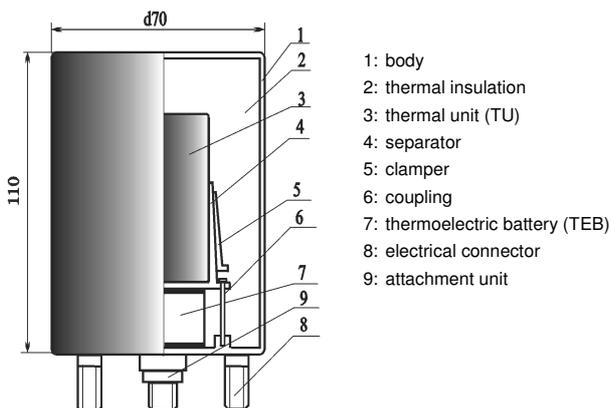


Bild 12: RTG-Modul mit 204 Wh thermischer Energie und 2,88 Wh elektrischer Energie pro Marstag

Unabhängig von der Thermalproblematik soll die elektrische Leistung über die zuvor beschriebenen Solarzellen generiert werden (60 Wh pro Marstag).

Bild 13 zeigt alle vorgesehenen Power-Subsysteme der ESMM-Marsstation (siehe auch Tabellen 5 und 6).

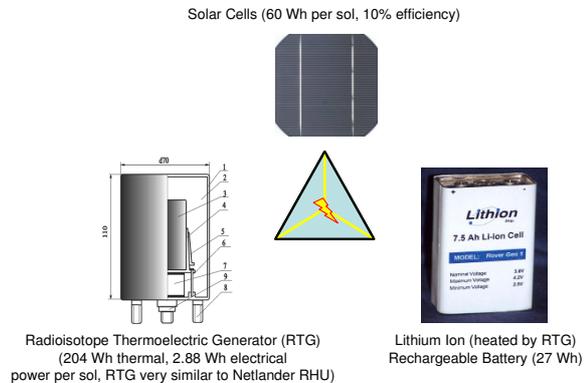


Bild 13: Die drei vorgesehenen Power Subsysteme der ESMM-Marsstation

## 5.2 Datenverarbeitung und Avionics der ESMM-Marsstation

Die Datenverarbeitung bewerkstelligt die ESMM-Marsstation mittels einer kleinen *commercial of the shelf* verfügbaren und nur sehr wenig Strom verbrauchenden Microcontroller-Karte und ist bereits als Avionics-S/S in den Tabellen 5 bis 6 berücksichtigt. Vergleichbare Lösungen sind bei der NASA Marsmission *Deep Space 2* eingesetzt worden. Eine SRAM Speicherkapazität von 32 MBit stellt die Speicherung der Experimentdaten von neun Marstagen sicher. Der Text in Bild 14 stellt einige Aspekte zum *Onboard Data Handling* (OBDAH) schlagwortartig dar, während in Bild 15 Aspekte zu den Datenmengen behandelt werden.

Die Datenübertragung vom Landegerät zum Orbiter erfolgt mit einer Datenrate von 8.000 Bits pro Sekunde und umfasst die wichtigsten Experimentdaten nebst einigen Daten des Betriebszustands der Station. Während eines 10 Minuten andauernden Kontaktfensters kann folglich das Mars-tägliche Datenvolumen von 3,5 MBit vollständig abgesetzt werden. Die Datenübertragung vom Orbiter zum Landegerät umfasst ausschließlich Telekommandos bei einer Datenrate von 20 Bits pro Sekunde.

Space qualified (MIL 1553), but COTS components:

- Similar to *Deep Space 2* electronics and software architecture, but with modified and enhanced memory (SRAM, 4 MBytes) to save and hold data during some sols via history buffer:
  - Experimental data
  - Surface module housekeeping data
  - Imaging data
- Dataprocessing unit:
  - Creditcard-sized OBC
  - Microcontroller-based: 80C51, C167 or similar
  - Common i/o interfaces like RS485, CAN onboard
- Power electronics board
- Memory:
  - SRAM, 4 MBytes = 32,000,000 Bits
  - Needs ~ 8 orbiter↔lander contacts for entire data upload
- Software: C, Assembler



Deep Space 2 microcontroller board (80C51)  
low power device: ~ 6mW

Bild 14: Zu Avionics-S/S und OBHD der ESMM- Marsstation

**Data volume per Martian day (Bits):**

- DLR Experimental data: 00,720,000 (see DLR payloads)
- FMI Experimental data: 02,050,000 (see FMI payloads)
- Imaging data (DLR): 00,180,000
- Housekeeping, Margin 00,550,000

**Sum (data per sol): 03,500,000 Bits**

**SRAM volume (overall): 32,000,000 Bits**

→ Data capacity covers ~ 9 Martian days:  $9 * 3,500,000 \text{ Bits (+ Margin)}$

→ Data dump per lander↔orbiter contact: 4,800,000 Bites

**Data volume per sol = data dump per 10 min orbiter↔lander contact**

Due to the landing site selection (TBD) of the Small Mars Station and the foreseen orbit of the orbiter there should be one orbiter↔lander contact per sol during the first operational week of the Martian station. Later possibilities of orbiter↔lander communications depend on line of sight between the two spacecrafts.

Bild 15: Zum Datenvolumen der ESMM-Marsstation und Datentransfer zum ESMM-Orbiter

## 6 Allgemeiner Missionsbetrieb und Kommunikation

Die hoch elliptische Umlaufbahn des ESMM-Orbiters ist eine wissenschaftliche Anforderung um den Experimenten automatisch verschiedene Höhen über der Marsoberfläche zur Verfügung zu stellen. Dies betrifft insbesondere das Kamera Experiment (HRSC), das *Radioscience* Experiment, den *Microwave Limb Sounder*, das Magnetometer und das Experimentpaket mit verschiedenen Sensoren zur Messung von Plasma in der Hochatmosphäre des Mars.

Zwecks schnellem Aufladen der Batterien ist eine Orientierung der Solarzellen zur Sonne hilfreich. Hierfür muss die Lage des ESMM-Orbiters entsprechend geändert werden, da die Solarzellen starr mit Struktur des Raumfahrzeugs verbunden sind. Ähnliches gilt für die Kommunikation mit der Erde. Die *High-Gain* Antenne des ESMM-Orbiters muss zum Bodensegment auf der Erde ausgerichtet werden.

Daraus ergibt sich ein mögliches Betriebszenario wie in Bild 16 dargestellt.

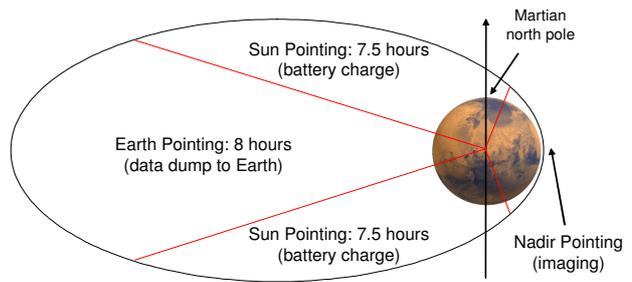


Bild 16: Mögliches ESMM Betriebszenario

Die Kommunikationsinfrastruktur aller ESMM Komponenten ist Bild 17 zu entnehmen.

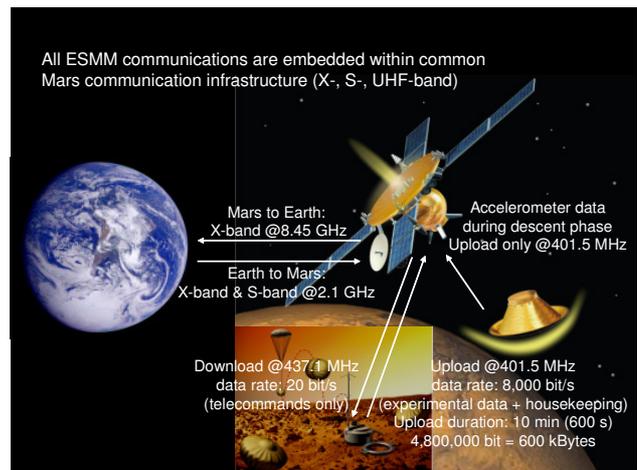


Bild 17: ESMM Kommunikationsinfrastruktur

Bild 18 gibt einen ersten Aufschluss zu den möglichen Datenübertragungsvolumen bei verschiedenen Kontaktzeiten unter Berücksichtigung der Änderung des Abstands zwischen Erde und Mars im Lauf der Mission. Minimal stehen Erde und Mars etwa 0,5 *Astronomical Units* (AU) auseinander, maximal sind dies 2,6 AU. Antennen des Bodensegments können die ESA-Antennen der 30 m Kategorie in Weilheim und New Norcia (Australien) sein.

Assumption for ESMM (Rockot launch case):		
Space segment	1.2 m dish, 20 W, X-band @ 8.45 GHz	
Ground segment	30 m antenna (e. g. Weilheim)	
Mars ↔ Earth	0.5 AU (min)	2.6 AU (max)
Data rates	135,000 bps	4,500 bps
1 hour data dump	486,000,000 bits	16,200,000 bits
2 hours data dump	972,000,000 bits	32,400,000 bits
4 hours data dump	1,944,000,000 bits	64,800,000 bits
8 hours data dump	3,888,000,000 bits	129,600,000 bits

Bild 18: Untersuchung zu Datenübertragungsvolumen zwischen ESMM-Orbiter und der Erde

## 7 Schlussbetrachtung

Das ESMM-Team hat einen Vorschlag für eine kleine und kostengünstige Mission zum Planeten Mars in seinen Grundzügen erarbeitet. Wir hoffen die Untersuchungen im Rahmen nationaler oder europäischer Programme der Raumfahrtagenturen vertiefen zu können, bis hin zur Realisierung der Mission. Unserer Überzeugung nach ist die *European Small Mars Mission* eine ideale Mission um bereits zur Verfügung stehende Orbiter-basierte Experimente mit einem *design to cost* Ansatz zum Mars zu bringen und dort zu betreiben. Gleichzeitig kann ein kleines Landegerät erprobt werden, um wertvolle Erkenntnisse während der kritischen *Entry, Descent, Landing* Missionsphase zu sammeln, die größeren Landegeräten, wie *ExoMars* später zugute kommen sollen.

## 8 Abkürzungen

ASAP	Ariane Structure for Auxiliary Payload
AU	Astronomical Unit
COTS	commercial of the shelf
ESMM	European Small Mars Mission
FMI	Finnish Meteorological Institute
HRSC	High Resolution Stereo Camera
IMU	Inertial Measurement Unit
MBit	Mega Bit
MMH	Mono Methyl Hydrazine
MON	Mixed Oxides of Nitrogen
OBDH	Onboard Data Handling
PDU	Power Distribution Unit
RTG	Radioisotope Thermal Generator
S/C	Spacecraft
SRAM	Static Random Access Memory
SSC	Swedish Space Cooperation
S/S	Subsystem
UHF	Ultra High Frequency
Wh	Wattstunden

## 9 Referenzen

- [1] G. Neukum, H. Hoffmann, L. Kerstein, B. Bischof, *Kleinsatellitenmission Mikro-Mars*, 53rd International Astronautical Congress, Houston, USA, 2000
- [2] L. Kerstein, B. Bischof, H. Renken, H. Hoffmann, U. Apel: *Micro-Mars, a small orbiter and lander to planet Mars*, 5th IAA international conference on low-cost planetary missions. Noordwijk, NL, 2003
- [3] H. Renken, B. Bischof, R. Ehlers, U. Auster, S. Konstantinov: *Entwurf eines kleinen Landegerätes zur wissenschaftlichen Erkundung des Planeten Mars*, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, München, 2003
- [4] F. von Schéele, U. Frisk, B. Jakobsson, H. Ringstrand, S. Veldman: *A low-cost mission to Mars*, 54th International Astronautical Congress, Bremen, 2003
- [5] A.-M. Harri, P. Makkonen, J. Polkko, H. Lappalainen, R. Pellinen, et. al: *MetNet - The next Generation Lander for Martian atmospheric Science*, 54th International Astronautical Congress, Bremen, 2003
- [6] Ariane 5 ASAP manual, Arianespace, Paris, Internet: <http://www.arianespace.com>
- [7] P. Penzo: *Mission Design for Mars Missions Using the Ariane ASAP Launch Capability*, JPL/NASA, AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting, Breckenridge, Colorado, USA, 1999
- [8] Y. Viertel, P. Freeborn, M. Kinnersley: *The Rockot Launch Vehicle - The successful German/Russian Partnership in Space Transportation*, 5th IAA international conference on low-cost planetary missions. Noordwijk, NL, 2003
- [9] D. Morabito: *The spacecraft communications blackout problem encountered during passage or entry of planetary atmosphere*, JPL/NASA, IPN progress report 42-150, 2002