

ENTWURF EINES AUFSTIEGSFAHRZEUGS FÜR EINE MARS SAMPLE RETURN MISSION

J. Weise, K. Brieß, M. Mathwig, R. Klawes
Technische Universität Berlin,
Marchstr. 12, 10587 Berlin, Deutschland

Zusammenfassung

Das vorliegende, in Zusammenarbeit mit Studenten erarbeitete Konzept befasst sich mit den Entwurf eines Aufstiegsfahrzeugs für den Mars, dessen Aufgaben sowohl die Probenentnahme vor Ort als auch den Transport dieser in den Marsorbit umfasst. Grundlegende Subsysteme des Aufstiegsfahrzeugs wurden untersucht und entsprechend der durch Umwelt, Missionszielstellung und Design gegebenen Anforderungen und Randbedingungen ausgelegt. Das entworfene Landemodul mit Aufstiegsfahrzeug mit einer maximalen Masse von 900 kg ist in der Lage, eine Probe von 500 g mithilfe der mitgeführten wissenschaftlichen Nutzlast auszuwählen, adäquat zu verstauen und in einen Marsorbit von 500 km zu transportieren.

1. EINLEITUNG

Die weltweiten Aktivitäten zur Erkundung des Mars blicken auf eine lange und erfolgreiche Geschichte zurück. Vergangene und aktuelle Marsmissionen zeigen eindrucksvoll das Potential und die Leistungsfähigkeit der Raumfahrttechnik, verdeutlichen zunehmend aber auch die Grenzen der wissenschaftlichen In-Situ-Analysen. Der nächste logische Schritt auf dem Weg zur zukünftigen Besiedlung des Mars ist die Rückführung von Materialproben. Die Entwicklung eines kleinen und kostengünstigen, aber dennoch leistungsfähigen Aufstiegsfahrzeugs (MAV) bietet die Möglichkeit, Gesteine und Marsmaterial zur Erde zu bringen, um weiterführende Untersuchungen und Studien mit adäquaten Geräten und Instrumenten durchzuführen.

2. MISSIONSZIELE

Die primäre Zielsetzung der Mars Sample Return (MSR)-Mission ist die Rückführung einer, aus wissenschaftlicher Sicht interessanten Bodenprobe zur Erde. Um die Durchführung umfassender Analysen zu ermöglichen soll die Referenzmasse der Probe 500 g betragen und sowohl Bodenmaterial als auch Atmosphäre enthalten. Dadurch können die folgenden wissenschaftlichen Zielsetzungen bearbeitet werden:

- Suche nach biologischen Spuren vergangenen und gegenwärtigen Lebens
- Untersuchung der geologischen, mineralogischen Zusammensetzung des Mars
- Identifikation möglicher Gefahren für zukünftige bemannte Mission
- Vermehrung der Kenntnisse über den Ursprung und die Evolution des Lebens sowie die Entstehung des Sonnensystems

Die zur Realisierung der Probenrückführung technischen Ziele sind wichtige Bestandteile der MSR-Mission und beinhalten missionskritische Elemente. Sie lassen sich wie folgt zusammenfassen:

- Einsatz der Technologien zur Probenauswahl und -entnahme
- Demonstration einer erfolgreichen Aufstiegs des Transportfahrzeugs von Marsboden
- Demonstration notwendiger Technologien für eine Rückführung der Proben

3. LANDEPLATZ

Eine Basis für die Erfüllung der wissenschaftlichen Missionszielstellungen stellt die Auswahl eines geeigneten Landeplatzes auf dem Mars dar.

Sowohl die OMEGA-Kamera zur mineralogischen Kartierung auf Mars Express als auch CRISM des Mars Reconnaissance Orbiters entdeckten eine interessante Region mit einer stark veränderten Gesteinsmineralogie. Dieses Gebiet um Mawrth Vallis zeichnet sich durch ein konzentriertes Vorkommen sogenannter Phyllosilikate aus – ein Mineral, welches unter Einwirkung von Wasser entsteht und somit Hinweise auf frühe Wasservorkommen in der Geschichte des Mars liefert.

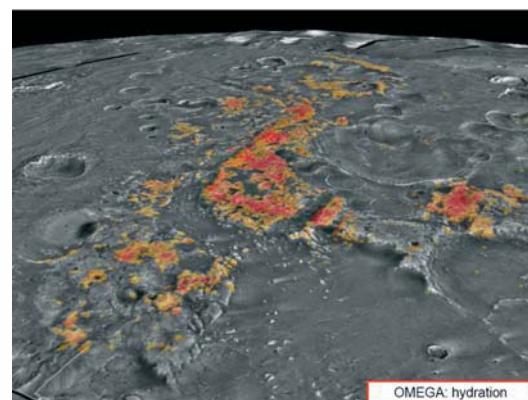


BILD 1. Aufnahme von Mawrth Vallis [1]

Aufgrund der Abhängigkeit der Mineralarten von Randbedingungen wie etwa der Temperatur sowie dem

Säure- und Salzgehalt des Wassers, können Untersuchungen der Mineralien Auskunft über die vorherrschenden Umweltbedingungen zurzeit der ihrer Entstehung auf dem Mars geben. Weitreichende Analysen des Alters der Gesteine erlaubt die präzise Datierung der Mineralbildung, des Vorkommens von Wasser sowie die Ableitung neuer Erkenntnisse über die Entstehung und die Evolution des Mars und des gesamten Sonnensystems. Als Landeplatz für die MSR-Mission wurde das sich auf der nördlichen Hemisphäre befindliche Talgebiet Mawrth Vallis mit den Koordinaten 24°N, 19°W ausgewählt.

4. WISSENSCHAFTLICHE NUTZLASTEN

4.1. Analyse- und Entnahmesysteme

Der Entnahme der Proben geht eine Inspektion der Landezone voraus. Ziel ist Identifikation potentieller Bohrstellen, die Analyse der Zusammensetzung des Gesteins und letztlich die Bewertung der Stellen nach wissenschaftlichen Gesichtspunkten. Die dafür auf dem Landemodul integrierten Sensoren sind:

- Mars Infrared Mapper
- Ground Penetrating Radar

Die mithilfe der Analysesysteme erzeugten spektralen und geometrischen Informationen werden zudem durch eine Roboterarmkamera vervollständigt.

Zur Entnahme der Probe verfügt das Modul über drei Systeme, die verschiedenartige Proben aus unterschiedlichen Tiefen des Marsbodens aufnehmen können.

- Mars Underground Mole MUM
- Icy Soil Acquisition Device ISAD

Das MUM ist ein Bohrsystem mit zusätzlich integriertem RAMAN-Spektrometer, welches in der Lage ist, sowohl vertikal (bis 5 m) als auch horizontal zu graben. Für Proben auf der Marsoberfläche, wie etwa Regolith, kommt das am Roboterarm befestigte ISAD zum Einsatz. Durch die Kombination beider Systeme können Gesteinsproben aus unterschiedlichen Tiefen des Marsbodens entnommen und somit der Grad der Veränderungen, etwa durch Strahlungseinflüsse, näher untersucht werden.

4.2. Kamerasysteme

Die Untersuchung der Geologie und Topographie der näheren Umgebung der Landestelle sowie die Suche nach interessanten Gesteinen zur Entnahme von Proben werden mithilfe zweier Kamerasysteme umgesetzt.

- Panoramakamera PanCam
- Roboterarmkamera

Mithilfe der Bilddaten der Panoramakamera wird die Identifizierung von Oberflächen- und Gesteinsformationen und damit Kartographie des Mars möglich. Die Roboterarmkamera hingegen dient vor allem zur Unterstützung der Auswahl geeigneter Probenentnahmestellen. Befestigt am Roboterarm kann sie Nahaufnahmen mit einem Abstand von 11 mm zum Boden machen. Des Weiteren dient sie auch der Dokumentation des Sampling-Vorgangs.

4.3. Umweltsensoren

Die Erweiterung der Kenntnisse über die derzeit vorherrschenden Umweltbedingungen auf dem Mars und die Zusammensetzung der Atmosphäre ist eines der Ziele der Mission. Die in einem hierfür mitgeführten Umweltsensoren Paket zusammengefassten Instrumente umfassen:

- UV-VIS-Spektrometer
- Ionizing Radiation Sensor
- Windsensor
- Staubsensor
- Mars-Mikrophone
- Drucksensor
- Temperatursensor

Neben der Nutzung der Daten für die Modellierung der Marsatmosphäre und Klimaforschung, lassen sich ferner wertvolle Informationen bezüglich möglicher Auswirkungen auf den menschlichen Organismus ableiten. Gerade mit Blick auf zukünftige bemannte Missionen ist dies ein wichtiger Aspekt.

5. MISSIONSSZENARIO

Das Missionsszenario sieht vor, dass ein Orbiter ein System bestehend aus Landemodul und MAV inklusive Probencanister auf einer energetisch günstigen Bahn zu Orbit bringt. Nach der Trennung von Orbiter am Mars tritt das Eintrittsmodul in die Marsatmosphäre ein. Im Anschluss an die Eintrittssequenz landet das Landemodul mit dem MAV weich auf der Marsoberfläche. Der Orbiter verbleibt in einem 500-km Kreisorbit mit einer Inklination von etwa 85°.

Im Anschluss an die Oberflächenmission mit einer Dauer von 14 Tagen, während derer der Mars untersucht und geeignete Proben entnommen wurden, steigt das MAV von der Marsoberfläche auf. Der Zielorbit des MAV ist der 500-km Orbit des Orbiters, weshalb der Aufstieg zeitlich mit der Flugbahn des Orbiters abgestimmt sein muss. Die erforderliche Geschwindigkeit auf dieser Bahn beträgt 3,3 km/s und muss durch das Antriebssystem aufgebracht werden.

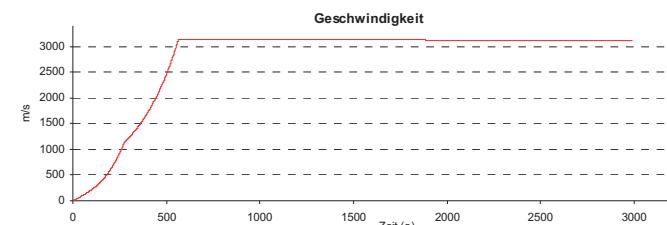


BILD 2. Geschwindigkeit vs. Zeit

Während des Aufstiegs kommt es zur Stufentrennung. 276 Sekunden nach dem Start wird die erste Stufe abgetrennt. Weitere 287 Sekunden später schaltet sich das Triebwerk der 2. Stufe aus, was sich unter anderem bei der Darstellung des Schubverlaufs (Abb. 4) aufzeigen lässt.

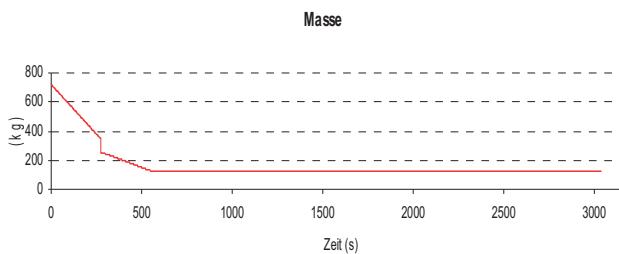


BILD 3. Masse vs. Zeit

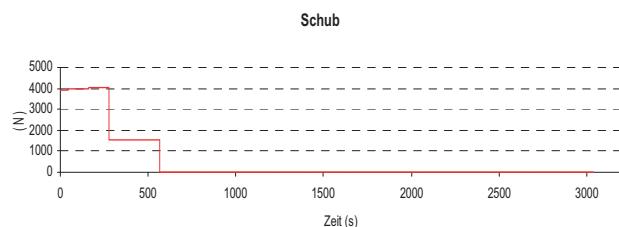


BILD 4. Schub vs. Zeit

Nach Erreichen des Zielorbits wird der im MAV befindliche Probencanister ausgeworfen. Im Zuge eines Rendezvous- und Docking-Manöver nimmt der Orbiter den Container auf und transportiert diesen sicher zur Erde zurück, wo die gewonnenen Marsproben für weitreichende Untersuchungen zur Verfügung stehen.

6. AUFSTIEGSFAHRZEUG

6.1. Antriebssystem

Das Ziel des MAV ist die Verbringung der Probe in eine 500 km-Kreisorbit, wo der Probencanister angetrennt und vom Orbiter aufgenommen wird. Für den Aufstieg wurde ein Antriebsbedarf von 2,2 km/s für die erste Stufe und 2,0 km/s für die zweite Stufe ermittelt.

Das Antriebssystem des MAV ist als zweistufiges Bipropellant-System ausgelegt. Die erste Stufe verfügt über ein R-40B-Triebwerk, welches bereits beim Space Shuttle zum Einsatz kam, mit einem Schub von 4 kN. Die zweite Stufe ist mit einem wiederzündbaren RS-2101-C Triebwerk (1384 N) ausgestattet. Beide Triebwerke verwenden die lagerfähige Treibstoffmischung NTO/MMH. Tab.1 gibt eine Übersicht über die Teilmassen des Antriebssystems.

1. Stufe	
Triebwerk: R-40B	6,80 kg
Treibstoff: NTO / MMH	232 / 144 kg
2. Stufe	
Triebwerk: RS-2101C	8,40 kg
Treibstoff: NTO / MMH	80 / 52 kg

TAB 1. Massenbudget des Antriebssystems

6.2. Lageregelung

Zur Kontrolle der Lage des MAV während des Aufstiegs verfügt das Raumfahrzeug über IMUs der Litton LN-200-Familie in der zweiten Stufe. Faseroptische Kreisel und

hochpräzise Beschleunigungsmesser messen linearen Beschleunigung und Drehrate und liefern Lagedaten, die eine Regelung des MAV ermöglichen.

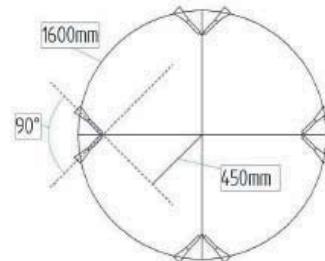


BILD 5. Anordnung der ACS-Düsen

Hierfür ist das Fahrzeug mit 8 kleinen 20 N Triebwerken ausgestattet, die zur Stabilisierung und zur Kompensation kleinerer auftretender Störmomente genutzt werden. Die in V-Form angeordneten Triebwerke verwenden, ebenso wie die Haupttriebwerke, die Treibstoffkombination NTO/MMH.

6.3. Telekommunikation

Für die Darstellung der Datenübertragung bei der MSR-Mission werden die beteiligten Systeme einzelne betrachtet. Abb. 6 gibt einen schematischen Überblick über die Telekommunikationsverbindungen der Mission.

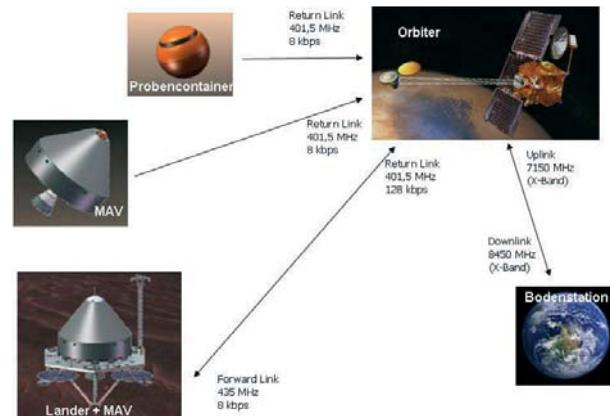


BILD 6. Überblick der Funkverbindungen

Die Etablierung einer Funkverbindung zwischen den auf dem Mars stationierten Systemen und der Erde erfolgt via Relais-Orbiter. Eine Direktverbindung ist aufgrund von Energie- und Leistungsbeschränkungen ausgeschlossen. Die Kommunikation des Probencanisters, des MAV sowie des Landemoduls mit dem Relais-Orbiter findet im UHF-Band statt. Dieser sendet und empfängt alle Daten an die terrestrische Bodenstation via X-Band.

Während der Probenentnahme auf der Marsoberfläche werden die wissenschaftlichen und Zustandsdaten mit einer Datenrate von 128 kbps im Return Link an den Orbiter gesendet. Telekommandos von der Bodenstation können mit 8 kbps vom Orbiter empfangen werden, wenn dieser in Reichweite ist. Für den gewählten Landeplatz beträgt die durchschnittliche Kommunikationsphase 7,9 min bei einer Elevation des Orbiters von 20°. Alle notwendigen Kommunikationssubsysteme für die Bodenmission befinden sich an Bord des Landemoduls. Ist die Oberflächenmission beendet, beginnt die Aufstiegsphase

des MAV. In dieser Sequenz überträgt das MAV seine Zustandsdaten an den Orbiter via UHF-Band mit einer Datenrate von 8kbps. Dies ermöglicht eine Überwachung des MAV und eine nachträgliche Auswertung der Phase. Sobald der Zielorbit von 500 km erreicht wurde, wird der Probentcontainer ausgeworfen. Nach der Trennung vom MAV und bis zur Rendezvous-Phase soll der Container Zustandsdaten an den Orbiter und gleichzeitig ein Beacon zur Ortung aussenden. Aufgrund der geringen Größe des Containers werden Kommunikationskomponenten des Picosatelliten BEESAT der Technischen Universität Berlin zum Einsatz kommen.

6.4. Datenverarbeitung

Die während der 14-tägigen Bodenmission gesammelten Nutzlastendaten, die anfallenden HK-Daten sowie die übermittelten TC werden durch C&DH-Systeme an Bord des Landemoduls zwischengespeichert und verarbeitet. Hierfür ist das C&DH-System des Landemoduls mit zwei strahlungsgehärteten Xilinx-FPGAs mit integrierter CPU ausgestattet. Damit kann einerseits eine geringe Komplexität auf Hardware-Ebene umgesetzt, zum anderen jedoch ein hohes Maß an Flexibilität, Fehlertoleranz und Leistung gewährleistet werden. Zur Speicherung aller Daten verfügt der Lander über vier verschiedene Speichermodule: MRAM (1 MB), SDRAM (1,5 GB), Flash Speicher (3x128 MB) sowie PROM (16 MB).

Ebenso wie das Landemodul ist das MAV mit einem redundanten C&DH-System ausgestattet. Zur Sicherung wichtiger Daten, wie etwa den Aufstiegsalgorithmen, verfügt das MAV über MRAM- und PROM-Speichermodule. Als Bordcomputer werden ebenfalls die Xilinx-FPGAs verwendet. Aufgrund der Stufentrennung während des Aufstiegs sind alle C&DH-Systeme des MAV in der zweiten Stufe integriert.

6.5. Energieversorgung

Das Energiesubsystem soll die Versorgung aller Komponenten und Systeme sowie der Nutzlasten in allen Phasen während der Missionsspanne von 14 Tagen gewährleisten. Das Konzept der Energieversorgung basiert auf der Nutzung solarer Energiequellen und der Verwendung von Solarzellen. Für die Schattenphasen Sekundäre bzw. Primäre Batterien als Energiespeicher eingesetzt.

Der Energiebedarf des Landemoduls ergibt sich aus dem Betriebsplan der wissenschaftlichen Nutzlasten sowie durch den regulären Betrieb der Subsysteme. Somit ergibt sich ein Mindestenergiebedarf von 50 W während der des Tages und 40 W während der Nacht. Für die Auslegung der Energiesubsysteme wird eine Dauer der Sonnenphase von 10 Stunden pro Sol zugrunde gelegt. Die Solararrays des Landemoduls kommen TJ GaAS-Zellen der Firma Spectrolab mit einem Wirkungsgrad von 29,9% zum Einsatz. Unter Annahme einer Sonneneinstrahlung von 59,2 mW/cm² ergibt sich eine Solarzellenfläche von 1,06 m² mit 176 Zellen, mithilfe deren eine Energieleistung von 79 W während des Tages erzeugt werden kann. Die Zellen des Landemoduls sind auf zwei Arrays in Fächeranordnung angebracht, wie in Abb. 7 dargestellt.



BILD 7. Solarzellenanordnung des Landemoduls

Um die Funktionalität des Landemoduls und seiner Systeme auch in den Schattenphase gewährleisten zu können, verfügt es über Sekundärbatterien, die während der Sonnenphase durch die Solararrays aufgeladen werden. 8 Li-Ion-Zellen der Firma Saft, angeordnet in zwei Strings a 4 Zellen, sind in der Lage eine Energiemenge von 55,5 W bereit zustellen.

Aufgrund der kurzen Betriebsdauer des MAV während des Aufstiegs, aber dennoch sehr hohen Leistungsbedürfnisse durch die Antriebssysteme ist eine Energieversorgung mittels Solarzellen nicht umsetzbar. Eine praktizierbare Alternative hierzu stellt jedoch der Einsatz von 10 Primärbatterien mit einer Gesamtkapazität von 50 Ah der Firma Saft dar.

Als letztes zu betrachtendes System wird der Energiebedarf des Probentcontainers behandelt. Vorangegangen um das Design des Containers einfach zu gestalten wird die Versorgung ebenfalls mit Primärbatterien sicher gestellt. Zur Deckung eines Energiebedarfs von 0,8 W durch die Kommunikationssysteme werden 14 Zellen (2,2 Ah) benötigt. Die dadurch maximal gewährleistete Betriebsdauer beträgt aller elektronischen Systeme beträgt ~92 h. Abb. 8 zeigt die Anordnung der Zellen im Probentcontainer.

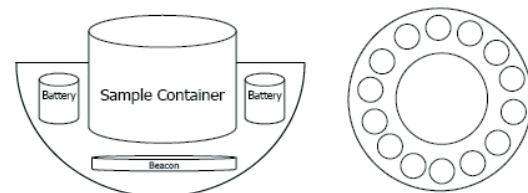


BILD 8. Primärzellenanordnung im Probentcontainer

6.6. Thermalkontrolle

Vor dem Hintergrund der extremen Temperaturschwankungen auf dem Mars (140...293 K) besteht die Forderung dass alle Subsysteme und Komponenten während der gesamten Missionsspanne innerhalb ihrer geforderten Temperaturgrenzen zu halten sind. Passive Systeme wie etwa Farben, Oberflächenbehandlung und MLI-Isolation sollen primär zum Einsatz kommen. Zu den Systemen, die eine thermale Regulierung benötigen zählen u. a. die Primär- (MAV) und Sekundärbatterien (Lander), die Bordcomputer, die Kommunikationssysteme sowie die Lageregelungssensoren des MAV. Durch die Integration der Komponenten in eine Warm Electronic Box (WEB), die mit einer Schicht Silica Aerogel ausgekleidet

ist, können die geforderten Temperaturparameter eingehalten werden. Die Auslegung der WEB basiert auf den kritischen Temperaturbereichen, die für die Systeme des Landers zwischen 10°C...35°C (Sekundärbatterie) und für das MAV zwischen -20°C ...60°C (Transceiver) liegen. Um die erforderlichen Heizenergien so gering wie möglich zu halten werden die WEBs so ausgelegt, dass im Worst-Case Cold keine Wärme zugeführt werden muss. Im Worst-Case Hot, welche in den Sonnenphase eintritt wird die überschüssige Wärme mittels Heatpipes und Radiatoren an die Umgebung abgeführt.

Hinsichtlich der entnommenen Marsprobe wird gefordert, dass sich die Probe während der Phase zwischen Auswerfen durch das MAV und dem Einfangen durch den Orbiter einen Temperaturbereich von -20°C...20°C nicht übersteigen darf, um durch thermale Schwankungen bedingte Veränderungen der Probenzusammensetzung zu vermeiden. Da die maximale Aufenthaltsdauer im Orbit (frei schwebend) mit nicht länger als 2 Tagen angesetzt wird, ist ein passives System zu bevorzugen. Der Probekontainer wird daher als Kugel mit einer 5 mm dicken Wandstärke ausgelegt. Zur Thermalregulierung wird die Kugeloberfläche teilweise mit weißem Epoxy beschichtet.

6.7. Struktur

Für die MSR-Mission besteht das Oberflächenmodul aus einem Landemodul sowie einem MAV, welches den Probekontainer beinhaltet. Eine Anforderung an die strukturelle Auslegung der Systeme bestand in der Umsetzung der Leichtbauweise und der Gesamtkonzeption eines kleinen und kompakten Raumfahrzeugs. Die folgenden Anforderungen sollten erfüllt werden:

- Horizontaler und stabiler Stand des Landers
- Integration aller wissenschaftlichen Nutzlasten
- Unterstützung der Funktion eines Roboterarms
- Integration des Probekontainers im MAV

Ein Entwurf und die Dimensionen des Landemoduls mit MAV sind in Abb. 9 dargestellt.

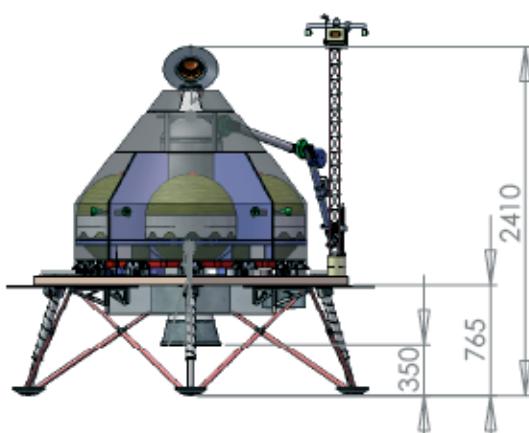


BILD 9. MAV auf Landemodul

Das Landemodul besteht aus einer auf gedämpften Stützen gelagerten Honeycomb-Sandwich-Struktur. Auf dieser befinden sich neben dem MAV auch die Nutzlasten sowie alle Subsysteme, die nicht im MAV vorhanden bzw. dort ebenfalls integriert sind. Wie in Abb.10 zu erkennen

sind seitlich an der Landestruktur die beiden Solararrays angebracht, die während des Flugs zum Mars in zusammengeklappten Zustand unterhalb der Bodenplatte verstaut sind. Auch die Landestützen sind eingezogen und werden kurz vor der Landung mittels Druckgas ausgefahren.



BILD 10. Draufsicht: MAV inklusive Landemodul

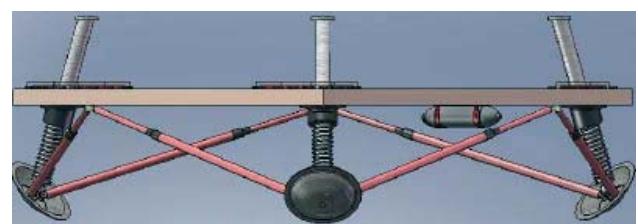


BILD 11. Landestützen im eingefahrenen Zustand

Das Massenbudget des Landemoduls ist in Tab.2 dargestellt.

Komponente	Masse [kg]
Wissenschaftliche Nutzlast	
Analysesensoren	2,00
Entnahmesysteme	7,50
Kamerasyteme	1,18
Umweltsensoren	0,75
Subsysteme	
Struktur	89,60
Thermal	1,38
Kommunikation	4,60
C&DH	0,51
Energie	9,91
Roboterarm + Probenrevolver	15,00
Gesamtgewicht inkl. Sicherheit	132,43

TAB 2. Massenbudget des Landemoduls

Das MAV besteht, wie bereits vorab erwähnt aus zwei Stufen mit je einem Haupttriebwerk. Jede Stufe ist mit je 2 eigenen Tanks für Oxidator und Brennstoff ausgestattet, die symmetrisch um das zu versorgende Triebwerk angeordnet sind. Die Subsysteme befinden sich auf einer separaten Zwischenplattform in der zweiten Stufe. Die Spitze des MAV ist mit einem Klappmechanismus versehen, wodurch der Probekontainer während der Mission geöffnet und für den Roboterarm zugänglich ist. Ein detailliertes Massebudget des MAV inklusive des Probekontainers kann Tab. 3 entnommen werden.

Komponente	Masse [kg]
Probentcontainer	1,50
Antrieb (Triebwerk, Treibstoff, Tank)	596,00
Lageregelung	43,12
Kommunikation	0,28
C&DH	0,32
Energie	11,23
Thermal	13,09
Struktur	53,00
Gesamtgewicht inkl. Sicherheit	718,54

TAB 3. Massenbudget des MAV inkl. Probentcontainer

Es ergibt sich eine Gesamtmasse beider Systeme von etwa 850 kg, wodurch die Anforderung einer maximalen Masse von 900 kg unterschritten wird.

7. ZUSAMMENFASSUNG & AUSBLICK

Der konzeptionelle Entwurf eines Aufstiegsfahrzeugs für eine Mars Sample Return-Mission zeigt, dass die Möglichkeit zur Umsetzung der Missionszielstellung im Rahmen eines Marsprogramms bestehen. Grundlage für die Umsetzung der Mission ist jedoch eine vorherige Entwicklung und Beherrschung kritischer Technologien wie beispielsweise den Probeentnahmesystemen oder auch der Aufstiegssysteme. Sollte die Missionsdauer ausgedehnt werden, bedarf es weiterer Raumfahrzeuge wie beispielsweise verlässliche und verfügbare Startsysteme und Transportorbiter.

8. LITERATUR

[1] NASA: Mawrth Vallis; http://marsoweb.nas.nasa.gov/landingsites/msl2009/workshops/3rd_workshop/talks/Bibring_Mawrth.pdf