NEWS

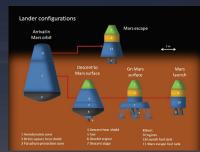
AUSGABE 21 Mai 2010



Die MIRIAM Mission

- und wie es mit ARCHIMEDES weitergeht











Zu dieser Ausgabe der NEWS

Liebe NEWS Leser,

nach längerer Zeit hier wieder einmal eine Ausgabe der NEWS. Wir hoffen, dass diese Ausgabe auf besonderes Interesse unserer Leser trifft, da sie interessante Beiträge enthält und ihnen die Aktivitäten, aber auch Sorgen, der MSD näher bringt. Das Layout der NEWS hat sich wiederum geändert, um die Erstellung mit "handelsüblichen" Mitteln zu erleichtern und damit einem größeren Kreis von Mitarbeitern die Möglichkeit zu geben, sich aktiv an der Gestaltung der NEWS zu beteiligen. Auch inhaltlich hat sich etwas geändert an den NEWS. Ab dieser Ausgabe werden wir neben interessanten technischen Beiträgen zu eigenen und anderen Raumfahrtprojekten und Ideen auch mehr Gewicht legen auf regelmäßige Berichte über Neues und Interessantes aus der laufenden Arbeit der MSD. Wir hoffen, damit das Interesse unserer Leser an den NEWS und an unserer Website zu erhöhen.

Diesmal stellen wir einige unserer freiwilligen Mitarbeiter vor, ohne die es kein ARCHIMEDES Projekt geben würde. Außerdem berichten MSD Mitarbeiter über ein Praktikum im Rahmen des ARCHIMEDES Projekts, eine sehr erfolgreiche Präsentation der MSD über ihre Ziele und Unternehmungen, und ein MSD Projekt mit Schülern, das sogar die Unterstützung der ESA gefunden hat.

Vielleicht können ja die Berichte den einen oder anderen von unseren Lesern zu einer Mitgliedschaft und aktiven Mitarbeit bei der MSD motivieren. Das wäre ein großer Erfolg.

Im Mittelpunkt der jetzigen Ausgabe unserer NEWS steht aber ein ausführlicher Bericht zu unserem Weltraumtest MIRIAM. In unseren News auf unserer Website hatten wir berichtet, dass der Flugtest leider nur mit einem teilweisen Erfolg endete. Diesmal erhalten unsere Leser einen Einblick in die Ursachen, die Weiterführung des MIRIAM Programms mit MIRIAM-2 und wie es weitergeht mit dem ARCHIMEDES Projekt.

In dieser Ausgabe der NEWS findet sich schließlich auch der dritte und letzte Teil eines völlig neuartigen Mars Missionsvorschlags unseres Mitglieds Dr. Georg Bechtold unter der Bezeichnung "Paternoster zum Mars" mit der Projektierung eines kompletten Missionsszenarios.

Jürgen Herholz

Wightigs Towning 2010

wichtige Termine 2010	
8 13. Juni	Internationale Luftfahrtausstellung, Berlin
19 24. Juli	Cospar 2010, Bremen
4 8. August	13. Mars Society Convention, Dayton, Ohio, USA
8 9.Oktober	MIRIAM-2 Kickoff Meeting und Workshop
Ende Oktober (Termin tbd)	10.Europäische Mars Society Konferenz (EMC10) in Polen
5. und 6. November	26. Tage der Raumfahrt, Neubrandenburg



Was gibt es Neues bei der MSD?

Neuer Vorstand der MSD

Die Mitgliederversammlung wählte am 27.6.2009 einen neuen Vorstand, da Christian Ziach, Matthias Piecarzcyk, Klaus Bayler und Jürgen Herholz aus dem Vorstand ausschieden und Hannes Griebel den Vorstandsvorsitz aus beruflichen Gründen abgeben wollte. Zum neuen Präsidenten der MSD wurde Dr. Michael Danielides gewählt, zu seiner Stellvertreterin Luciana Griebel. Peter Jansen wurde in den Vorstand gewählt, um der Bedeutung der Website für den MSD Außenauftritt Rechnung zu tragen. Hannes Griebel bleibt im Vorstand als wissenschaftlicher Berater, und Gerald Zehl übernimmt die Verantwortung für die Finanzen.

Die Mitgliederversammlung beschloss außerdem die Bestellung eines Vorstandsrats, wie er in der Satzung auch vorgesehen ist. Dem Vorstandsrat gehören an: Nicolay Kübler als Verantwortlicher für die Mitgliederbetreuung, Christian Ziach und Jürgen Herholz für verschiedene Aufgaben, und Klaus Bayler als Projektleiter von MIRIAM-B, dem Eintrittsballon mit dem Geräteträger und damit entscheidenden Anteil an unserem wichtigen MIRIAM-2 Projekt.

VORSTAND Dr. Michael Danielides (1. Vorsitzender) Luciana Griebel (2. Vorsitzende) Dipl.Ing. Hannes Griebel Dr. Gerald Zehl Peter Jansen				
VORSTANDSRAT Dipl.Ing. Jürgen Herholz Dipl.Ing. Christian Ziach Dipl.Ing. Klaus Bayler Nicolay Kübler				
MIRIAM-B UND TESTTEAM Klaus Bayler Klaus.Bayler@marssociety.de	GRAFIK / LAYOUT Matthias Dielmann Matthias.Dielmann@marssociety.de		KASSE Gerald Zehl Gerald.Zehl@marssociety.de	
MITGLIEDER-BETREUUNG Nicolay Kübler Nicolay.Kübler@marssociety.de	PRESSESPRECHER Dr. Michael Danielides Michael Danielides@marssociety.de		NEWS REDAKTION Jürgen Herholz Juergen.Herholz@marssociety.de	
VORTRÄGE / OUTREACH Michael Danielides Michael.Danielides@marssociety.de		IT U. INFRASTRUKTUR Peter Jansen webmaster@marssociety.de		
Chefingenieur & Wissenschaftliche Leitung ARCHIMEDES Hannes Griebel Hannes.Griebel@marssociety.de				

MSD Website

Die Besucher der MSD Website werden bemerkt haben, dass die MSD Website seit Anfang April 2010 ihr Gesicht und ihre Inhalte verändert hat. Der Anlass war die Notwendigkeit einer Umstellung der Website auf die heute gebräuchlichen Web Standards.

Leider konnten die Inhalte der "alten" Website nicht auf die neue Website übertragen werden. Das betrifft alle Inhalte, also auch die News und die Kommentare hierzu, und die Foren.

Es wird leider einige Zeit in Anspruch nehmen, die neue Website wieder mit Inhalten zu füllen. News können aber wieder eingestellt werden, und Kommentare hierzu sind möglich.

Die nationale und internationale Präsenz der MSD

Die MSD war 2009 und im bisherigen Verlauf 2010 weiterhin auf internationaler Ebene präsent und hat ihre Aktivitäten sogar erhöht.

Mitgliedschaft im internationalen Steering Committee der Mars Society

Im Februar 2010 wurde Dipl.Ing. Jürgen Herholz, MSD Vorstandsratsmitglied, in das "Steering Committee" der Mars Society International aufgenommen als Vertreter Deutschlands. Er ersetzt Prof. Dr.Michael Bosch, der zu den Gründungsmitgliedern der Mars Society International gehört und aus dem Steering Committee wegen seiner beruflichen Belastung als Präsident der Hamburger Fern-Hochschule ausschied.

Im Steering Committee der Mars Society sind alle nationalen Mars Society Sektionen vertreten. Es dient hauptsächlich einem Erfahrungs- und Informationsaustausch zwischen den internationalen Sektionen der Mars Society. Das Steering Committee kann Empfehlungen aussprechen und Orientierungen vermitteln aber keine für die verschiedenen Mars Society Sektionen bindenden Beschlüsse fassen, da jede der nationalen Sektionen innerhalb der jeweiligen -unterschiedlichen- Rechtsformen des betroffenen Staate organisiert sein muss. Das Steering Committee korrespondiert über das Internet und trifft einmal im Jahr zusammen anlässlich der jährlich in den USA stattfindenden "Mars Society Convention". 2010 wird das anlässlich der 13th Mars Society Convention in Dayton im US Bundesstaat Ohio der Fall sein.



Schaffung eines gemeinsamen "Euro Portals" der europäischen Mars Society Sektionen

Anlässlich der Europäischen Mars Society Konferenz (EMC9) in Bergamo im Oktober 2009 kamen die Vertreter der Mars Society Sektionen Frankreichs, der Niederlande, UK, Italiens, Polens und Deutschlands überein, ein gemeinsames englischsprachiges so genanntes "Euro Portal" im Internet einzurichten, dass allen des Englischen kundigen Besuchern dieser neuen Website Gelegenheit geben soll, sich über den Mars und die Ziele, Organisation, Aktivitäten und Projekte der verschiedenen Mars Society Sektionen in Europa an einer einzigen Stelle und Sprache -dem Englischen- zu informieren. Die Website soll auch über eine NEWS Funktion neuste Nachrichten mit Interesse zur Marserkundung mit Kommentarmöglichkeit bieten.

Dabei soll jede der beteiligten Mars Society Sektionen für die auf ihre jeweilige Sektion bezogenen Inhalte verantwortlich bleiben, zu denen dann aber über das Euro Portal zugegriffen werden kann. Ziel wird es sein, diese "verlinkten" Inhalte der verschiedenen Mars Society Sektionen so zu gestalten, dass ein einheitlicher Informationsinhalt zur Verfügung steht.

Die MSD hat sich bereit erklärt, einen Vorschlag für ein solches Euro Portal zu erstellen. Die MSD Mitglieder Kai Gehreth und Susanne Stöck haben sich dazu bereit erklärt und später auch das Portal zu betreuen. Das Portal soll während der EMC10 in Polen im Oktober gemeinsam diskutiert und verabschiedet werden.

Bis Ende 2010 hoffen wir, diese neue Website online stellen zu können, falls bis dahin die beteiligten Mars Society Sektionen ihre Beiträge fertig gestellt haben.

Teilnahme der MSD an Kongressen und Veranstaltungen

22.5.2009 Raumcon in Hannover
Vortrag über Marsforschung und ARCHIMEDES (Jürgen Herholz)

29.7. -1.8.2009 12th Mars Society Convention in Washington
Vertretung der MSD, Vortrag über MIRIAM, Teilnahme an politischer Aktion bei Mitgliedern des US Kongresses zur Zukunft der bemannten Marserkundung (Jürgen Herholz)

11. - 14.9.2009 15.Tage der Raumfahrt in Neubrandenburg Teilnahme mehrerer MSD Mitglieder

15.9.2009 Veranstaltung des CONVIVIO, Hannover Vortrag über Marsforschung und ARCHIMEDES (Jürgen Herholz)

15. - 17.10. 2009 EMC 9 in Bergamo Teilnahme der MSD, Vortrag über MIRIAM (Jürgen Herholz)

25.2.2010 "Open Moon" in Berlin Vortrag über Mars und ARCHIMEDES (Jürgen Herholz)

18.2.2010 Vortrag über die MSD, ARCHIMEDES und den Mars, Collegiul National, Iasi, Rumänien (Luciana Griebel)

11.3.2010 Vortrag über MIRIAM und ARCHIMEDES, Norwegische Botschaft Berlin (Hannes Griebel)



Die MIRIAM Mission - und wie es mit ARCHIMEDES weitergeht

Autor: Jürgen Herholz, MSD Vorstandsratmitglied und Mitglied des ARCHIMEDES Projekt Teams

Überblick



MIRIAM ist eine im Maßstab 1:2,5 verkleinerte Version von ARCHIMEDES, der Marsballonsonde der MSD. Besonders betrifft das den Ballonsystem, also den Ballon selbst und die in die Ballonhaut integrierte

Elektronikeinheit empfangen wurden. Daher konnten die Flugbahn und das Verhalten des Ballons beim Eintritt in die Erdatmosphäre nicht wie geplant ermittelt werden.

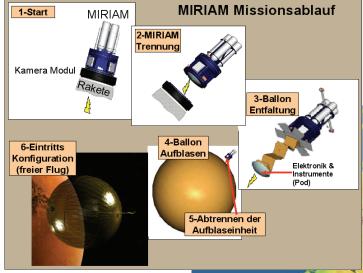
Andererseits arbeiteten aber die Elektronik und Sender des Service Moduls und alle 7 Kameras (5 im Kamera Modul, 2 am Service Modul) wir vorgesehen und erbrachten eine Flut von Telemetriedaten, die die Rekonstruktion des Missionsablaufs und der aufgetretenen Fehler erlaubt. Eine wichtige Voraussetzung für die Vorbereitung einer weiteren MIRIAM Mission mit einem verbesserten Fluggerät. Unter dem Namen MIRIAM-2 ist diese nächste Mission jetzt für 2013 ins Visier genommen worden.

Trotz des Teilerfolgs hat die MIRIAM Mission den Nachweis erbracht, dass das an der Universität der Bundeswehr

zusammen mit der MSD entwickelte Konstruktionsprinzip von MIRIAM und das Flugtestgerät selbst die gestellten Missionsanforderungen erfüllen. Deshalb soll das Nachfolgeprojekt

Kiruna

Gallivare



Funktionseinheit mit Bordelektronik, Experimenten, Sensorik, Datenverarbeitung und Übertragung der Daten zum Boden. Ballonmaterial, Fertigungsmethodik, Klebetechniken und - Prozesse für den Ballon sind soweit wie möglich denen von ARCHIMEDES angenähert. Auch viele der Entwicklungslösungen sind in ihrem Prinzip auf ARCHIMEDES anwendbar, so die Verstauung des Ballons in einem Behälter, die Ausbringung des Ballons, das Aufblasprinzip in einem gesteuerten und mehrstufigen Aufblasprozess.

Die Mission von MIRIAM sollte in der Erdatmosphäre bei marsähnlichen Bedingungen erfolgen, also bei vergleichbaren atmosphärischen und aero - thermodynamischen Bedingungen. Dazu muss der Ballon in einer Höhe von etwa 100 km, oder besser höher, voll aufgeblasen sein und von da ab ohne äußere Einwirkungen

funktionieren, wie das auch bei der Marsmission der Fall ist. Auch die in der Elektronikeinheit mitgeführten Messinstrumente sollen möglichst vergleichbar sein mit denen der Marsmission. So will man mit der MIRIAM Mission Daten sammeln die belegen, dass die theoretischen Grundlagen der Berechnung des Eintritts und Abstiegs eines Ballons zum Mars richtig sind.

Nach 2-jähriger Entwicklung wurde MIRIAM am 22. Oktober 2008 an Bord einer REXUS 4 Höhenforschungsrakete der DLR-Moraba Raketenbasis von dem Kontrollzentrum ESRANGE der Swedish Space Corporation und von ESA in Kiruna in Nordschweden gestartet (http://www.ssc.se/esrange). Die MIRIAM Mission war dann leider nur ein Teilerfolg, da der Ballon nicht wie vorgesehen aufgeblasen wurde und auch keine Daten von der integrierten



MIRIAM-2 auf MIRIAM aufbauen.

Das Startzentrum in Kiruna



Kiruna ist das Startzentrum der Schwedischen Raumfahrtbehörde und von ESA für Höhenforschungsprojekte mit mehreren Startrampen für große, mittlere und kleine Höhenforschungsraketen. Die Starts werden von der DLR-Moraba durchgeführt, die dort auch die dafür erforderlichen Einrichtungen bereithalten. Das eigentliche Startzentrum befindet sich etwa 20 Km von Kiruna entfernt. Die Ausrüstung der Basis und der für die Vorbereitung und Durchführung von Missionen mit Höhenforschungsraketen erforderliche Aufwand stehen kaum dem für eine Ariane Mission nach, nur ist alles eben "etwas kleiner". Das schließt ein:





- Einrichtungen für
 - die Vorbereitung der Rakete
 - o die Vorbereitung der Nutzlasten
 - den Zusammenbau und Endtest der kompletten Nutzlast
 - o den Zusammenbau von Nutzlast und Rakete
 - o die Überwachung des Starts
 - o den Countdown
 - den Start
 - die Beobachtung des Starts mit Videokameras
 - die Bahnverfolgung
 - o den Empfang von Daten
 - o die Bergung der Raketenreste
 - Die Bergung der Nutzlastverkleidung und des Nutzlastteils der Rakete (beide werden wieder verwendet)
- Unterbringungsmöglichkeiten für die Raketen- und Nutzlastmannschaften
- Transportmöglichkeit innerhalb des Startzentrums







Das MIRIAM Team und MSD Mitglieder in Kiruna

- Vorkehrungen und Vorschriften für die Sicherheit. So hat z.B. ab dem Beginn des Zusammenbaus der Rakete der örtliche Sicherheitsbeauftragte "das absolute Sagen". Ohne sein OK gibt es keine Mission
- Der aus Sicherheitsgründen erforderliche Abstand zwischen Startplatz und Missionskontrollzentrum. Im Fall von Kiruna etwa 2 km.
- Die organisatorischen Abläufe. Unter anderem
 - tägliche Treffen (Briefings) der Raketenund Nutzlastmannschaften während der
 Startvorbereitungsphase, um den Stand,
 etwaige Probleme und den weiteren
 Ablauf festzulegen und die
 Startbedingungen zu untersuchen,
 besonders die für einen Start sehr
 kritischen Windverhältnisse. Windrichtung
 und -Stärke sind ausschlaggebend für die
 Startfreigabe
 - Probeläufe für den Countdown und die Missionskontrolle. Dabei wird die gesamte Funktionskette Nutzlast - Sender -Empfang am Boden - Darstellung der empfangenen Daten - Bewertung der Daten simuliert. MIRIAM befand sich dabei in der Flugkonfiguration

Der Umfang und die Qualität der von der Esrange für die Mission zur Verfügung gestellten Einrichtungen ist



beeindruckend. So hatte MIRIAM einen großen eigenen Bereich in der Nutzlast-Integrationshalle für den Vorflugtest von MIRIAM zur Verfügung und einen Platz in der ersten Reihe im Wissenschafts- und Missionskontrollzentrum. Alleine 5 Bildschirme des Telemetrie-Empfangszentrums waren für MIRIAM reserviert.





Das MIRIAM Team war bereits am 15. Oktober in Kiruna eingetroffen, um den Start von MIRIAM vorzubereiten. Mit dem MIRIAM Team waren auch eine Reihe von MSD Mitgliedern eingetroffen, die in einer Mitgliederaktion eingeladen worden waren, dem Start beizuwohnen. Der größte Teil von ihnen war auf der Raketenbasis im Hotel..... sehr gut untergebracht, mit eigener Küche und einem Konferenzraum, in dem jeden Morgen eine Lagebesprechung stattfand. Es stellte sich dann heraus, dass die Küche als allgemeiner Treffpunkt angenommen wurde, wo man immer jemanden traf und ein Tee bereit stand. Abends wurde dort auch gemeinsam gekocht und gegessen.

Neben MIRIAM waren auch alle für MIRIAM spezifischen Bodeneinrichtungen von München nach Kiruna transportiert worden:

- Das Bodentestgerät, das einen kompletten Test von MIRIAM und eine Simulation der Mission erlaubt
- Die Bodenempfangsstation zum Empfang der Flugdaten mit 6 Monitoren und 3 Laptops
- 3 Videorecorder
- Eine VHF-UHF Antenne und Empfangsanlage zum Empfang der Daten von MIRIAM
- Zahlreiche Vorrichtungen und Werkzeuge



Auch der "gruppendynamische" Teil der Mission kam in Kiruna nicht zu kurz. Fast das ganze Team wohnte im Startzentrum im Hotel Dilbert, wo dem Team auch eine komplett eingerichtete Küche zur Verfügung stand.

Die Startvorbereitungen umfassten

- Aufbau von MIRIAM und der Bodentestgeräte
- Test der Schnittstellen zwischen der Rakete

(Kameramodul) und MIRIAM

- MIRIAM Systemtest einschließlich Verifikation der Funktion des Trennmechanismus
- Funktion der Datensysteme
- Integration von MIRIAM mit dem Nutzlastteil der Rakete Start und Mission

Der Start war ursprünglich für den 21. Oktober angesetzt. Alle Nutzlasten -neben MIRIAM flogen noch einige andere Experimente von verschiedenen Universitäten mit- waren zu diesem Zeitpunkt betriebsbereit. Dieser Termin ließ sich aber wegen einiger Verzögerungen auf Seite der Rakete nicht halten und wurde auf den 22. verschoben. Wegen des sich ankündigenden schlechten Wetters, das den Start um Tage, wenn nicht sogar Wochen, verzögert und für MIRIAM das Ende der Mission bedeutet hätte,

wurden dann der übliche Probe-Countdown zum Test der Funktionen des Fluggeräts und der Bodeneinrichtungen, und Countdown unmittelbar der "heiße" nacheinander durchgeführt. Da der vorhergehende Probe-Countdown erfolgreich verlaufen war, wurde der Countdown sogar um 2 Stunden verkürzt, um die Mission noch vor Einbruch der Dunkelheit beenden zu können. Das ist nötig, um den mit Fallschirmen abgebremste Nutzlastteil der Rakete und die Nutzlastverkleidung noch unter Sichtverhältnissen bergen zu können. Das war ein absolutes Novum und wurde von uns als Entgegenkommen des DLR-Moraba und des Leiters der Raketenbasis für MIRIAM gewertet, die sogar Nachtschichten einlegten. Andernfalls wäre ein Start für MIRIAM nicht mehr möglich gewesen. Die Lebensdauer der Batterien der Ballonelektronikeinheit von MIRIAM ist nämlich auf 48 Stunden begrenzt nach dem

dem Aktivieren im Verlauf der Startvorbereitungen. Die Stromversorgung des Instrumententrägers kann danach nicht mehr abgeschaltet werden, und ein Austausch der Batterien ist nur zuhause in München

Die Mission begann dann erst einmal viel versprechend. Um 14:30 hob die zweistufige REXUS 4 Rakete des DLR-MORABA von ihrer Startrampe ab und beförderte MIRIAM wie geplant auf eine Höhe von 175 Km. Eine erneute Meisterleistung der Startmannschaft der DLR-Moraba und ihrer professionellen Start- und Missionskontroll-Einrichtungen in Kiruna, und ein aufregendes Erlebnis für die MIRIAM Startmannschaft und die anwesenden MSD Mitglieder.

Was dann geschah, konnte aufgrund der empfangenen Videodaten und der vom

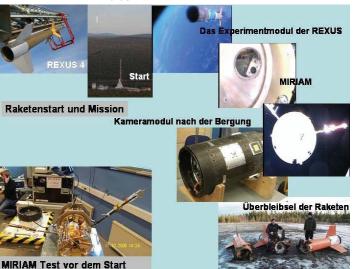
Service Modul zur Erde gesandten Daten recht zuverlässig rekonstruiert werden:

- Auf das wie geplant an MIRIAM gegebene Kommando zur Abtrennung von der Rakete passierte erst einmal nicht das, was vorgesehen war, nämlich der Beginn der Freiflugphase von MIRIAM und damit die eigentliche MIRIAM Mission mit Freisetzung, Aufblasen, Abtrennen und Eintritt des Ballons in die Atmosphäre. Der Grund hierfür war ein klemmender Bolzen im Abtrennmechanismus von MIRIAM
- MIRIAM blieb damit vorerst noch mit der Rakete verbunden





Als kurz darauf der Ballon freigegeben werden sollte (der Zeitablauf ist fest programmiert), war aber MIRIAM noch nicht im dafür erforderlichen freien Flug, sondern hing noch am Kameramodul fest. Als dann das Aufblassystem wie vorgesehen seine Arbeit aufnahm, war der Ballon immer noch nicht freigesetzt. Der sich im Ballonbehälter entwickelnde Überdruck führte dazu, dass der Ballon im Behälter soweit aufgeblasen wurde, wie es der Behälter zuließ, und dann vom Aufblassystem abgerissen wurde

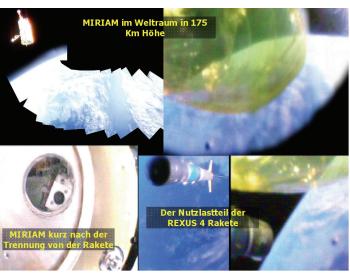


Die verschiedenen Phasen der MIRIAM Mission

- Als sich MIRIAM schließlich doch noch 15 Sekunden zu spät von der Rakete löste, war der Schaden bereits angerichtet. Zwar wurde der Ballon nun freigegeben, war aber nur zu einem kleinen Teil aufgeblasen
- Als Folge der zu späten Trennung wurde MIRIAM von dem Nutzlastteil der REXUS 4 eingeholt, was zu leichten Kollision führte, die aber größeren glücklicherweise Schaden keinen anrichtete. Das Nutzlastteil wird nämlich erst nach dem Absetzen von MIRIAM von der zweiten Stufe der 2.Stufe der Rakete getrennt, wodurch das Nutzlastteil noch einmal einen leichten Schub in Flugrichtung erfährt, also in Richtung MIRIAM. MIRIAM war aber zu diesem Zeitpunkt aufgrund der verzögerten Trennung noch nicht weit genug von der Rakete entfernt, sodass die Raketennutzlast MIRIAM einholte es zu einer leichten Kollision kam. Alles das konnte in Echtzeit am Videomonitor



Der Ballon-teilweise entfaltet In 170 Km Höhe über der Erde. Im Hintergrund der REXUS 4 Nutzlastteil noch vor der Entfaltung des Bremsfallschirms



beobachtet werden

- Der verzögerte Trennvorgang wurde von den 5 im Kamera Modul untergebrachten Videokameras gefilmt. Da das Kamera Modul fest mit dem Raketennutzlastteil verbunden bleibt, das später mit einem Fallschirm geborgen wird, konnten alle Videoaufnahmen bereits kurz nach der Bergung der Nutzlasteinheit noch am Abend nach dem Start ausgewertet werden
- Der Ballon befand sich nun zwar im freien Flug, aber nur teilweise aufgeblasen und beschädigt auf der Füllseite des Ballons
- Von der in den Ballon integrierten Elektronikeinheit mit ihren Messsensoren und Experimenten wurden keine Daten empfangen. Der Grund hierfür könnte im beschriebenen fehlerhaften Missionsablauf, einem Fehler in der Aktivierung der Elektronik bei der Trennung von MIRIAM, oder auch in der Elektronik und Software selbst liegen. Das muss noch durch ausführliche Tests am Boden herausgefunden werden
- Es handelt sich also insgesamt um eine Kettenreaktion, die möglicherweise alleine auf den klemmenden Bolzen zurückzuführen ist.
- Die beiden Ausleger am Service Modul mit den beiden Videokameras wurden wie geplant nach der Trennung vom Nutzlastteil entfaltet. Die Kameras funktionierten dann vollständig wie geplant und übertrugen sogar noch Bilder kurz nachdem die Ausleger einige Minuten später beim Eintritt in die Atmosphäre abgerissen wurden
- Die Flugbahn des Ballons konnte aufgrund der fehlenden Daten nicht genau rekonstruiert werden, da sich der teilweise aufgeblasene Ballon schnell von der Service Modul entfernte und nicht mehr in den Blickwinkel der beiden Videokameras des Service Moduls gelangte, bzw. zu weit entfernt war, um ihn noch klar identifizieren zu können
- Der Ballon mit der Elektronikeinheit kehrt ja in freiem Fall zur Erde zurück und schlägt deshalb natürlich hart auf. Eine Bergung wurde trotzdem versucht, da eine Funkbake eingebaut war. Die Bergung von REGINA, der vorhergehenden Mission mit einer Rakete, hatte ja bewiesen, dass trotz des harten Aufschlags am Boden die an Bord gespeicherten Daten noch ausgelesen werden konnten mit einigem Bastlergeschick. Trotz der Suche mit einem Hubschrauber am nächsten Morgen blieb aber die Suche nach MIRIAM erfolglos



Der sehr enge Zeitplan für den beschriebenen Missionsablauf war erforderlich, um bei einer Anfangshöhe von 175 Km den gesamten Ablauf mit Abtrennung, Aufblasen und Freisetzen des Ballons zustande zu bringen, bevor der Ballon wieder in die höhere Atmosphäre eintritt. Eine größere Anfangshöhe war mit der verfügbaren Rakete nicht zu erreichen.

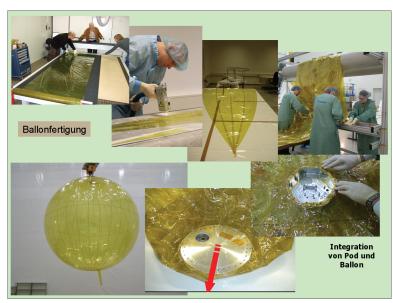
Während der Mission wurden Daten umfangreiche von den verschiedenen Systemen vom Service Modul von MIRIAM empfangen. Außerdem wurden von den sieben Beobachtungskameras von MIRIAM -fünf auf dem Kameramodul und die oben erwähnten zwei an den Auslegern des Service Moduls- während der gesamten Mission Bilder zur Erde übertragen. So konnte die DLR-MORABA zum Beispiel Bilder ihrer zweiten Raketenstufe mit dem Experimentmodul sehen, wie sie von MIRIAM aus aufgenommen wurden. Auch der -leider nur teilweise entfaltete-Ballon wurde kurz aufgenommen. Eine der beiden Kameras des Service Moduls übertrug sogar noch Bilder, nachdem der

Kameraausleger bereits durch den zunehmenden aerodynamischen Druck abgerissen worden war.

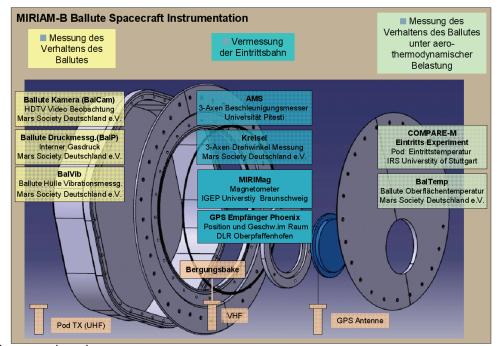
Zwar kamen die volle Ballonentfaltung und damit dessen Eintritt in die Atmosphäre nicht wie geplant zustande -eine schmerzliche Tatsache-. Jedoch haben das Funktionieren der komplizierten Mechanik und Elektronik des Service Moduls und aller Videokameras unter den Belastungen durch den Raketenstart und den Bedingungen des Weltraums die grundsätzliche Richtigkeit und die Funktionsfähigkeit des MIRIAM Konzepts im Wesentlichen belegt.

Wie geht es weiter?

Wie oben angedeutet, plant die MSD, wiederum in Zusammenarbeit mit der Universität der Bundeswehr, eine weitere MIRIAM Mission, diesmal MIRIAM-2 getauft. MIRIAM-2 basiert auf MIRIAM mit den nötigen Änderungen und einigen zusätzlichen Verbesserungen. Welche sind das?



- Veränderung der Trennmechanismen
- Veränderung des zeitlichen Ablaufs der Mission hin zu größeren zeitlichen Reserven für die einzelnen Vorgänge. Das bedingt eine größere zu erreichende



Anfangshöhe von MIRIAM-2 von mindestens 210 Km und maximal 300 km.

- Ausschluss der Möglichkeit der Kollision von MIRIAM-2 mit der Rakete bei etwaiger verspäteter Abtrennung von MIRIAM-2 von dem Nutzlastteil der Rakete. Hierfür gibt es mehrere Optionen, die untersucht werden sollen
- Änderung der Aktivierungsmethodik der Elektronik und / oder Änderung der Elektronik und Software der in den Ballon integrierten Elektronikeinheit, um eine sichere Funktion dieses Systems zu gewährleisten
- Eventuell weitere Änderungen, die sich aus ausführlichen Bodentests und Simulationen ergeben könnten, wie sie bei Raumfahrzeugen üblich sind
- Die in die Ballonhaut integrierte Elektronikeinheit wird von außen zugänglich gemacht, um gegebenenfalls noch am Startplatz deren Batterien austauschen zu können. Das war bisher nicht vorgesehen, um den Entwurf einfach zu halten, und da eine Batteriebetriebsdauer von 48 Stunden als ausreichend angesehen wurde. Aufladbare aus Gründen Batterien waren Zuverlässigkeit und des dann erforderlichen Zugangs zum Aufladen von außen verworfen worden. Es hat sich aber erwiesen, dass Startverzögerungen von bis zu einer Woche oder länger, alleine schon aufgrund von Wetterbedingungen, in Betracht gezogen werden müssen. Es ist bereits eine Lösung gefunden worden, die den Zugang zur Elektronikeinheit auch nach dem Zusammenbau von MIRIAM-2 erlauben wird, ohne die aerothermodynamischen Eigenschaften Balloneinheit zu verschlechtern
 - Verbesserte Baken in der Elektronikeinheit und dem Service Modul, um deren Bergung zu ermöglichen. Die Bergung der Elektronikeinheit des Ballons ist besonders wichtig, damit die Videodaten der in den Ballon blickenden Videokamera ausgelesen werden können. Eine Übertragung der Videodaten in Echtzeit vom Ballon zum Boden, wie sie für die Videokameras des Service Moduls erfolgt, ist aufgrund der hohen



erforderlichen Datenrate nicht möglich. Eine hohe Datenrate ist erforderlich, um kurzzeitige Änderungen des Ballons wie etwas Flatterbewegungen erfassen zu können

 Ausrüstung der Elektronikeinheit des Ballons und des Service Moduls mit jeweils zwei Funkbaken

Außerdem wird MIRIAM-2 noch einige Änderungen erfahren, die mehr für die Marsmission relevante Ergebnisse erbringen, als das für MIRIAM der Fall gewesen wäre. Also ein Mehrwert von MIRIAM-2 gegenüber MIRIAM:

- Zusätzlicher Einbau eines von der DLR entwickelten und bereits auf der REXUS 4 erfolgreich geflogenen GPS Geräts, das eine genauere Bahnbestimmung des Ballons beim Eintritt in die Erdatmosphäre erlauben wird
- Zusätzlicher Einbau einer in den Ballon blickenden Videokamera, um das Verhalten des Ballon beobachten zu können während des Ausbringens, Aufblasens und Abtrennens des Ballons vom Aufblassystem, und während des Abstiegs des Ballons und seinem Eintreten in die Erdatmosphäre
- Der Ballon und das Aufblassystem werden weiter entwickelt hin zu größerer Übereinstimmung mit dem späteren Marsballon. Das betrifft besonders das Ballonmaterial, die Nahttechnik und die Ballonfertigungsmethodik
- Evtl. Integration der Antennen zur Datenübertragung zum Boden in eine Ballonnaht. Bisher wird die Antenne mit der Entfaltung des Ballons sozusagen "aufgespannt", eine relativ risikobehafteter Vorgang
- Verbesserung der Instrumentierung zur Ermittlung des Verhaltens aller Bordsysteme und zur Erhöhung der Messgenauigkeit

Stand der Planung und Entwicklung von MIRIAM-2

Die bevorzugte Lösung für den Transport in den Weltraum wäre eine Rakete ähnlich der REXUS 4, aber mit einer etwas höheren Kapazität, die das Erreichen einer Höhe von 210 bis 300 Km garantieren könnte. Natürlich wäre es auch wünschenswert, die Schnittstellen zur Rakete beibehalten zu können oder nur wenig verändern zu müssen. Deshalb wird wiederum eine Mission mit der DLR-Moraba angestrebt. Gespräche sind bereits in Gang. Angestrebt wird ein Start 2013. Bis zu diesem Zeitpunkt könnte die Entwicklung von MIRIAM-2 abgeschlossen sein. Ein entsprechender Zeitplan

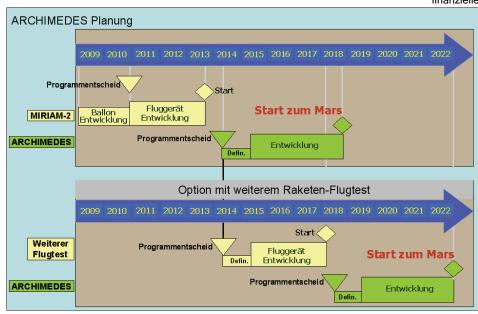
dient deshalb zurzeit als Grundlage der Entwicklungsplanung. Die Entwicklung von MIRIAM-2 hat bereits Anfang 2009 begonnen mit der Fertigung und dem Test von Ballonelementen und der Weiterentwicklung der Elektronik und Software.

Perspektiven der ARCHIMEDES Marsmission

Die weitere Planung für die ARCHIMEDES Marsmission berücksichtigt die zuvor nicht eingeplante MIRIAM-2 Mission. Da sich auch die Planung der AMSAT für ihren P5-A Satelliten verzögert hat, ist nun ein Start von ARCHIMEDES zum Mars frühestens 2018 möglich. Allerdings gibt es auch da noch einige Hürden:

- Falls die MIRIAM-2 Mission zwar erfolgreich aber die Ergebnisse nicht ausreichend schlüssig für eine Marsmission sind, könnte ein weiterer Raketentest erforderlich werden, diesmal mit einer viel flacheren Flugbahn, um eine längere Flugdauer und damit mehr relevante Daten vom Balloneintritt zu erhalten. Idealerweise könnte dann auch ein Ballon im Maßstab 1:1 zum Einsatz kommen. Dafür wäre aber eine Rakete mit größerer Leistung und steuerbarer Oberstufe erforderlich
- Falls der AMSAT P5-A Satellit doch nicht zur Verfügung stehen sollte -AMSAT kann sich bisher nicht verbindlich auf diese Mission zum Mars festlegen- müsste erst ein neuer Träger gefunden werden mit dann mit Sicherheit anderen Anforderungen an ARCHIMEDES als bei der P5-A, die ja zum Beispiel ARCHIMEDES ihr Antriebsmodul zur Beherbergung des Ballonaufblassystems und zum Abstieg in eine Marseintrittsbahn zur Verfügung stellt. Das müsste dann für ARCHIMEDES anders und möglicherweise aufwendiger gelöst werden, als das jetzt vorgesehen ist
- Die Erstellung raumflugfähiger hochzuverlässiger ARCHIMEDES Hart- und Software wird wohl die Einschaltung von Firmen mit Erfahrung in Raumfahrtprogrammen und damit Ressourcen erfordern, die mit Sicherheit von der MSD alleine nicht aufgebracht werden können. Andererseits sollte es möglich sein, für ein so innovatives Projekt wie die Marsballonsonde ARCHIMEDES die im Vergleich mit anderen Marserforschungsprojekten hierfür doch relativ geringen erforderlichen finanziellen Mittel zu finden
 - Die anvisierte, von AMSAT in der Vergangenheit fast kostenlos zur Verfügung gestellte "Mitfahrgelegenheit" zum Mars mit der Ariane 5, ist keineswegs gesichert

Auf jeden Fall wird das ARCHIMEDES Team vorerst einmal alle Kräfte auf MIRIAM-2 bündeln. Denn mit MIRIAM-2 könnte schon der Nachweis erbracht werden, dass das Prinzip des Marsballons funktioniert. Das wäre schon ein sehr beachtlicher Erfolg, könnte große Aufmerksamkeit in der wissenschaftlichen Raumfahrtwelt bewirken und die Tür zu weiteren Flugteste öffnen. Zum Beispiel zu einem Test mit einem Ballon im Maßstab 1:1 und flachen einer Eintrittsbahn, die zusätzlich zu MIRIAM-2 noch umfangreichere Aussagen für eine Marsmission bringen könnte.





Die derzeitige Planung für das ARCHIMEDES Programm zeigt, dass ein Flug zum Mars im Fall einer erfolgreichen und aussagekräftigen MIRIAM-2 Mission frühestens 2018 stattfinden könnte, bei einem weiteren Raketentest 2022.

Wie man sieht, gibt es noch eine Reihe von offenen Punkten, von denen die weitere Planung des ARCHIMEDES Projekts abhängt. Grund zu Optimismus gibt aber der erklärte Wunsch der an MIRIAM Beteiligten -MSD Team, DLR-Moraba, Universität der Bundeswehr, beteiligte Firmen- zur Fortsetzung des ARCHIMEDES Programms mit MIRIAM-2.

Paternoster zum Mars

Autor: Georg Bechtold

3. Teil: Mission aus technischer Sicht

In den ersten beiden Teilen dieses Artikels wurde in den letzten beiden Newsletters ein Konzept einer bemannten Kurzzeitmission zum Mars vorgestellt, die himmelsmechanischen Hintergründe erklärt und somit die theoretische Machbarkeit gezeigt. Grob gesagt dauert der Hinflug zum Mars acht Monate, der Aufenthalt sechs Wochen und der Rückflug zur Erde sechs Monate. Eine Besonderheit ist das Paternoster-Prinzip, also die Verwendung zweier Raumschiffe, die zwischen Erde und Mars auf freien Rückkehrbahnen pendeln und auf die die Astronauten sozusagen "aufspringen". Das Raumschiff für den Hinflug wurde Obelix getauft, das für den Rückflug Asterix.

Dieser Teil befasst sich mit den technischen Randbedingungen und stellt Lösungsansätze für einige Detailprobleme vor.

Missionsprofil

Mehrere Jahre vor Beginn der ersten bemannten Marsmission wird Obelix unbemannt auf eine exzentrische Bahn um die Sonne geschossen. Seine Masse beträgt 25000 kg. Eine Rakete der Größe der Saturn 5, die für das Apollo-Programm eingesetzt wurde. schafft es. Obelix Geschwindigkeitszuwachs von etwa 7400 m/s zu ermöglichen. Dies reicht aus, um das Schwerefeld der Venus zu erreichen. Dort wird die Exzentrizität der Bahn durch einen nahen Vorbeiflug an dem Planeten weiter erhöht. Mehrere Monate später wird wieder die Erdbahn erreicht, wo ein weiteres Swingby an der Erde erfolgt und der endgültige hochexzentrische Orbit von Obelix erreicht wird, der bis zur Marsbahn reicht

Versorgungsgüter für Obelix mit einer Masse von 10000 kg werden ebenfalls mit einer Rakete der gleichen Größenordnung auf Kurs für ein Rendezvous mit Obelix gebracht. Auch hier müssen ein oder mehrere Swingby-Manöver an der Erde und der Venus durchgeführt werden. Die Hälfte der Nutzlastmasse besteht aus Wasser, das Obelix später für seinen Ionenantrieb für Bahnänderungsmanöver brauchen wird, die andere Hälfte besteht aus Versorgungsgütern für die erste Besatzung. Eine Rakete der Größe der Saturn 5 schafft es, diese Masse auf eine Geschwindigkeitsdifferenz von mehr als 11000 m/s zu bringen.

Zwei Startfenster vor dem Beginn der ersten bemannten Mission wird Idefix, die Marsorbit-Station, auf einer energiearmen Hohmann-Bahn vom Erdorbit zum Marsorbit gebracht. Seine Masse wird mit 15000 kg angenommen. Selbst mit der Ausrüstung für die Abbremsung in der Atmosphäre des Mars kommt man auf ein Gesamtgewicht im Erdorbit von nur 85000 kg, was durchaus im Bereich konventioneller Trägerraketen liegt.

Asterix wird drei Jahre vor dem Beginn der Rückreise der späteren Mannschaft vom Mars, also 26,5 Monate vor deren Start von der Erde, ebenfalls mit einer Rakete der Größe einer Saturn 5 in seinen Orbit um die Sonne gebracht. Er enthält bereits die Versorgungsgüter für die Astronauten für den

künftigen Rückflug vom Mars zur Erde. Insgesamt beträgt seine Masse 25000 kg.

Zum Startfenster vor der geplanten bemannten Mission werden zwei komplett ausgerüstete Lander mit einer Gesamtmasse von fast 20000 kg auf einer engergiearmen Hohmann-Bahn vom Erdorbit zum Marsorbit geschickt, um dort automatisch mit Idefix zu koppeln. Dies ist mit einer einzigen Rakete wie die Saturn 5 machbar. Ein weiteres unbemanntes Raumschiff macht sich ebenfalls auf den Weg zu Idefix im Marsorbit. Es enthält etwas mehr als 18000 kg lagerbaren Flüssigtreibstoff für die spätere Rückkehr der Astronauten vom Marsorbit zu Asterix sowie Versorgungsgüter für den Aufenthalt auf dem Mars und im Marsorbit. Die Trägerrakete dazu muss eine Masse von knapp über 100000 kg in einen niedrigen Erdorbit bringen. Beide Raumschiffe werden bei der Ankunft am Mars atmosphärisch gebremst, verbrauchen dafür also keinen Treibstoff.

Die eigentliche bemannte Marsmission beginnt mit dem Start von zwei Taxis mit jeweils zwei Astronauten. Für jedes dieser Taxis ist wiederum eine Rakete wie die Saturn 5 erforderlich, weil Obelix ohne weitere Swingby-Manöver direkt vom Erdorbit aus erreicht werden muss. Ein Taxi ist sehr spartanisch ausgerüstet und hat eine Masse von unter 1700 kg. Diese Masse kann bei einer Gesamtmasse im Orbit von 120000 kg auf die notwendigen 22000 m/s beschleunigt werden, um Obelix direkt zu erreichen. Die Kopplung der beiden Taxis an Obelix findet wenige Tage nach dem Start von der Erde statt.

Der Weiterflug der vier Astronauten erfolgt an Bord von Obelix und dauert insgesamt acht Monate. An Bord von Obelix sind der notwendige Platz, alle Versorgungsgüter für die lange Reise und Atemluft- und Wasseraufbereitungsanlagen bereitgestellt. Nach zwei Monaten wird der sonnennächste Punkt der Bahn erreicht, der fast der Bahn von Merkur entspricht. Obelix wendet stets die gleiche Seite der Sonne zu, die mit einer stark reflektierenden Folie versehen ist, die den größten Teil der Strahlungswärme reflektiert. Dahinter befindet sich ein Wärmetauscher, der die Instrumente und die Kabine von Obelix mit Wärme versorgt. Überschüssige Wärme wird von Radiatoren abgestrahlt. Vor ionisierenden Strahlen sind große Astronauten ` durch Massen vor die der Mannschaftskabine abgeschirmt. Vier Monate nach dem Start wird wieder die Erdbahn erreicht, allerdings mit einem großen Vorsprung vor der "dahinter anfliegenden" Erde. Vier weitere Monate vergehen bis zum Erreichen der Marsbahn.

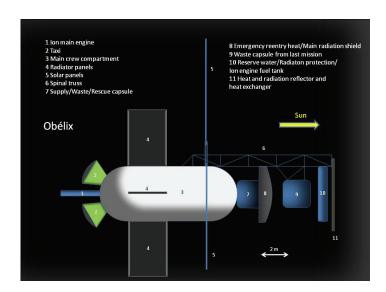


Bild 1: Obelix in Konfiguration Reise Erde-Mars.

Falls während der Zeit technische Probleme mit irgendeiner der Komponenten der Marsmission auftreten kann der Flug abgebrochen werden, in dem die Astronauten einfach in Obelix



verbleiben. Ein Jahr nach dem Abflug bzw. vier Monate nach dem Vorbeiflug am Mars wird die Erde wieder erreicht und die Astronauten können mit einer Rettungskapsel in die Atmosphäre der Erde eindringen, auf Orbitgeschwindigkeit abgebremst werden und von dort mit einer Raumfähre abgeholt werden. Wenn der Flug störungsfrei verläuft lösen sich kurz vor Erreichen der Marsbahn die beiden Taxis mit den Astronauten von Obelix.

Obelix fällt nach Passieren des Mars antriebslos wieder zur Erde zurück, die er vier Monate später wieder erreichen wird. Durch ein Swingby-Manöver an der Erde wird er dort auf einen neuen Kurs zum Mars gebracht. Mit einem Ionentriebwerk, das mit 5000 kg Wasser betrieben wird, ist er in der Lage, bis zum nächsten oder übernächsten Startfenster wieder für einen Flug zum Mars auf dem richtigen Kurs zu sein. In dieser Zeit wird er von einem Versorgungsraumschiff erreicht und so für den nächsten bemannten Flug zum Mars vorbereitet.

Die beiden Taxis dringen in die Atmosphäre des Mars ein und werden dadurch auf eine Relativgeschwindigkeit abgebremst, die ein Einschwenken in einen niedrigen Marsorbit ermöglicht. Dort folgt dann die Kopplung mit Idefix.

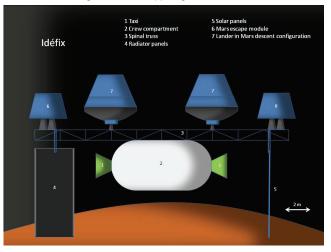


Bild 2: Idefix im Marsorbit nach Ankunft der Besatzung.

Die ersten beiden Besatzungsmitglieder landen wenige Tage später mit einem der beiden an Idefix gekoppelten Lander auf dem Mars, halten sich dort etwa zwei Wochen auf und starten dann wieder, um mit Idefix zu koppeln. Die beiden anderen Besatzungsmitglieder landen danach mit dem zweiten Lander an einer anderen Stelle auf dem Mars und kehren ebenfalls nach etwa zwei Wochen zu Idefix zurück. Details sind im nächsten Kapitel aufgeführt.

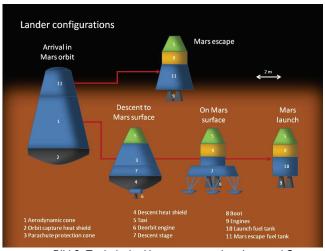


Bild 3: Technische Umsetzung von Landung und Start auf dem Mars sowie des Fluchtmanövers aus dem Marsorbit.

Nach 44 Tagen auf dem Mars oder im Marsorbit folgt das Verlassen des Marsorbits der beiden Taxis mit den Astronauten. Der benötigte Flüssigtreibstoff ist bei Idefix gelagert.

Nach wenigen Tagen Flug ist Asterix erreicht, der seit seinem Start vor zweieinhalb Jahren in seinem zweiten Orbit um die Sonne ist. Hier verbringen die Astronauten die sechs Monate Rückflugzeit zur Erde. Asterix ist dem "Schwesterraumschiff" Obelix recht ähnlich. Auch seine Aufgabe ist, den Astronauten genügend Platz, Versorgungsgüter, Atemluft und Wasser zur Verfügung zu stellen. Asterix hat einen großen Hitzeschutzschild, der eine aerodynamische Abbremsung in der Atmosphäre der Erde ermöglicht. Die Reise endet daher in einem niedrigen Erdorbit, in dem die Astronauten von einer Raumfähre abgeholt werden können. Asterix wird im Anschluss daran im Erdorbit für seine nächste Reise zum Mars vorbereitet.

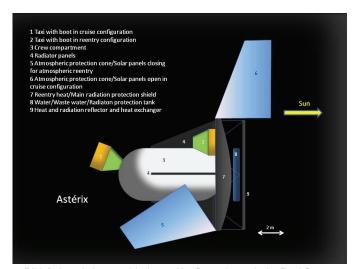


Bild 4: Asterix in verschiedenen Konfigurationen beim Rückflug zur Erde.

In der Zwischenzeit sind mit weiteren unbemannten Missionen zwei weitere Landefähren und ein Tank mit lagerbarem Flüssigtreibstoff zu Idefix im Marsorbit aufgebrochen und eine weitere Versorgungsmission für Obelix ist ebenfalls bereits auf Kurs, so dass die nächste bemannte Reise zum Mars vorbereitet ist. Vielleicht ist sogar bereits ein zweiter Asterix unterwegs, damit alle Startfenster für Reisen zum Mars genutzt werden können. Oder es wurde entschieden, nur jedes zweite Fenster zu nutzen, um die Startfrequenzen niedrig zu halten.

Landung und Start auf dem Mars

Wie bei der konventionellen Mission zum Mars ist es auch beim Paternoster-Konzept sinnvoll, eine Mars-Infrastruktur vorab und ferngesteuert über eine energiegünstige Hohmann-Bahn zur Verfügung zu stellen. Durch den kurzen Aufenthalt von 44 Tagen ist der Aufwand hierfür allerdings viel geringer als bei dem konventionellen Szenario; lediglich im Marsorbit muss diese Infrastruktur vorhanden sein, auf dem Mars selber aufgrund der kurzen Aufenthaltszeit nicht. Natürlich drängt sich sofort Verdacht geringeren hierbei der eines wissenschaftlichen Nutzens einer solch kurzen Aufenthaltszeit auf. Bei genauerer Betrachtung ist der Nutzen allerdings nur unwesentlich verringert.

Im Marsorbit muss ein Modul zur Verfügung gestellt werden, das die Astronauten nach ihrem "Umstiegmanöver" von Obelix zum Marsorbit aufnehmen kann. Dieses Modul soll "Idefix" genannt werden. Idefix ermöglicht nicht nur die Versorgung der vier Astronauten für ihre Zeit im Marsorbit, sondern dient auch als Basisstation für zwei Landefähren für jeweils zwei



Astronauten. Selbstverständlich laufen die Systeme von Idefix während der Abwesenheit der Besatzung automatisch auf Standby oder werden so weit wie möglich abgeschaltet.

Die Landefähren sind ähnlich den Landefähren aus dem Apollo-Programm relativ spartanisch gehalten. Dennoch sollten sie den beiden Insassen einen wesentlich längeren Aufenthalt auf der Marsoberfläche ermöglichen. Anzupeilen sind ein bis zwei Wochen. Auch ein Marsauto wäre notwendig. Dennoch ist keinesfalls eine komplexe Infrastruktur für einen Daueraufenthalt auf dem Mars erforderlich. Des Weiteren ermöglichen die beiden Landungen eine größere Flexibilität als eine einmalige Landung an einem Ort. Die jeweiligen Aufenthalte auf der Oberfläche können ausnahmslos für wissenschaftliche Untersuchungen verwendet werden; weitere Arbeiten an der Infrastruktur am Marsboden sind nicht notwendig. So rechtfertigt der viel geringere Aufwand eines kurzen Aufenthalts die geringen Einbußen wissenschaftlichem Ertrag verglichen mit einem langen Aufenthalt.

Je nach Bedarf könnten vielleicht auch drei oder vier kleinere Landefähren an Idefix angebracht werden; selbstverständlich dann ausgelegt auf kürzere Aufenthalte auf der Marsoberfläche und Einschränkungen der Mobilität am Boden.

Bei einem Leergewicht von 2500 kg bräuchte ein Lander etwa 3800 kg Treibstoff für den Rückflug von der Marsoberfläche in einen niedrigen Marsorbit. Geht man davon aus, dass die Landung auf dem Mars ausgehend von einem niedrigen Marsorbit mit einer relativ leichten Ausrüstung bewerkstelligen ist, da der größte Teil der Geschwindigkeit durch einen Hitzeschild und durch Fallschirme in der Marsatmosphäre abgebaut werden kann, bevor letztendlich Raketentriebwerke für ein weiches Aufsetzen verwendet werden müssen, kommt man auf eine Gesamtmasse von etwa 7800 kg. Diese Masse wird über eine Hohmann-Bahn vom Erdorbit zum Marsorbit gebracht. Auch für die Abbremsung von der Hohmann-Bahn auf den niedrigen Marsorbit kann die Atmosphäre des Mars verwendet werden, so dass die Masse des Landers nach dem Verlassen des Erdorbits in etwa 9850 kg betragen könnte. Dazu ist eine Treibstoffmasse von etwa 34400 kg notwendig, also eine Gesamtmasse von 88500 kg für beide Lander im Erdorbit. Das ist weit weniger als die Nutzlast einer Saturn 5-Rakete.

ldefix selber kann ebenfalls mit einer einzigen Rakete zum Marsorbit gebracht werden. Eine Leermasse von 15000 kg wird angenommen. Mit der Einrichtung für die aerodynamische Abbremsung am Mars steigt die Masse auf fast 19000 kg, was zu einer aus dem Erdorbit zu beschleunigenden Gesamtmasse von 84000 kg führt.

Konfigurationen und einige Details der Paternoster

Die Paternoster Obelix und Asterix ähneln technisch prinzipiell einer kleinen Raumstation wie z.B. Saljut. Allerdings gibt es wichtige Unterschiede zu überwiegend für wissenschaftliche Missionen konzipierte Raumstationen: es müssen keine Laborgeräte mitgenommen werden, wodurch die Versorgung mit Energie und Abfuhr der Abwärme (und damit aufwändige Kühlkreisläufe) entfallen. Des Weiteren wird stets die gleiche Seite zur Sonne gewandt und es entfällt der bei Raumstationen gewohnte Durchlauf der Nachtseite der Erde, was zu konstanten thermischen Belastungen und stets konstanten Stromfluss aus den Solarzellenflächen führt. Auch Probleme mit Gravitationsgradienten und Reibung an Restatmosphäre, die bei Raumstationen technisch bedeutsam sind, entfallen.

Allerdings sind die Anforderungen an die Autonomie der Systeme höher als bei Raumstationen im nahen Erdorbit, die relativ einfach mit Nachschubgütern versorgt werden können; wie oben erwähnt kann Obelix höchstens ein Mal pro Jahr von Nachschubtransporten von der Erde erreicht werden, und diese Transporte sind aufgrund der hohen Exzentrizitäten der Orbits mit einem hohen Energieaufwand verbunden. Asterix ist

nur alle drei Jahre zur Wartung im Erdorbit. Für die Versorgung eines einzigen Astronauten pro Tag werden Güter von etwa 13 kg benötigt (im Wesentlichen Nahrung, Wasser, Sauerstoff, Kleidung); der größte Anteil davon ist Wasser. Sauerstoff kann mit einem realistischen Aufwand aus dem ausgeatmeten Kohlendioxid zurück gewonnen werden; die Technologie ist für die nahe Zukunft auf der internationalen Raumstation geplant und bei einer zukünftigen Marsmission sicher Stand der Technik. Zusätzlicher Sauerstoff, der in nur geringen Mengen vom Körper absorbiert wird, und der Stickstoff, der aufgrund von Leckverlusten ersetzt werden muss, kann aus Urin gewonnen werden (Elektrolyse der Wasseranteile und Umsetzung von Ammoniak; Abfallprodukt ist in beiden Fällen Wasserstoff, der für die Lagekontroll-Triebwerke genutzt oder einfach abgeblasen werden kann). Eine Wiederaufbereitung des Wassers, das zur Körperpflege benötigt wird, müsste durchgeführt werden, allerdings ist dabei keine hohe Trinkwasserqualität notwendig, so dass sich der Aufwand in Grenzen halten dürfte. Ein Problem, so merkwürdig dies auch klingen mag, ist tatsächlich die Kleidung der Astronauten. Etwas mehr als 1 kg pro Tag wird benötigt. Eine Waschmaschine würde sehr viel Wasser benötigen. Auch hier wäre eine Aufbereitung des Wassers prinzipiell denkbar, aber alleine die Verluste, also der Rest nicht wiederaufbereitbaren Wassers, könnte durchaus die gleiche Größenordung erreichen wie das Gewicht der Kleidung. Es ist in jedem Falle anzustreben, dass von den benötigten 13 kg (oder mehr beim Einsatz einer Waschmaschine) 10 kg pro Tag wieder aufbereitet werden können. Für Obelix würde das bedeuten, dass eine einmalige Beladung von 4380 kg (für vier Astronauten und 365 Tage) für die erste Mission und dann für jede weitere Mission 2920 kg (Hinflug 243 Tage) an Verbrauchsmaterialien benötigt würde. Asterix braucht für jede Mission 2240 kg Nachschub. Hinzu kommen natürlich weitere Güter, wie zum Beispiel die Verpackungen für Nahrungsrationen, Katalysatoren, Molekularsiebe und Filter, die bei der Atemluft- und Wasseraufbereitung verbraucht werden, sowie diverse Ersatzteile. Realistischerweise müsste man in etwa die doppelte Masse ansetzen. Dennoch hält sich, falls sich die genannte Bedinauna Wiederaufbereitungskapazität erfüllen lässt, der Aufwand in Grenzen. Bei einer konventionellen Langzeitmission müssten jedenfalls höhere Anforderungen noch Wiederaufbereitungstechnologien und sicher auch an die Logistik gestellt werden.

Ein weiterer Unterschied zu erdnahen Raumstationen ist die Anforderung an die Abschirmung der harten Strahlung von der Sonne. Hierzu sind dicke und daher sehr schwere Abschirmungen unumgänglich. Allerdings ist die Nutzung einer Synergie denkbar. Asterix muss zur Rückkehr der Astronauten bei der Erde einen Hitzeschutzschild verwenden, weil die Abbremsung bei der Erde energiesparend am besten aerodynamisch durch einen kurzen Durchflug durch die Atmosphäre zu bewerkstelligen ist. Hier kann die gleiche ablative Technologie zur Anwendung kommen wie bei konventionellen Raumkapseln, wie z. B. aus dem Apollo-Programm. Es wird also ein dicker und massiver Hitzeschutzschild notwendig. Dies kann aus Blei oder realistischer einer Bleilegierung hergestellt werden. So kann der Hitzeschutzschild gleichzeitig als Strahlungsschutzschild verwendet werden. Dies bedingt, dass Asterix stets die gleiche Seite der Sonne zuwenden muss, was allerdings technologisch zu bewältigen ist. Bei Obelix sind aufgrund des nahen Vorbeiflugs an der Sonne (zur Erinnerung: es wird fast die Merkurbahn erreicht) die Anforderungen hier noch höher. Allerdings braucht auch Obelix eine Rettungskapsel mit Hitzeschutzschild, falls die Astronauten ihren Flug abbrechen müssten und nach einem Jahr wieder die Nähe der Erde erreichen würden. Des Weiteren braucht Obelix 5000 kg Wasser für seinen Ionenantrieb für die Korrektur seiner Bahn für die nächste Marsmission und es fallen weitere 5000 kg bei jeder Mission als "Abfall" an. Diese großen Massen dienen als zusätzlicher Strahlungsschutz.



Berechnungen, Ergebnisse und weitere Einzelheiten

Basis der Berechnungen für den Zusammenhang von Geschwindigkeitsdifferenzen und hierfür benötigte Treibstoffmassen ist die Ziolkowsky-Gleichung:

$$m_T = m_L \left(e^{\frac{\Delta v}{c}} - 1 \right)$$
(30)

 m_T : Treibstoffmasse m_L : Leermasse

Δv: Geschwindigkeitsdifferenz

c: Strahlgeschwindigkeit des Triebwerks

Es ist dabei zu beachten, dass in Δv die jeweiligen astronautischen Geschwindigkeiten von Erde und Mars mit einbezogen werden müssen. Das bedeutet zum Beispiel für das Verlassen des Erdorbits in eine Hohmann-Bahn, dass für $\mathbb{I}v$ 3160 m/s (für die Hohmann-Bahn) plus 3900 m/s (für das Verlassen des Schwerefeldes der Erde, ausgehend von einem niedrigen Erdorbit) eingesetzt werden muss.

Eine Zusammenfassung aller Berechnungsergebnisse ist in Tabelle 1 gezeigt.

In Tabelle 2 sind die verwendeten Geschwindigkeitsdifferenzen für die Berechnungen mit Formel (30) und die Ergebnisse in Tabelle 1 gezeigt.

∆v Escape Earth orbit [m/s]	3900
∆v Mars surface to orbit [m/s]	3700
∆v Escape Mars orbit [m/s]	1500
∆v Earth-Obelix [m/s]	16260
∆v Earth-Asterix [m/s]	3440
∆v Mars-Asterix [m/s]	4620
∆v Earth-Hohmann [m/s]	3160

Tabelle 2: Erforderliche Geschwindigkeitsdifferenzen

Entscheidend für die benötigten Treibstoffmassen sind, was (30)leicht Gleichung ersichtlich Strahlgeschwindigkeiten der verwendeten Triebwerke. Hier werden drei verschiedene Werte eingesetzt. Beim Verlassen Erdumlaufbahn können nicht-lagerbare verwendet werden, also Wasserstoff Treibstoffe Sauerstoff. Die Strahlgeschwindigkeit wird hier mit 4700 m/s angenommen. Zum Verlassen der Marsoberfläche oder des Marsorbits können solche Treibstoffe allerdings nicht verwendet werden. Hier müssen lagerbare Flüssigtreibstoffe eingesetzt werden, deren Strahlgeschwindigkeiten mit 4000 m/s angenommen werden. Die Bahnkorrektur von Obelix kann



Tabelle 1: Benötigte Massen für einzelne Raumfahrzeuge Hierzu wurde von folgenden Annahmen ausgegangen:

Der Lander muss eine Nutzlast von 2500 kg von der Marsoberfläche in einen niedrigen Marsorbit bringen.

Die beiden Taxis haben ein Leergewicht von jeweils 1646 kg (dies wurde so angesetzt, dass letztendlich eine einzige Großrakete genügt, ein Taxi mit zwei Astronauten auf Kurs zu Obelix zu bringen). Beim Rückflug vom Mars zu Asterix können allerdings insgesamt 4000 kg mitgenommen werden.

Asterix hat eine Masse von 20000 kg, inklusive der Verbrauchsmaterialien für die Astronauten.

Obelix hat eine Leermasse von 25000 kg, also ohne Zuladung.

Obelix braucht für jede Mission eine Zuladung von 10000 kg, davon ist die Hälfte Wasser für den Ionenantrieb und die andere Hälfte besteht aus den Verbrauchsmaterialien für die Astronauten.

Idefix hat eine Leermasse von 15000 kg

Darüber hinaus gilt folgende Annahme: Eine aerodynamische Abbremsung, egal ob bei Mars oder Erde, erfordert ein Zusatzgewicht von 25 % für den erforderlichen Hitzeschutz und Treibstoff für Bahnkorrekturmanöver. Daher sind beispielsweise für Idefix 18750 kg statt der oben genannten 15000 kg Leermasse angesetzt. Die Lander müssen sogar zwei Mal eine aerodynamische Abbremsung durchführen; bei der Ankunft beim Marsorbit und dann bei der Landung auf dem Mars. Daher steigt die Masse von 6305 kg nach der Landung auf dem Mars auf eine Nutzlast von 9851 Kg beim Abflug vom Erdorbit.

einem elektrisch betriebenen Schwachschub-Triebwerk durchgeführt werden, weil hierfür eine Brenndauer von zwei oder noch mehr Jahren kein Problem darstellt. Solch ein lonentriebwerk kann eine Strahlgeschwindigkeit von 11500 m/s erreichen. Es muss eingeräumt werden, dass diese Strahlgeschwindigkeiten alle über den derzeitigen technischen Möglichkeiten liegen. Dennoch sind die Annahmen nicht utopisch und liegen im Bereich des Vorstellbaren. Eine weitere Vereinfachung besteht darin, dass die Masse der Treibstofftanks und der Triebwerke ignoriert wurde, die natürlich ebenfalls mit beschleunigt werden müssen.

Werfen wir einen Blick auf die letzte Spalte von Tabelle 1. Es wird klar, dass alle Lasten die Grenze von 120000 kg im niedrigen Erdorbit nicht überschreiten. Dies bedeutet, dass sie mit Trägerraketen der Größe der Saturn 5 befördert werden können. Für den Transport des Treibstoffes für die Taxis zum Flug zu Asterix und den Transport von Idefix in den Marsorbit sind sogar kleinere Trägerraketen ausreichend. Oder anders gesagt, hier stehen gewisse Reserven zur Verfügung. Es kann also noch mehr Last in den Marsorbit oder zum Mars gebracht werden, wie z.B. ein Marsrover mit Druckkabine und Vorräten für einen mehrwöchigen Aufenthalt auf der Oberfläche oder Infrastrukturelemente für eine spätere Langzeitmission.

Im Folgenden seien noch die Besonderheiten zur Installation von Obelix in seinem Orbit erläutert. Wie oben erwähnt beträgt der Geschwindigkeitsbedarf aus dem niedrigen Erdorbit auf den Obelix-Orbit 20160 m/s. Dies führt bei einer Masse von 25000 kg zu einer Treibstoffmasse von 1798000 kg mit einer angenommenen Strahlgeschwindigkeit von 4700 m/s. Dies ist natürlich völlig unrealistisch. Ausweg wäre die Verwendung eines Ionenantriebs, der aufgrund seiner extrem hohen Strahlgeschwindigkeit von 11500 m/s das Treibstoffgewicht drastisch auf ein realistischeres Saturn 5-Äquivalient bringen würde. Eine überschlägige Rechnung zeigt allerdings, dass



dies auch keine durchführbare Lösung ist, weil die dann erforderlichen antriebsstarken lonentriebwerke technologisch noch nicht in Sicht sind. Es ist allerdings nicht notwendig, Obelix bereits mit einem "Schuss" auf seine Bahn zu bringen. Raumsonden zu den äußeren Planeten werden mit Hilfe sogenannter Swingby-Manöver auf energiesparende Weise auf Kurs gebracht, in dem sie typischerweise an Venus, Mars und manchmal auch durch einen nahen Vorbeiflug an der Erde gewissermaßen "Schwung" holen, um beispielsweise den Planeten Jupiter zu erreichen (Jupiter selber kann dann als "Schleuder" zu weiter entfernten Planeten dienen). Ebenso Merkur, sonnennächste der Planet energiesparendsten dadurch erreicht werden, indem ein Swingby-Manöver an der Venus durchgeführt wird. Die Lösung ist, Obelix dadurch auf seine endgültige hochexzentrische Ein-Jahres-Bahn zu bringen, in dem zuerst an der Venus und dann an der Erde vorbeigeflogen wird. Leider bin ich bisher nicht in der Lage, hierzu genaue Rechnungen durchzuführen, es ist aber bekannt, dass sowohl Merkur als auch Mars durch dieses zu erreichen sind, und "Eintreffgeschwindigkeiten" sind den hier berechneten Vorbeifluggeschwindigkeiten von Obelix am Mars und in Merkurnähe recht ähnlich. Eine Rakete der Größe der Saturn 5 sollte für dieses Manöver ausreichend sein. In der Berechnung oben ist jedenfalls das liv so eingesetzt, dass eine Gesamtmasse von 120000 kg im Erdorbit ausreichend ist.

Ein weiteres Problem ist die Drehung des Orbits von Obelix um 51°, wie oben erwähnt, um für die nächste Mission zum Mars auf Kurs zu sein. Dies müsste ebenfalls durch Swingby-Manöver an Mars oder Erde und vielleicht auch Venus erreicht werden. Zusätzlich ist hier die Verwendung eines lonentriebwerks mit einer Treibstoffmasse von 5000 kg Wasser (das vor "Verwendung" elektrolytisch in Wasserstoff und Sauerstoff zerlegt werden müsste) eingeplant. Obelix kann damit um bis zu 1773 m/s beschleunigt oder verzögert werden.

Swingby-Manöver können auch bei der Versorgung von Obelix mit Verbrauchsmaterialien angewendet werden, allerdings ist aber auch nur eine Nutzlast von 10000 kg notwendig. Hier wurde ein maximales \mathbb{I} v, das mit einer Saturn 5-äquivalenten Rakete erreichbar ist, angesetzt.

Eine Bilanz sieht also folgendermaßen aus:

- Einmalig ein Saturn 5-Äquivalent, um Obelix auf die Bahn zu bringen
- Einmalig ein Saturn 5-Äquivalent, um Idefix im Marsorbit zu platzieren (inklusive einer großen Reserve)

Für jede Mission

- Ein Saturn 5-Äquivalent für die Versorgung von Obelix
- Ein Saturn 5-Äquivalent für Asterix
- Ein Saturn 5-Äquivalent für die Platzierung von zwei Landern bei Idefix im Marsorbit (inklusive einer großen Reserve)
- Ein Saturn 5-Äquivalent für den Treibstoff zum Aufsprung der Taxis vom Marsorbit auf Asterix und Versorgungsgütern für Idefix (inklusive einer großen Reserve)
- Zwei Saturn 5-Äquivalente für den Aufsprung der Taxis vom Erdorbit auf Obelix

Dies bedeutet, zwei Saturn 5-Äquivalente einmalig und weitere sechs Saturn 5-Äquivalente für jede Mission. Mit anderen Worten, die erste Mission zum Mars würde in etwa im gleichen Zeitraum wie das Apollo-Programm in etwa den gleichen Aufwand an Startkapazität bedeuten.

Nun noch zu einigen technologischen Besonderheiten, die durch den nahen Vorbeiflug von Obelix an der Sonne resultieren.

Obelix nähert sich bei seinem Flug von der Erde zum Mars in seinem Perigäum bis auf $7,00 \times 10^{10}$ m der Sonne, das heißt, er kreuzt fast die Bahn des Merkur. Dies lässt vermuten, dass die Belastungen von ionisierenden und thermischen Strahlen der Sonne zu großen technologischen Problemen führen könnten. Zunächst soll eine Abschätzung zur Größe dieser Belastung relativ zu der gleichen Belastung in Entfernung der Umlaufbahn der Erde um die Sonne gemacht werden. Srahlenbelastungen nehmen mit Entfernung von der Sonne mit dem Faktor $1/r^2$ ab. Damit lässt sich leicht errechnen, dass die Stahlenbelastung für Obelix im Perigäum in etwa 4,5 Mal so stark wie in Erdnähe ist.

Was bedeutet dies aus technologischer Sicht? Es ist günstig, nur eine kleine Fläche der Mannschaftskabine von Obelix der Strahlung der Sonne auszusetzen. Angenommen wird, dass diese Kabine zylinderförmig ist, mit einem Durchmesser von 4 m und einer Länge von 10 m. Es wird stets die Stirnfläche des Zylinders der Sonne zugewandt. Die Größe dieser Fläche ist 12,57 m².

Die thermische Leistung der Strahlung der Sonne beträgt bei Erdentfernung 1371 W/m², woraus folgt, dass sie beim Perigäum von Obelix 6212 W/m² beträgt. Die Stirnfläche nimmt daher also maximal eine Leistung von 78,80 kW auf (zum Vergleich: dies entspricht in etwa dem Wärmeumsatz, den die ISS hat). Ein typischer herkömmlicher Radiator kann 210 W/m² abstrahlen. Es wäre also im ungünstigsten Falle eine Radiatorenfläche von 371,8 m² notwendig. Bei dieser Abschätzung ist allerdings nicht berücksichtigt, dass Obelix kein schwarzer Strahler ist. Er kann an der Stirnseite mit einer hochreflektierenden Folie versehen werden, die man realistischerweise mit einem Emmissionskoeffizienten von 0,2 ansetzen kann. Das bedeutet, dass 80 % der Wärmestrahlung reflektiert wird und daher nicht mit Radiatoren abgeführt werden muss. In der Praxis könnte man sich daher Obelix mit vier Radiatorenflügeln ausgestattet vorstellen, die längs zur Sonne ausgerichtet sind und die überschüssige Wärme ins Weltall abstrahlen. Diese Radiatoren wären dann bei einer Breite von 2 m gerade mal 4,6 m lang (zu beachten ist, dass sie beidseitig die Wärme abstrahlen). Tatsächlich wird allerdings eine größere Fläche benötigt, weil die Geräte in Obelix Wesentlichen die Atemluft-(im und Wasseraufbereitung) viel Abwärme erzeugen, die auch abgestrahlt werden muss. Andererseits wird auch die Mannschaftskabine selbst eine gewisse Wärmeleistung passiv abstrahlen, was wiederum die Radiatorengröße reduziert. Wie viel dies sein wird entzieht sich einer einfachen Abschätzung. Es kann dennoch festgehalten werden, dass der nahe Vorbeiflug von Obelix zumindest aus thermischer Sicht keine allzu großen technologischen Probleme verursachen wird.

Um die Astronauten in Obelix auch beim nahen Vorbeiflug an der Sonne vor deren ionisierender Strahlung zu schützen ist eine Abschirmung mit einer Masse von 1000 kg pro m² der Außenhülle notwendig. Obwohl hier nur die Stirnseite in Betracht gezogen werden muss, sind das dennoch beinahe 13000 kg. Dieses Ergebnis ist auf den ersten Blick entmutigend. Wie aber bereits erwähnt können Synergien genutzt werden. Ein Schutzschild, der für die Rettungskapsel von Obelix ohnehin notwendig ist, kann aus einer Bleilegierung hergestellt werden. Gehen wir davon aus, dass dieser Schild 3000 kg wiegt (selbstverständlich wäre ein konventioneller Wiedereintritts-Hitzeschild aus einem Kunstharz wesentlich leichter, hätte allerdings beinahe keine Schutzfunktion gegen Strahlung). Des Weiteren wurde oben vorgerechnet, dass Obelix eine Beladung von etwa 5000 kg Verbrauchsgütern für jede Mission benötigt. Fast die komplette Menge dieser Verbrauchsmaterialien fallen als Abfall im Laufe der Mission wieder an. Außerdem besteht beinahe die Hälfte dieser Masse aus Wasser. Die gleiche Menge Wasser, also nochmals 5000 kg, wird für die Bahnänderung von Obelix für die nächste Mission von dessen lonentriebwerken benötigt; hierzu mehr oben. Es sollte also kein Problem sein, die erforderlichen 13000 kg zwischen den Reflektor für die einfallende thermische Strahlung der Sonne und der Mannschaftskabine zu platzieren. Dies bedeutet, dass die ionisierende Strahlung



zunächst durch den Wassertank für den Ionenantrieb von Obelix und dann durch den Abfall der letzten Marsmission durchkommen muss, bevor sie die dicke Bleischicht erreicht. Der Vorteil dieser Anordnung ist, dass die Strahlung bereits beim Erreichen der Bleischicht schon so stark abgeschwächt ist, dass die gefährliche Bremsstrahlung, die beim Auftreffen von harter Strahlung auf die schweren Bleiatome entsteht, nicht mehr wesentlich ist. Eine weitere Möglichkeit, die Strahlenbelastung zu reduzieren, wäre möglicherweise das Prinzip der Röntgenreflexion. Die Schutzschicht aus Bleilegierung könnte vielleicht entsprechend ausgelegt werden, Strahlung nicht nur zu absorbieren, sondern auch wenigstens teilweise zu reflektieren.

Der elektrische Energiebedarf ist schwer abzuschätzen. Durch den Verzicht auf wissenschaftliche Geräte könnte er geringer sein als bei einer Raumstation, aber durch die Erhöhung der Wiederaufbereitungskapazität für Wasser und Atemluft kann er auch sehr schnell in die Höhe steigen und möglicherweise sogar zu einem im Vergleich zu einer Raumstation erhöhten Bedarf führen. Energiequelle der Wahl ist wie bei Raumstationen die Solarenergie. Beim nahen Vorbeiflug an der Sonne von Obelix wird hier sehr viel Energie gewonnen, allerdings kann am sonnenfernsten Punkt von Asterix, der weit hinter der Marsbahn liegt, nur noch mit einer geringen Intensität der Sonnenstrahlen gearbeitet werden. Dieser Teil der Mission ist aber unbemannt, so dass der Energiebedarf wohl gedeckt werden kann. In Marsentfernung von der Sonne können Solarzellen noch sicher eingesetzt werden, wie aus aktuellen unbemannten Marsmissionen bekannt ist. Die Verwendung von Batterien wie bei einer Raumstation in einem niedrigen Erdorbit ist nicht notwendig, weil die Solarzellen stets optimal zur Sonne ausgerichtet sind und keine Abschattung (wie bei einer Raumstation beim Durchfliegen der Nachtseite der Erde) stattfinden kann.

Hauptanforderung bei der kompletten Mission ist eine extrem hohe Zuverlässigkeit aller Systeme, weil praktisch jeder Totalausfall eines der Systeme in den Paternostern katastrophale Konsequenzen hätte. Hier besteht allerdings kein Unterschied zu der Strenge dieser Anforderung bei konventionellen bemannten Marsmissionsideen.

Besonders kritisch sind in diesem Zusammenhang allerdings die "Deep Space Rendezvous"-Manöver der beiden Taxis mit Obelix und in noch verstärktem Maße mit Asterix. Da die Taxis aufgrund von Gewichtsbeschränkungen nur sehr spartanisch ausgerüstet werden können, ist es für das Überleben der Astronauten absolut erforderlich, dass zunächst Obelix und später auch Asterix erreicht werden. Dies bedeutet, dass eine Störung des Antriebs beim Verlassen der Erd- oder Marsumlaufbahn oder Schwierigkeiten bei der Ankopplung an die Paternoster fatale Folgen hätten. Sollten Probleme noch im Erdorbit oder kurz nach Verlassen desselben festgestellt werden, könnte die Reise noch abgebrochen werden. Allerdings haben die Taxis zum Erreichen von Asterix aus dem Marsorbit nur ein sehr kurzes Startfenster von vielleicht wenigen Stunden, das unbedingt genutzt werden muss.

Wie kritisch diese Risiken tatsächlich sind, vermag ich nicht zu sagen. Bei den Apollo-Missionen sind jedoch meines Wissens bei vergleichbaren Manövern nie ernsthafte Schwierigkeiten aufgetreten. Daher bin ich zuversichtlich, dass beim Stand der Technik in naher Zukunft die Risiken kalkulierbar sind. Des Weiteren besteht durch die Verwendung von zwei Taxis eine gewisse Redundanz. Sollte eine der Rückführtreibsätze wegen technischer Schwierigkeiten ausfallen, könnten mit einer Treibstoffladung unter Verzicht der Mitnahme von Proben vom Mars auch beide Taxis mit den vier Astronauten vom Marsorbit zu Asterix fliegen. Die einmalige Bereitstellung zusätzlichem Treibstoff bei Idefix für solche Fälle ist von der Transportkapazität her kein allzu großes Problem.

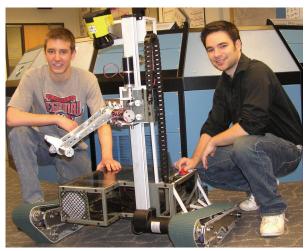
Fazit

Eine Kurzzeitmission zum Mars ist aus himmelsmechanischer Sicht machbar und bietet eine Reihe von Vorteilen gegenüber konventionellen Langzeitmissionen. Diese Vorteile sind unter anderem der Verzicht auf die Mitnahme von Gewächshäusern zur Ernährung der Astronauten, von Kernreaktoren zur In-situ-Erzeugung von Brennstoff auf dem Mars und die kleine Crew-Größe von nur vier Astronauten. Hauptnachteile des vorgestellten Konzepts sind der hohe spezifische Energiebedarf und der nahe Vorbeiflug an der Sonne. Die damit verbundenen technischen Probleme sind aber zumindest ansatzweise lösbar. Kritisch sind die erforderlichen Steigerungen der Strahlgeschwindigkeit bei konventionellen Raketentriebwerken sowie des Nutzlast-Leergewicht-Verhältnisses.

Selbst wenn sich herausstellen sollte, dass eine konventionelle Langzeitmission vorteilhafter ist als das hier vorgestellte Konzept, wäre dennoch zu bedenken, ebenfalls bei einer Langzeitmission zumindest das vorgestellte Asterix-Raumschiff sowohl für den Hin-, als auch für den Rückflug auf der beschriebenen Bahn (einfache Flugzeit sechs Monate) einzusetzen, weil dadurch der Energiebedarf, gerade auch für die Rückreise zur Erde, drastisch reduziert werden würde.

Als Praktikant der Mars Society an der Universität der Bundeswehr

Autor: Andreas Frick Iowa State University Senior, Aerospace Éngineering/Political Science Engineering Leadership Program



Mein Name ist Andreas Frick. Ich absolviere zur Zeit eine kombinierte Bachelor Ausbildung in Luft und Raumfahrt Technik sowie Politikwissenschaften an der Iowa State University in den USA. Ich kam erstmalig mit der Mars Society in Kontakt, als ich für meinen Studiengang einen Aufsatz zum Thema Weltraumpolitik schrieb. Kurze Zeit später, leitete ich das Iowa

State University Team "MAVRIC" (Mars Analog Vehicle for Robotic Inspection & Construction), http://mavricproject.blogspot.com. mit dem Ziel der Entwicklung eines Mars Rovers, der an der University Rover Challenge der Mars Society http://www.marssociety.org/portal/c/urc).

Dies war nur eines der zahlreichen Projekte des "Space Systems & Controls Lab" der Iowa State University (http://www.sscl.iastate.edu/), wo ich als Assistent tätig bin. Letzten Sommer verbrachte ich allerdings als Praktikant der Deutschen Mars Society e.V. an der

Universität der Bundeswehr (UniBW) in München, um das ARCHIMEDES Projekt zu unterstützen.



Dort machte ich mich vertraut mit dem Radio Science Simulator(RSS). Dabei handelt es sich um ein Simulationsprogramm für Weltraumsonden, das eigenständig vom Institut für Raumfahrttechnik der UniBW entwickelt wurde. Obwohl ursprünglich für "Radio-Science" (Radiosondierungs-Missionen) vorgesehen, wurde dieses Softwarepaket zu einem vollständigem Weltraum-Mission-Simulator weiterentwickelt, inklusive eines Moduls für die Berechnung der Lasten, die auf eine Sonde wirken, wenn sie in die Atmosphäre eines Planeten eintritt.

Der Simulator konnte deshalb auch für die Simulation der ARCHIMEDES-Mission eingesetzt werden. Meine Aufgabe als Praktikant war es, die Missions-Dateien für ARCHIMEDES sowie das Thermal-Analyse-Modul des RSS, die ursprünglich nur für den Eintritt in die Mars-Atmosphäre vorgesehen waren, für den irdischen Test von MIRIAM anzupassen. Immerhin sollte MIRIAM schon in wenigen Wochen von der Esrange Raketenbasis bei Kiruna in Schweden starten. Ein direkter Vergleich von MIRIAM Flugdaten mit der RSS-Simulation sollten dann hilfreiche Rückschlüsse auf die Tauglichkeit des Simulators und deren Bezug für eine Mars-Mission mit ARCHIMEDES erlauben.

Eine weitere Aufgabe war es, die Flugbahndaten von der der DLR Mobilen Raketen Basis (MORABA) reibungslos in ein RSS-kompatibles Format umzuwandeln. Dabei lernte ich auch wichtige Konzepte der Astrodynamik, die ich im folgenden Semester in meinem Studium anwenden konnte.

Neben der Durchführung und Auswertung von RSS Simulationen nahm ich an den wöchentlichen Meetings des MIRIAM Teams teil, und begleitete das ARCHIMEDES Team zum "Fit Check" von MIRIAM im DLR Zentrum in Oberpfaffenhofen. Dabei wurde erstmalig festgestellt, ob MIRIAM unter die Nasenkappe der REXUS-4 Rakete passt und mit allen Schnittstellen kompatibel ist. Dort machte ich auch zum ersten Mal Bekanntschaft mit dem MORABA Team, das ich schon in wenigen Wochen in Kiruna wieder sehen würde.

Nach dem Praktikum ging es für mich erstmal wieder zurück in die USA, doch meine Gedanken hingen an dem bevorstehenden Test von MIRIAM. Dank einiger Gespräche mit Professoren und der großzügigen Unterstützung eines "Engineering Leadership" Stipendiums der Iowa State University hatte ich die Gelegenheit, während des Semesters nach Kiruna zu fliegen, um am Flugtest von MIRIAM teilzunehmen. Meine Erfahrungen dort kann man in meinem Blog bei der folgenden URL nachlesen:

http://archimedesproject.blogspot.com

http://archimedesproject.blogspot.com/

Noch lehrreicher als das Fachwissen das mir bei dabei vermittelt wurde, waren Lektionen und Erfahrungen, die nicht in einem Textbuch des Ingenieurswesens zu finden sind: Die Dynamik, Faszination und Verantwortung, die ein Projekt wie ARCHIMDES erfordern, sind außerordentlich und sprengen den Rahmen jeder Vorlesung. Das ARCHIMEDES Team und alle Mitarbeiter der UniBW behandelten mich nicht als Student, sondern vielmehr als vollberechtigtes Mitglied des Teams. Das gemeinsame Ziel war, eine Technologie zu entwickeln, die uns nicht nur einen kleinen Schritt näher zum Mars bringt, sondern darüber hinaus beweist, dass eine motivierte Gruppe von freiwilligen Ingenieuren, Wissenschaftlern und Amateuren dem Bereich der Raumfahrt einen wesentlichen Beitrag leisten können.

ARCHIMEDES lebt von der freiwilligen Mitarbeit

Autor: Jürgen Herholz

Ohne die freiwillige Arbeit, die zahlreiche MSD Mitglieder und Mitarbeiter beteiligter Firmen und Institutionen zum Projekt ARCHIMEDES leisten, wäre das Projekt nicht zu verwirklichen. An dieser Stelle möchten wir deshalb einmal einige der aktiven Teammitglieder vorstellen und ihnen gleichzeitig unserer Anerkennung und unseren Dank aussprechen.

Kevin Phelan, Holger Eckardt und Daniel Kish sind erfahrene Ingenieure, die voll im Beruf stehen. Holger Eckardt ist für alles zuständig, was "Hochfrequenz" heißt, also die Sender von MIRIAM, die die Daten zur Erde übertragen, die Empfänger am Boden und die Funkbake zur Lokalisierung der Absturzstelle des MIRIAM Ballons. Daniel Kish ist der Hauptverantwortliche für das Bodensystem und die Software, ohne die MIRIAM nicht funktionieren würde. Kevin Phelan schließlich leitet das MIRIAM Avionik Team und ist selbst an der Entwicklung der Elektronik beteiligt.



Markus Markgraf (DLR, links im Bild), Kevin Phelan, Holger Eckardt und Daniel Kish vom MSD Archimedes Team (Bild: MSD)

Das Photo zeigt die drei zusammen mit Markus Markgraf vom DLR in Oberpfaffenhofen (links im Bild) bei München während eines gemeinsamen Treffens, bei dem der Mitflug des GPS Geräts PHOENIX des DLR auf MIRIAM-2 festgezurrt wurde. Markus Markgraf ist Projektleiter beim DLR für die Entwicklung von PHOENIX.

PHOENIX ist bereits erfolgreich neben MIRIAM auf der REXUS 4 Mission mit geflogen und hat da Missionserfahrungen gesammelt.

PHOENIX soll zu einer wesentlich genaueren Ortsbestimmung von MIRIAM-2 im Missionsverlauf beitragen. Damit soll die Flugbahn noch genauer bestimmt werden, als das bei der MIRIAM Mission möglich war, und damit eine noch bessere Auswertung des Verhaltes des Ballon beim Eintritt in die Atmosphäre erlauben. Die Ortsbestimmung mit einem GPS Gerät auf einem sich schnell bewegenden Flugkörper ist nicht trivial und erfordert, zusätzlich zum eigentlichen GPS Sensor, einen erheblichen Entwicklungsaufwand. PHOENIX soll nun also auch bei der MIRIAM-2 Mission 2013 mitfliegen.

In den nächsten Ausgaben der NEWS werden wir weitere Mitglieder des ARCHIMEDES Teams vorstellen.



MSD auf internationalem Parkett -viel Resonanz und neue Mitglieder

Autor: Luciana Griebel

Als Teil meiner Vorstandsarbeit in der Mars Society Deutschland e.V., habe ich eine Informationsveranstaltung für Schüler organisiert. Sie fand am 18. Februar an der Colegiul National in Iasi, Rumänien statt. Gegründet 1823 als Gymnasium für hochbegabte Kinder, ist die Schule immer noch eine der besten und angesehendsten im Rumänien.



Die 2.Vorsitzende der Mars Society Deutschland e.V., L. Griebel, bei Ihrem Vortrag über die MSD und ARCHIMEDES. (Bild: MSD)

Über 200 Schüler und Lehrer waren anwesend, um sich über den Mars, die Aktivitäten der Mars Society Deutschland und im speziellen unser ARCHIMEDES Programm zu informieren. Das große Interesse an dieser Veranstaltung zeigte sich auch in der Teilnahme von zahlreichen Vertretern rumänischer Medien, die anschließend die Veranstaltung ausgesprochen positiv bewerteten. Der Vortrag war auch Teil der Lokalnachrichten im Fernsehen, mit einer sehr gut recherchierten und genauen Reportage über die Zielsetzungen und Projekte der Mars Society Deutschland.

Von den Schülern haben wir ebenfalls eine sehr positive



Volles Haus im Vortragssaal: Schüler, Lehrer und Gäste informieren sich über die Mars Society Deutschland und das Projekt ARCHIMEDES an der Eliteschule "Collegiul National" in Iasi. (Bild: MSD)

Rückkopplung bekommen. Besonders freut uns, dass wir als Ergebnis dieser Veranstaltung nun außerdem 40 neue Mitglieder in der Mars Society Deutschland begrüßen dürfen.

ESA unterstützt Schulprojekt der Mars Society Deutschland

Autor: Luciana Griebel

Im Februar dieses Jahres hat sich unsere Mitgliedergruppe in lasi Gymnasiums "Colegiul National" entschlossen, ein reichhaltiges pädagogisches Projekt zu entwickeln. Das Projekt besteht aus der attraktiven Darstellung von Raumfahrt und Weltraumforschung für jüngere Schüler (im Alter von 11-16 Jahren und Kindergarten). Ziel ist es, das Interesse der Schüler sowohl für Naturwissenschaft und Technik als auch für internationale Teamarbeit geweckt werden, welche in Zukunft immer bedeutender werden wird. Das Projekt, welches auf den Namen "Next Generation" getauft wurde, wird in mehreren Stufen und Workshops durchgeführt und findet zunächst nur an der Schule in lasi statt. Es soll später auch als Modellprojekt für ähnliche Vorhaben in anderen Städten und Schulen angewendet werden.

Als Teil des Projekts haben sich die Schüler vorgenommen, eine Beobachtung mit der VMC-Kamera auf der Raumsonde Mars Express zu machen. Wir haben uns an das Team der Fluakontrolle Mars **Express** am Furopäischen Satellitenkontrollzentrum ESOC in Darmstadt gewandt und wurden gebetet, einen Vorschlag für eine konkrete Beobachtung zu machen. Diese Beobachtung musste natürlich in die Planung des ESOC passen, und durfte keine anderen Aktivitäten beeinträchtigen. Nachdem der Vorschlag des "Next Generation" Teams akzeptiert und erfolgreich von der Missionsplanung in den Flugbetrieb integriert wurde, hat unsere Schülergruppe nun eine eigene VMC-Beobachtung bekommen (siehe Bild). Die Bilderserie wurde am Karsamstag aufgenommen, und kurze Zeit darauf zur Erde übertragen.

Das Besondere an dieser Beobachtung, die die drei Tharsis Vulkane, Olympus Mons und Argyre Planitia zeigt, ist die Perspektive, die nicht von einem Teleskop auf der Erde erreicht werden kann. Hinzu kommt, dass der Mars ein äußerer Planet ist, weshalb wir von der



Marsbild: ESA

Erde aus nie direkt auf die Tag-Nacht Grenze blicken können. Eine vollständige Beschreibung und Analyse der Bilderserie wird in der nächsten Ausgabe userer News veröffentlicht.



Impressum

Mars Society Deutschland e.V.

Eine wissenschaftlich-technische Vereinigung

Sitz des Vereins:

München (Verein eingetragen im Vereinsregister des Amtsgerichts München)

Postadresse:

Dr. Michael A. Danielides Präsident der Mars Society Deutschland Ernst-Moritz-Arndt Str. 11 D-17129 Bentzin/Zemmin

Geschäftsstelle:

Mars Society Deutschland e.V. c/o Nicolay Kübler Marktplatz 4 73061 Ebersbach Nicolay.Kuebler@marssociety.de Fax: (07163) 929598

Projektleiter und Ansprechpartner für MIRIAM-B:

Klaus Bayler Klaus.bayler@marssociety.de

Bankverbindung:

Hypovereinsbank Regensburg Konto-Nummer: 344 200 580 BLZ: 750 200 73

Verantwortlicher Chefredakteur: Jürgen Herholz, <u>Juergen.Herholz@marssociety.de</u>

Namentlich gekennzeichnete Artikel und Beiträge spiegeln nicht die Meinung der Mars Society Deutschland wider

Deutschland wider.

MSD Vorstand: Michael Danielides (Präsident), Luciana Griebel (stellv. Vorsitzender), Hannes

Griebel, Peter Jansen, Gerard Zehl

Webmaster: Peter Jansen

Bilder: Mars Society, ESA, NASA

Alle Marken gehören den jeweiligen Inhabern. Vervielfältigung und Veröffentlichung außer für private

Belange nur mit Genehmigung der Mars Society Deutschland

www.marssociety.de