NEWS_

Ausgabe 20
Sep 2008

MARS SOCIETY
DEUTSCHLAND E.V.

MITGLIEDERREISE
ZUM WELTRAUMTEST MIRIAM IM OKTOBER

PATERNOSTER ZUM MARS
MISSIONSÜBERBLICK UND PHYSIKALISCHE GRUNDLAGEN

BEMANNTE RAUMFAHRT
RÜCKBLICK UND AUSBLICK

Für 2014 geplanter ExoMars Rover bei einer Bodenproben-entnahme.

SIMULATION VON MARSMISSIONEN
AUF DEN MARS ANALOG STATIONEN DER MARS SOCIETY TEIL I : HINTERGRÜNDE

DIE SUCHE NACH LEBEN AUF DEM MARS
TEIL II: SPURENSUCHE

ARCHIMEDES FÜR HERAUSRAGENDE TECHNISCHE LEISTUNG AUSGEZEICHNET

MIRIAM startet!
Am 16.10.2008 geht der letzte Mars-ballontest in die entscheidende Phase

Inhaltsverzeichnis

Inhaltsverzeichnis ..... Seite 1

In eigener Sache ..... Seite 2

Vorwort ..... Seite 3

Der MIRIAM Ballon - Ein HiTech Produkt made „MSD“ ..... Seite 5

Mitgliederreise zum Weltraumtest ..... Seite 9

Bemannte Raumfahrt - Rückblick und Ausblick ..... Seite 11

Simulation von Marsmissionen ..... Seite 19

Die Suche nach Leben auf dem Mars ..... Seite 27

Auszeichnung für Archimedes ..... Seite 32

Paternoster zum Mars ..... Seite 33

Termine und Veranstaltungen:

13. - 22. Oktober 2008	**MIRIAM Flugtestkampagne in Kiruna**
17. / 18. Oktober 2008	**8. Europäische Mars Society Konferenz (EMC8) in Antwerpen**

In eigener Sache

Autor:
Dipl.Ing. Jürgen Herholz
Raumfahrtingenieur und
Programmmanager im Ruhestand
Mitglied der MSD seit 2001
Mitglied des Vorstands seit 2006
Juergen.Herholz@marssociety.de

„Der ständige Kontakt mit Mitgliedern und Besuchern unserer Website ist eines unserer wesentlichen Ziele. Die zahlreichen Kommentare zu unseren News ermutigen uns. Wir wollen auch das Forum wieder mehr in den Vordergrund bringen.

Der Newsletter, einige Zeit im Dornröschenschlaf wegen des Wechsels wichtiger Mitarbeiter des Newsletters, soll nun wieder zusätzlich einen engeren Kontakt mit unseren Mitgliedern und Besuchern unserer Website herstellen helfen.

Der Newsletter soll für seine Leser wieder ein Informationmittel „in Richtung Mars“ werden.

Diese Ausgabe des Newsletters erscheint zum ersten Mal in einer neuen Gestalt, von der wir hoffen, dass sie eine breite Leserschaft anspricht. Wir erhoffen uns das auch vom Inhalt, der von wissenschaftlich orientierten Beiträgen über programmatische Betrachtungen bis zu praktischen Arbeitsberichten reicht.

Das Erstellen des Newsletters ist mit viel Arbeit verbunden für die Autoren der Artikel und die Herausgeber des Newsletters. Es ist deshalb sehr wichtig für uns, von unseren Lesern -von Ihnen- eine Rückmeldung zu erhalten oder Kommentare oder Fragen zu einzelnen Artikeln, gleichgültig, ob Ihnen der Newsletter gefällt oder nicht.

Ohne eine solche Rückmeldung müssen wir Zweifel haben, ob unser Aufwand für den Newsletter sich lohnt.

Sie können auf mehrer Arten auf den Newsletter reagieren:

- über unsere Website mittels der Kommentarfunktion für den Newsletter
- über einen direkten Kontakt mit dem Autor (die Email Adresse ist für jeden Autor angegeben)
- mit einem Forumsbeitrag (mit Referenz auf einen bestimmten Artikel)
- evtl. als Antwort auf einen Artikel auf unserer Website, der auf auf den Newsletter Bezug nimmt (wir haben vor,solche Artikel einzustellen)
- per Email an den Chefredakteur Jürgen Herholz

Gruß
Jürgen Herholz

Vorwort

Autor:
Dipl.Ing. Hannes S. Griebel
Ingenieur für Raumfahrttechnik
am Institut für Raumfahrttechnik
Mitglied der MSD seit 1999
Präsident
Hannes.Griebel@marssociety.de

Liebe Marsianerinnen und Marsianer,

Gerade in den vergangenen Monaten hatte man ja immer wieder Angst einflösende Pressemeldungen zu lesen. Ja glaubt man den Medien, so scheint es als gäbe es keine guten Nachrichten mehr, und der Untergang des Abendlandes stünde mal wieder kurz bevor.
Aber das stimmt natürlich nicht ganz, denn es gibt immer gute Nachrichten. Dabei freut mich besonders, dass die Raumfahrt dazu gehört, und dass die Mars Society Deutschland e.V. ein Teil davon sein darf.
Um nicht in dem viel kritisierten Elfenbeinturm der Wissenschaft zu landen, will ich von diesen berichten. Um zur Abwechslung mal nur gute Neuigkeiten zu veröffentlichen, nehme ich es sogar gerne in Kauf, als unintellektuell kritisiert zu werden. Wohl an!

Viel Gutes ist in der Tat geschehen. Die US-Raumsonde Phoenix zeigte uns, dass wir uns noch ganz ungeniert und intellektuell ungestraft über die Amerikaner freuen dürfen – ja sogar die Tageszeitungen von Damaskus bis Teheran haben sich diesen Luxus erlaubt! Denn diese Raumsonde ist am 25. Mai weich auf dem Mars gelandet, und hat damit wieder einmal Grenzen überwunden, wie es nur bedeutende wissenschaftliche und technische Meisterleistungen vermögen. Und dann hat Phoenix auch noch in den ersten Wochen erstaunliches zu Tage gefördert: nämlich Wasser Eis. Und weil der Mars einfach Spaß macht schickt sich die Europäische Raumsonde Mars Express gerade an, während mehrerer naher Vorbeiflüge am Marsmond Phobos Daten in nie da gewesenem Detail von diesem interessanten Himmelskörper zu liefern.

Welch ein Fest für alle Freunde der gepflegten Weltraumerkundung!
Viel Gutes ist aber auch bei uns geschehen. Dabei sah es zwischenzeitlich gar nicht so aus. Eine geradezu traumhaft erfolgreiche Test Serie für unseren Raumflugversuch MIRIAM – bis April im Zeitplan – schien zu schön um wahr zu sein, und war es dann letztlich wohl auch. Denn plötzlich und unvorhergesehen stieg unser wichtigster Avionik-Experte aus. Das versetzte uns einen gehörigen Schrecken, und es ließen sich Team-Mitglieder zu Äußerungen hinreißen, die in unseren Kreisen unüblich sind. Aber wie so oft hatten wir mal wieder Glück im Unglück, und ein hervorragender neuer Experte stieß zu unserem Team. Die Startvorbereitungen unseres Raumflugversuchs MIRIAM laufen also inzwischen wieder auf Hochtouren, und unser Team setzt alles daran, beim Start im Oktober nichts dem Zufall zu überlassen. Schließlich ist MIRIAM der erste Versuch, mit einem im Weltraum aufgeblasenem Ballon einen Atmosphäreneintritt zu fliegen. Das ist Ansporn und Anspruch zugleich.

„Das versetzte uns einen gehörigen Schrecken...“

Auch die übrigen Forschungsarbeiten an diesem einmaligen Projekt haben im letzten halben Jahr erstaunliche Fortschritte gemacht, nicht zuletzt Dank der tatkräftigen Unterstützung der Universität der Bundeswehr, des DLR Oberpfaffenhofen sowie den Firmen IABG in Ottobrunn, Lohmann Tapes in Neuwied und Foster Miller aus Waltham, Massachusetts, USA. Um nur einige zu nennen!

Inzwischen liegt auch die ECIT2008 Konferenz in Rumänien hinter uns. Übrigens ein überaus erfolgreiches Ereignis, wie es mich freut berichten zu dürfen. Hieran war als Mitveranstalter der „Special Session on

Vorwort

Space Technology“ auch die Mars Society Deutschland beteiligt, und wir wurden sogar eingeladen, drei der Session-Beiträge im Jahrbuch der Rumänischen Akademie der Wissenschaft zu veröffentlichen. Wer einmal eines diese Bücher in der Hand hatte, wird schnell merken, dass es sich hier ob der Weltklasse früherer Beiträge um eine große Ehre und Anerkennung handelt, aber natürlich auch um eine keineswegs leichte Herausforderung!
Natürlich war das nicht der einzige Beitrag zur internationalen wissenschaftlichen Gemeinschaft, aber alle geplanten und bereits getätigten Veröffentlichungen zu erwähnen, würde den Rahmen sprengen, und ist vielleicht auch gar nicht nötig. Denn wichtig ist wohl vor allem die Erkenntnis, dass die Mars Society Deutschland e.V. immer mehr an internationalem Ansehen gewinnt, und das ist vor allem der Verdienst unserer vielen ausgezeichneten aktiven Mitglieder und passiven Förderer.

Aber natürlich wären wir nicht die Mars Society Deutschland e.V., würden wir nur still an unseren Raumfahrzeugen herum schrauben und gelegentlich zu Fachtagungen reisen. Denn die Vermittlung von Wissen und die Förderung der Jugend gehört mit zu unseren wichtigsten Aufgaben. Mehrere Schüler und Studenten aus Frankreich, Rumänien, Polen, Deutschland und den USA hatten in den letzten Monaten Gelegenheit, durch aktive Projektarbeit bei der Mars Society Deutschland direkt mit der Raumfahrttechnik in Kontakt zu kommen, und sogar kleine, bedeutende Beiträge zu leisten. Ebenso wichtig sind uns die vielen Vortrags- und Interviewanfragen, die wir in den letzten 12 Monaten bedienen durften. Denn sie zeigen, dass die junge Generation nicht uninteressierte, passive Konsumenten der Popkultur sind, wie so oft beklagt. Sondern dass viele vor allem junge Menschen eine interessanten wissenschaftlich-technischen Aufgabestellungen mit Begeisterung meistern. Interessant ist in diesem Zusammenhang vielleicht noch zu erwähnen, dass von den 11 Schülern und Studenten, die in den vergangenen 12 Monaten von außerhalb kamen (also nicht von der Universität der Bundeswehr), 6 Mädchen und 5 Jungen sind. Von allen Anfragen sind 3 Schülerpraktikantinnen von Gymnasien in Deutschland (alle 3 weiblich), 3 Interview Anfragen für Schülerprojekte aus Deutschland und den USA. Der Rest sind freiwillige Mitarbeit oder Studien-, Diplom- oder Praktikumsarbeiten von Studenten anderer Universitäten (Iowa State University, USA; Bucarest, Rumänien; und Ecole de l‘Air, Frankreich). Alle Anfragen waren Eigeninitiativen.

Zu unseren Zielen gehört es also nicht nur, Wissenschaft und Technik Forschung zu betreiben, sondern auch darüber allgemein verständlich zu berichten. Hierbei spielt auch dieser Newsletter eine ganz besonders wichtige Rolle. Und das ist den vielen Autoren einmal wieder hervorragend gelungen, wie ich finde.

Daher wünsche ich nun allen viel Spaß bei der Lektüre, und wer sich zur Diskussion angeregt fühlt, darf sich herzlich gerne bei uns melden. Möglich, dass wir mit unseren ambitionierten Raumfahrtprojekten bereits in dem viel zitierten Elfenbeinturm der Wissenschaft gelandet sind. Aber wir sitzen im ersten Stock, da kann man zum Fenster herein rufen.

MARS SOCIETY
DEUTSCHLAND E.V.

Der MIRIAM Ballon
ein HiTech Produkt „made MSD“

Autor:
Andreas R. Maier
Studium Diplom Physik
derzeit Diplomarbeit
Im Archimedes Team seit 2004
andreas.richard.maier@campus.lmu.de

Der ARCHIMEDES Ballon ist das Herzstück des ARCHIMEDES Konzepts mit dem Eintritt eines Ballons als „Bremse“ in die Marsatmosphäre. Das ist ein absolutes Novum in der Raumfahrtgeschichte. Deshalb stellen die Entwicklung und der Test des Ballons zentrale Aufgabenstellungen des ARCHIMEDES Projekts dar. Im vorigen Newsletter wurde auf die dazu durchgeführten Entwicklungsarbeiten näher eingegangen, diesmal werden die Fertigung und der Test des Ballons selbst beschrieben, die auf ebenfalls neuen, im Rahmen des ARCHIMEDES Projekts ausgewählten Materialien und darauf abgestimmten Fertigungsmethoden beruhen

Zusammenfassung

Zusammenfassung
Im Oktober 2008 wird das Archimedes Projekt mit dem Miriam Flugversuch einen weiteren Meilenstein hin zu einem ersten Marsballon erreichen. Das Ballon Team hat für diesen Test im August 2007 den Ballon Miriam fertig gestellt. Er hat inzwischen alle Funktionstest erfolgreich durchlaufen und wartet derzeit auf seine Integration in eine Rexus 4 Rakete.

’Mars Ballon Archimedes is a vision for many but a goal for us’ so heißt es bereits auf der Missionsurkunde zum Regina Flugversuch 2006. Nun besteht auch der längste Weg aus vielen kleinen und großen Schritten. In diesem Sinne rückt mit dem Miriam Flugversuch im Herbst 2008 auch das große Ziel eines Marsballons wieder ein gutes Stück näher. An Bord einer Rexus 4 Rakete der DLR-Moraba fliegt der Miriam Ballon auf eine Höhe von etwa 240 km. Dort wird er von der Rakete abgetrennt, entfaltet und aufgeblasen. Anschließend tritt er in die Erdatmosphäre ein.

Der Miriam Ballon

Der Miriam Flugversuch ist als Simulation des späteren Missionsablaufes am Mars ausgelegt. Der Ballon ist daher entsprechend seiner Größe, Form und Belastbarkeit entworfen um die Marsmission an Erdbedingungen anzupassen. 64 Segmente einer 25 µm dicken Polymerfolie sind entlang der Längengrade eines gedachten Globus verbunden und bilden eine Kugel von 4 Meter Durchmesser. Abbildung (1) zeigt den Ballon beim Aufblastest im September 2007.

Abb 1: Der Miriam Ballon. Deutlich sind die Nähte an den Längengraden zu erkennen. Am Nordpol (hier im Bild unten) befindet sich der Aufblasschlauch, am Südpol (hier im Bild oben) der Instrumententräger. Foto: Klaus Bayler

Etwas unterhalb der nördlichen Polkappe ragt ein Folienschlauch aus dem Ballon, der geschickt in eine Naht eingepasst ist. Er dient als einfaches aber effektives Aufblasventil. Einströmendes Gas weitet zuerst den Schlauch und befüllt so gleichmäßig den Ballon. Nach Ende der Aufblassequenz quetscht der höhere Balloninnendruck den Schlauch zusammen und verhindert ein Zurückströmen des Füllgases.

Entlang der Ballonnähte sind 6 Thermistoren eingebaut, die während der Mission die Temperatur des Ballons aufzeichnen um sie mit Simulationsrechnungen

MIRIAM Ballon

zu vergleichen. Die Daten werden mit einer Dipolantenne zur Bodenstation übertragen. Alle Anschlüsse laufen im Instrumententräger zusammen, der die südliche Polkappe abschließt. Beide Polkappen sind mit zusätzlichen Foliensegmenten verstärkt um die zu erwartende Last auf den Ballon beim Eintritt besser in die Struktur einzuleiten.

Ballonbau

Die IABG[1] in Ottobrunn bei München stellte dem Ballon Team freundlicherweise einen Reinraum zur Verfügung, in dem es den Ballon während dreier Wochen im August 2007 in arbeitsintensiven Tagen und Nächten zusammensetzte. Die Ballonsegmente stammen von der Firma[2] in Nürnberg, die sie mit einem großen Schneidplotter nach Vorgaben des Ballon Teams aus Folienbahnen geschnitten hatte. Die angelieferten Segmente wurden nach einer gründlichen Reinigung an den Kanten coroniert[3]. Bei diesem Verfahren wird mit einem hochfrequenten Hochspannungslichtbogen ein Plasma erzeugt und über die Folienoberfläche bewegt. Die Molekülbindungen der Polymeroberfläche brechen auf und verbessern so die Haftung des Spezialklebstoffes mit dem die Segmente verklebt werden.

Für das Zusammensetzen wurde eine eigens gefertigte Malle verwendet. Diese Konstruktion geht auf ein Konzept von Hans-Joachim Schneider, einem langjährigen Mitglied des Ballon Teams, zurück. Dabei bildet ein Metallprofil die Krümmung des Ballons nach (Abbildung (2)). Dadurch können Belastungen an den Nähten verringert werden die dadurch entstehen, dass die flachen Folienstücke zu einer gekrümmten Kugeloberfläche gezwungen werden. Die Naht selbst hat eine Sandwichstruktur: Die Kanten der Segmente liegen Stoss auf Stoss und werden von beiden Seiten mit einem Spezialklebeband[4] verklebt. Auf diese Weise wurden Stück für Stück zwei Halbkugeln zusammengesetzt. Die Herstellung einer einzelnen Naht benötigte jeweils etwa eine Stunde Zeit. Bei 64 zu verbindenden Segmenten geriet der Bau allein aufgrund der schieren Größe des Ballons und angesichts der unbedingt notwendigen Sorgfalt schnell zur Fleißarbeit.

Abb 2: Kleben zweier Foliensegmente auf der Malle: Die Foliensegmente werden Stoss auf Stoss auf der Malle ausgerichtet und von beiden Seiten mit einem Spezialklebeband verklebt. Die Malle bildet die Krümmung der Ballonoberfläche nach und verringert so Spannungen in der Klebeverbindung. Foto: Michael Holz

Eine besondere Herausforderung stellte der Einbau der extrem empfindlichen Thermistoren dar. Diese sind nicht einmal Stecknadelkopf groß und haben lediglich 1/1000 Zoll dünne Platindrähte zur Kontaktierung. Nach der Kalibrierung der Sensoren wurden sie im Balloninneren eingeklebt und die Kabel zusammen mit der Antenne verlegt.

Abb 3: Die nördliche Polkappe (links) und der Instrumententräger während des Einpassens in die Südpolkappe (rechts). Foto: Michael Holz

Nach dem Schließen der Äquatornaht - was alleine eine ganze Nacht in Anspruch nahm - blieb noch den Instrumententräger in die Südpolkappe einzupassen und alle nötigen Anschlüsse aus dem Ballon zu führen. Nach drei Wochen intensiver Arbeit war der Ballon damit fertiggestellt.

MIRIAM BALLON

Aufblastest

Bis zum September blieb der Miriam Ballon gefaltet und luftdicht verpackt in einem Lagerraum der Universität der Bundeswehr. Am Freitag den 14. September 2007 schließlich fand in einer Halle der IABG unter Reinraumbedingungen ein erster Aufblastest statt. Der Ballon wurde an einem Kran hängend mit Druckluft befüllt. Er bestand diesen ersten Test mir Bravour. Alle Nähte hielten dicht und auch das Aufblasventil funktioniert zufriedenstellend. Zwei Tage später am "Tag der Raumfahrt", an dem sich auch die IABG beteiligte, war der Ballon eine beliebte Attraktion, die zahlreiche interessierte Besucher anzog.

Die endgültige Bestätigung für die Einsatzbereitschaft gab es am 5. April 2008 beim großen Systemtest in der 6 Meter Vakuumkammer der IABG, in dessen Rahmen der Ballon unter Vakuumbedingungen mit Helium gefüllt wurde (Abbildung (4)). Abermals gab es keine keinerlei Komplikationen und abermals hielt das Material sämtlichen Belastungen stand. Die Kameras, die den Test verfolgten, lieferten eindrucksvolle Bilder vom kugelrunden, gold glänzenden Ballon vor dem tiefschwarzen Hintergrund der Vakuumkammer.

Derzeit wartet der Miriam Ballon gefaltet und vakuumversiegelt[5] auf seine Integration in die Rakete.

Danksagung

Ohne seine Förderer wäre das ehrgeizige Archimedes Projekt nicht möglich. Das Archimedes Ballon Team bedankt sich deshalb bei seinen zahlreichen Förderern (in ungeordneter Reihenfolge) für die hervorragende Zusammenarbeit: Die IABG[1] für das wiederholte Bereitstellen von Räumlichkeiten und Ressourcen. Die Firma Lohmann[4] für die Entwicklung und Herstellung eines Spezialklebers. Die Firma GmbH[2] für das Zuschneiden der Foliensegmente. Die Arcotec GmbH[3] für das Überlassen eines Coroniergerätes. Die Firma la.va[5] für das Ausleihen eines Vakuumiergerätes zum Versiegeln des gefalteten Ballons. Die Universität der Bundeswehr, die uns mit ihren zahlreichen Instituten - insbesondere auch der Werkstatt - unterstützt.

Das Ballonteam

Ein ganz herzlicher Dank an dieser Stelle an das gesamte Ballonteam: Klaus Bayler und Andreas Maier (beide Projektleitung) sowie in alphabetischer Reihenfolge: Thomas Böttcher, Reinhold Glasl, Michael Holz, Irmina Karl, Lothar Karl, Tanja Lehman, Maria Münster, Marc Schibber und Manuel Windsberger. Ein spezieller Dank noch einmal an Michael Holz und Manuel Windsberger, die im Rahmen Ihrer Studienarbeit[6][7] an der Universität der Bundeswehr nicht nur den gesamten Ballonbau hervorragend dokumentierten sondern auch den unangefochtenen Rekord an Arbeitsstunden halten.

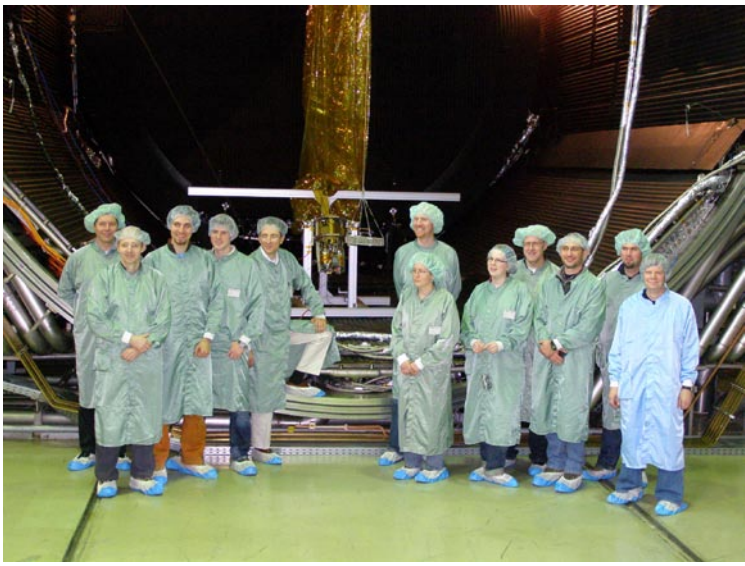


Abb 4: Das Test Team vor der der noch geöffneten Vakuumkammer der IABG unmittelbar vor Beginn des Versuchs. Im Hintergrund der Miriam Ballon. Foto: Klaus Bayler

Referenzen

[1] Industrie Anlagen Betriebs Gesellschaft (IABG) www.iabg.de
[2] Die Firma GmbH www.die-firma-gmbh.de
[3] Arcotec GmbH www.arcotec.com
[4] Lohmann GmbH & Co. KG www.lohmann-tapes.com
[5] la.va www.la-va.com
[6] Michael Holz: "Untersuchungen von Naht- und Fügetechniken für den Folienballon des Raumflugversuchs MIRIAM"
[7] Manuel Windsberger: "Untersuchungen über den Einbau von Instrumentierungen in den Folienballon des Raumflugversuchs MIRIAM"

Mitgliederreise zum Weltraumtest

Autor:
Dipl.Ing. Christian Ziach
Ingenieur für Luft- und Raumfahrttechnik
Offizier bei der Bundeswehr
Mitglied der MSD seit 2001
2. Vorsitzender seit 2006
Christian.Ziach@marssociety.de

Mitgliedern der MSD soll die Möglichkeit gegeben werden, am Start der REXUS 4 Rakete der DLR-MORABA mit dem ARCHIMEDES Testmodell MIRIAM an Bord teilzunehmen. Dieser Flugtest soll im Oktober 2008 in Kiruna in Nordschweden stattfinden und wird ein entscheidender Schritt in Richtung „Flug zum Mars mit ARCHIMEDES“ sein. Zuvor wurde hier bereits 2007 der mit einem wichtigen Teilerfolg endende Raketenstart eines auf den Ballonentfaltungsmechanismus beschränkten vereinfachten ARCHIMEDES Modells, REGINA genannt, durchgeführt. In dem Artikel wird auf die dabei gewonnenen Erkenntnisse für die Organisation der Mitgliederreise nach Kiruna zurückgegriffen

Mitgliederreise zum ARCHIMEDES- Weltraumtest MIRIAM im Oktober 2008

REGINA Weltraumtest im April 2006

Im Rahmen des ARCHIMEDES-Projekts ist für Oktober 2008 ein weiterer Raketenstart und Weltraumtest geplant.
Bei dem auf den Namen MIRIAM getauften Experiment, wird ein 1:2.5 ARCHIMEDES- Modell mit einer REXUS-4 Höhenforschungsrakete in 230 km Höhe geschossen.
Im Weltraum angekommen wird der gesamte Missionsablauf von der Trennung von der Rakete, über den Aufblassvorgang des Ballons bis hin zum Wiedereintritt in die Erdatmosphäre erprobt.

Start einer REXUS 3 Rakete im Rahmen des REGINA Weltraumtests im April 2006.

Gestartet wird die Rakete vom ESRANGE- Testgelände in Nordschweden, welches von der Swedish Space Corporation SSC und der Europäischen Raumfahrtagentur ESA betrieben wird!

Für bis zu maximal 20 Personen besteht die Möglichkeit, das ARCHIMDES Spaceflight Operations Team im Oktober 2008 nach Kiruna zu begleiten und live beim Start dabei zu sein und mitzuverfolgen, wie das ARCHIMEDES- Projekt einen weiteren wichtigen Meilenstein in Richtung Mars zurücklegt!

Dabei erwartet unsere Begleiter ein abwechslungsreiches und sehr interessantes Programm. Zuerst erhalten die Teilnehmer während des so genannten Preflight Briefings alle relevanten Informationen zum bevorstehenden Test. An dieses Briefing schließt sich eine fachkundige Führung über das ESRANGE-Testgelände mit all seinen Einrichtungen, darunter natürlich auch der Bodenstation, an. Die Beobachtung des Raketenstarts wird sicherlich das Highlight der Reise für die meisten Teilnehmer darstellen, aber nicht den Schlusspunkt setzen. Dies bleibt nämlich dem Postflight Briefing vorbehalten, bei dem eine Bewertung des Tests stattfinden wird und erste Ergebnisse präsentiert werden können, sodass Sie gut informiert nach Hause fahren können!

Reise zum Test

Die Organisation der Reise wie Hin- und Rückflug, Unterkunft und Verpflegung, genauso wie die damit verbundenen Kosten, müssen von Ihnen selber übernommen werden, da es sich hierbei ausdrücklich um keine organisierte Gruppenreise handelt!

Dadurch haben Sie aber den Vorteil, dass Sie dieses exklusive Raumfahrtevent mit einem unvergesslichen, nach Ihren Vorstellungen gestalteten Urlaub in Nordschweden kombinieren können!
In Kiruna und Umgebung können Sie einer Vielzahl von Freizeitaktivitäten nachgehen! Sie können beim Wandern die Naturschönheiten hautnah erleben oder etwas bequemer, sich von Hunden in einem Wagen durch die Gegend ziehen lassen oder einfach mal beim Angeln und Kanu fahren die Seele baumeln lassen.
Auch wenn im Oktober die Aussicht auf den ersten Schnee nicht so hoch ist, gibt es auch in dieser Jahreszeit in Lappland für jeden etwas zu entdecken! Aber überzeugen Sie sich doch am besten selbst und werfen Sie einen Blick auf die am Ende des Artikels aufgeführten Internet-Adressen, hinter denen sich sehr ausführliche Reiseinformationen verstecken!

Das Team der Mars Society wird Sie vor Ort in Kiruna rund um das Raumfahrtevent betreuen und im Vorfeld Ihrer Reiseplanung mit allen relevanten Informationen versorgen.
Wir können es den Teilnehmern auch ermöglichen im selben Hotel wie das ARCHIMEDES- Spaceflight Operations Team untergebracht werden zu können. Dies hat nicht nur den Vorteil, dass Sie noch näher am Geschehen sein können, nein Sie sind auch noch direkt auf dem ESRANGE- Gelände untergebracht und zahlen ca. 42 EUR pro Person und Übernachtung im Einzelzimmer. Unter der Woche könnten Sie hier mit uns an der Kantinenverpflegung teilnehmen. An den Wochenenden müssten Sie sich dann mit uns zusammen in den dafür vorgesehen Küchen selbst Versorgen, was aber auch eine hervorragende Gelegenheit fürs Fachsimpeln darstellt!

Natürlich hängt ein Raketenstart immer von sehr vielen Faktoren ab, sodass wir erst am 19. September das voraussichtliche Startfenster genau kennen werden.
Derzeit ist der 21. Oktober als Starttermin geplant, sodass das Rahmenprogramm im Zeitraum vom 19. bis zum 24. Oktober stattfinden würde.
Wenn wir Ihr Interesse geweckt haben sollten, dann setzen Sie sich bitte mit uns in Verbindung.
Eine Email an Christian.Ziach@MarsSociety.de reicht aus! Wir setzen uns dann mit Ihnen in Verbindung, um alle weiteren Details zu klären!

Bitte buchen Sie bitte bis zum 19. September noch keine Flüge oder Hotels, da es bis zu diesem Stichtag noch zu einer eventuellen Verschiebung des Startfensters kommen kann. Sobald wir die Bestätigung für die Kampagne haben, lassen wir Sie es wissen, sodass Sie Ihre Reiseorganisation durchführen können.
Hiermit wollen wir Ihnen Unannehmlichkeiten in Zusammenhang mit eventuellen Storno- respektive Umbuchungsgebühren ersparen.

Bis dahin können Sie sich schon mal auf den nachfolgenden Internetadressen über die ESRANGE und Kiruna informieren!

Wir wünschen Ihnen viel Spaß dabei!

www.lappland.se
http://kiruna.se
http://www.ssc.se

Einzelzimmer im Hotel Dilbert

Selbstverpflegungsküche im Hotel Dilbert

Kaminlobby im Hotel Dilbert

Raumfahrt

Bemannte Raumfahrt
Rückblick und Ausblick

Autor:
Dipl.Ing. Jürgen Herholz
Raumfahrtingenieur und
Programmmanager im Ruhestand
Mitglied der MSD seit 2001
Mitglied des Vorstands seit 2006
Juergen.Herholz@marssociety.de

In dem Artikel lässt der Autor die Entwicklung der bemannten Raumfahrt in der westlichen Welt seit dem APOLLO Programm Revue passieren, nimmt zu dem neuen bemannten Mondprogramm der NASA Stellung und gibt einen Ausblick auf die Aussichten zukünftiger bemannter Marsmissionen. Die Aussichten des Zustandekommens bemannter Marsmissionen wird unter den besonderen Bedingungen von solchen Missionen betrachtet und ist völlig offen.

Entwicklung der bemannten Raumfahrt in den USA bis zu Shuttle und ISS

Die USA führten in den 60'er Jahren in einer einmaligen Kraftanstrengung unter dem Druck des Kalten Kriegs ihr APOLLO Programm zur Landung von Menschen auf dem Mond durch. In nur knapp zehn

Abb. 1: APOLLO Programm Saturn V in der Startkonfiguration (Quelle: NASA Pressekit 1968)

Jahren wurde nicht nur die dafür erforderliche Technologie entwickelt, sondern auch alle Komponenten des APOLLO Systems und die für den Betrieb erforderliche Infrastruktur. Abb. 1 zeigt einen Überblick über die Komponenten des Kernelements des APOLLO Programms, den Träger Saturn V mit seiner Nutzlast. Der gesamte technische und operationelle Ansatz des APOLLO Programms war so gut durchdacht,

Abb. 2: Shuttle Start (Quelle: NASA/ESA)

dass heute, fast vierzig Jahre nach Betreten des Monds durch einen Menschen, dieses Konzept mit nur wenigen Änderungen wieder aufgegriffen wurde für das 2004 von den USA beschlossene bemannte Mondprogramm, auf das weiter unten ausführlicher eingegangen wird.

Bemannte Missionen zum Mars sind in den USA seit den 70'er Jahren im Gespräch. Bereits damals wurden von Wernher von Braun detaillierte Pläne für eine solche Mission entwickelt, die mit einer realistisch erreichbaren Weiterentwicklung der aus den APOLLO Missionen verfügbaren Technologie durchführbar gewesen wären.

Raumfahrt

Danach wurden jedoch, in einer politisch-strategischen Entscheidung der USA, die Prioritäten des bemannten US Raumfahrtprogramms geändert zugunsten „der Erforschung des Planeten Erde“ und damit in der Richtung bemannter Missionen lediglich im erdnahen Raum, mit dem Shuttle als universalem Transportfahrzeug als „Mädchen für Alles“ (Abb. 2), von dem man sich (wider besseren Wissens vieler Experten) eine drastische Reduzierung der Transportkosten in den Weltraum versprach. Zuerst sollten bemannte Missionen mit bis zu 14-tägigen Missionen im mit dem Shuttle fest verbundenen Raumlabor SPACELAB durchgeführt werden, später dann mit der permanent bemannten Internationalen Raumstation als Symbol einer dauernden erdnahen Präsenz des Menschen im Weltraum.

Der Shuttle sollte beides können: erstens schwere Lasten wie das SPACELAB und Teile der Raumstation ISS in erdnahe Umlaufbahnen befördern, und zweitens Satelliten aus der Umlaufbahn des Shuttle heraus in erdferne wie auf interplanetare Reisen bringen. Dazu wurde eine zusätzliche Kickstufe entwickelt, auf die die Satelliten montiert wurden. Das Ganze sollte dann aus der Ladebucht des Shuttle ausgesetzt und, nach Erreichen eines gehörigen Sicherheitsabstands zum Shuttle, gestartet werden in eine Umlaufbahn, die dann erst der entspricht, in der Träger wie Ariane die Satelliten ohne Zwischenstopp aussetzen.

„Die Entwicklung des Shuttle und der Raumstation ISS beanspruchten fast die gesamten der NASA zugestandenen Mittel für die bemannte Raumfahrt bis in dieses Jahrtausend hinein.“

Zugunsten dieses Konzepts wurde die Entwicklung ziviler Träger für unbemannte Nutzlasten in den USA eingestellt. Die Entwicklung des Shuttle und der Raumstation ISS beanspruchten fast die gesamten der NASA zugestandenen Mittel für die bemannte Raumfahrt bis in dieses Jahrtausend hinein.

Diese Entscheidungen der USA bedeuteten gleichzeitig einen totalen Abschied der USA vom APOLLO Programm und den damit gesammelten Erfahrungen und bescherten Europa die benötigte Aufholzeit, um mit Ariane 4 und 5 eigene leistungs- und konkurrenzfähige Träger für unbemannte Nutzlasten entwickeln zu können.

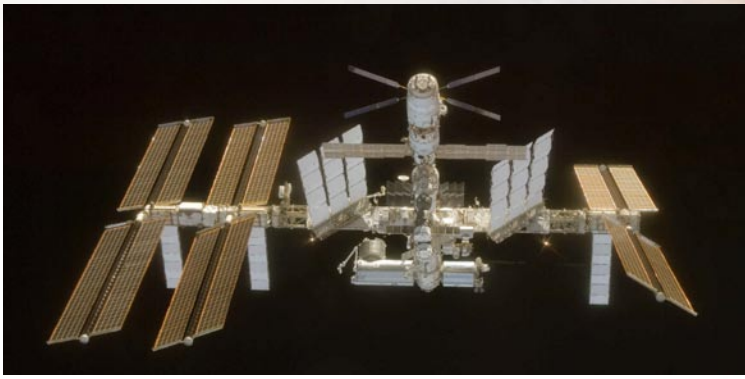


Abb. 3: ISS im Weltraum (Quelle: NASA/ESA)

Wie fatal sich das auf die Aussichten bemannter interplanetarer Missionen auswirkte zeigt die Tatsache, dass ein weiterentwickelter Saturn V Träger noch heute als Ausgangspunkt für Mond- und Marsmissionen ausreichen würde. Russland hat ja bewiesen, dass mit vor 40 Jahren entwickelten Trägern noch heute bemannte Raumfahrt sicher betrieben werden kann. Die Saturn V ist aber fast 30 Jahren nach Einstellung des Programms industriell nicht mehr darstellbar.

Der Shuttle (Abb. 2) erfüllte die gestellten technischen Erwartungen in einer großartigen technologischen Leistung und erlaubte die Installation der ISS im Weltraum (Abb. 3). Das Shuttle Konzept scheiterte aber letztendlich an der fundamentalen Fehleinschätzung, mit einem bemannten Transportsystem auch kommerzielle unbemannte Nutzlasten wirtschaftlich in den Weltraum befördern zu können. Der Grund hierfür: Ein bemanntes Raumtransportfahrzeug ist viel komplexer als ein unbemannter Träger und damit schwerer und anfälliger. Gleichzeitig wird der Betrieb eines bemannten Systems aus Sicherheitsgründen

um ein Vielfaches aufwendiger und damit teurer als ein unbemanntes. Und die Hoffnung auf ein viel sicheres System mit einem flugzeugähnlichen horizontal startenden und landenden und wieder verwendbaren Raumfahrzeug, verglichen mit „Wegwerfraketen“, hat sich auch nicht bestätigt. Eher ist das Gegenteil der Fall.

Außerdem überstiegen sowohl die laufenden Unterhaltskosten des Shuttle als auch der Unterhalt und der Betrieb der Bodeneinrichtungen bei weitem die zuvor angestellten (Wunsch) Vorstellungen. Damit war auch die erhoffte und für den Erfolg des Shuttle Konzepts ausschlaggebende Wirtschaftlichkeit nicht gegeben.

Da die echten Kosten einer Shuttle Mission vergleichbare Missionen mit unbemannten Trägern um ein Mehrfaches überstiegen, wurde deshalb in den USA unter dem Druck des Marktes der Transport kommerzieller und wissenschaftlicher Nutzlasten in erdnahe und interplanetare Bahnen bald aufgegeben und in den 70’er Jahre in aller Eile die Entwicklung unbemannter Träger in den USA wieder aufgenommen. Ariane 4 hatte sich inzwischen als konkurrenzfähiger Satellitenträger etabliert, und mit Ariane 5 wurde eine unbemannte Alternative zum Shuttle zum Start unbemannter Nutzlasten in der Größenordnung der Shuttle Nutzlast entwickelt (COLUMBUS hätte auch mit einer leicht modifizierten Ariane 5 gestartet werden können!).

Auch der wissenschaftliche und wirtschaftliche Nutzeffekt der bemannten Missionen, der zuvor immer wieder von der Lobby der bemannten Raumfahrt in den Vordergrund gestellt wurde, war eher mager. Hierzu könnte man einen eigenen umfangreichen Artikel verfassen.

Alles das wurde aber erst im Verlauf der genannten Programme offenbar und brachte die bemannte Raumfahrt insgesamt in Misskredit, nicht zuletzt in einflussreichen Bereichen der wissenschaftlichen Raumfahrtwelt, die den angesichts der hohen Kosten mageren Nutzen der bemannten Raumfahrt im Vergleich zu unbemannten Missionen von Anfang an kritisiert hatte.

Schließlich brachten die beiden Totalverluste von CHALLENGER und COLUMBIA die Träume eines sicheren Transports von Menschen „wie in Flugzeugen“ in den Weltraum auf den Boden der Tatsachen zurück. Man kann diesen „Träumern“ den Vorwurf der Missachtung einfacher physikalisch / technisch / wirtschaftlicher Zusammenhänge nicht ersparen. Die bedingen eben, dass bei vertretbarem Aufwand an Trägergröße eben NICHT der für die Sicherheit des bemannten Transports erforderliche technische Aufwand getrieben werden kann, wie er für Flugzeuge erreicht wird.

Ein Abbruch des Shuttle / Raumstation Programms war undenkbar und auch nicht wünschenswert wegen der dabei unabsehbaren politischen Folgen. Nicht zuletzt aus diesem Grund hatte die NASA Führung deshalb im SPACELAB und ISS Programm eine internationale Zusammenarbeit besonders mit Europa befürwortet und betrieben.

Die Entwicklung des Shuttle und der Raumstation ISS beanspruchten fast die gesamten der NASA zugestandenen Mittel für die bemannte Raumfahrt bis in dieses Jahrtausend hinein.

Die Rolle Europas in der bemannten Raumfahrt

Das Wohl und Wehe bemannter Raumfahrtunternehmungen in Europa hing von Anfang an vollständig

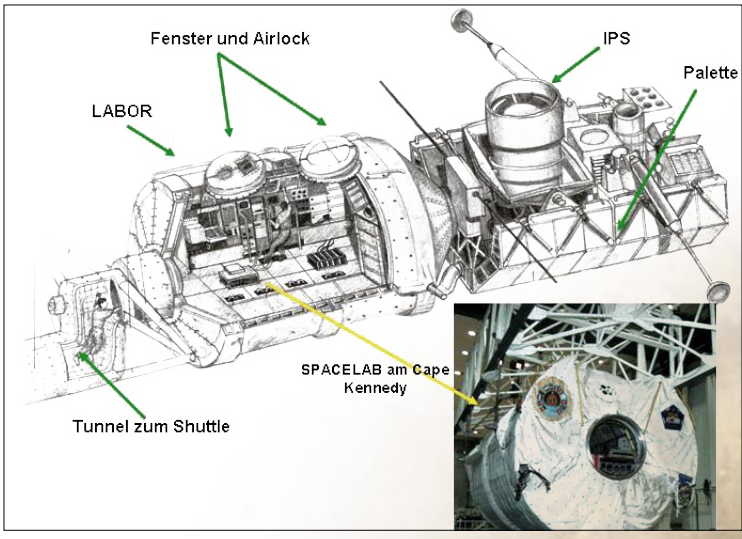


Abb. 4: Spacelab (Quelle: ESA)

Raumfahrt

von der entsprechenden Politik der USA ab. Das ist bis heute so geblieben. Die Beteiligung Europas an bemannten Missionen gipfelte in der Entwicklung des Raumlabors SPACELAB (Abb.4), das als europäischer Beitrag zum Shuttle Programm 1982 zum ersten Mal mit wissenschaftlich genutzt und qualifizierte Europa für die verantwortliche Teilnahme am Programm der Internationalen Raumstation ISS.

Eigenständige europäische bemannte Raumfahrt-

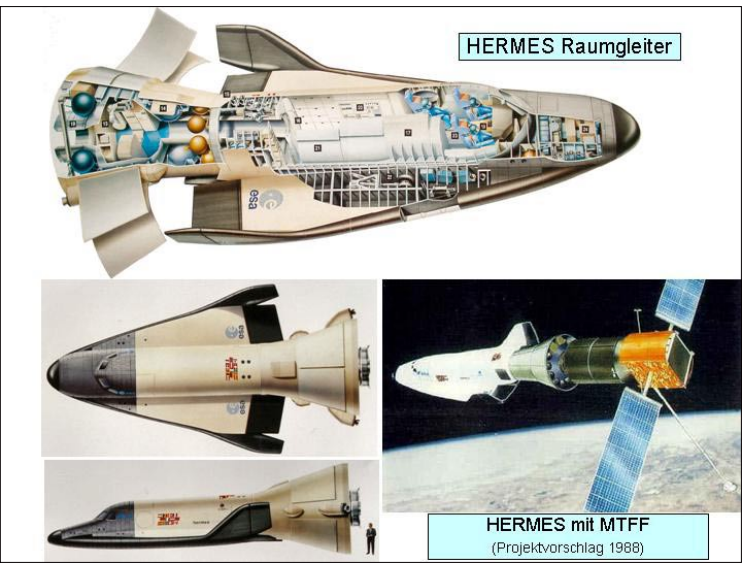


Abb. 5: HERMES (Quelle: ESA)

Infrastrukturelemente wurden mit dem Programm des bemannten Raumgleiters HERMES (Abb.5) und eigenständigen europäischen Anteilen an der ISS angestrebt wie dem frei fliegenden Raumlabor MTFF –auf SPACELAB Technologie beruhend-, sowie einer unbemannten Polaren Plattform. Dabei war HERMES das technisch und technologisch anspruchsvollste Projekt.

Das HERMES Programm wurde dann nach weit fort geschrittenen Vorarbeiten 1993 aus Kosten- und politischen Gründen abgebrochen. Ebenso kam das frei fliegende Labor MTFF nicht zum Tragen und wurde durch das fest an die ISS angedockte und überdies gegenüber dem Entwurf verkleinerte Labor COLUMBUS (Abb.6) ersetzt. Immerhin gelang es Europa dann aber, als Ersatz für HERMES das technisch sehr anspruchsvolle und zukunftsweisende automatische Versorgungs-Raumfahrtzeug ATV (Automatic Transfer Vehicle) zur regelmäßigen Versorgung der ISS durchzusetzen (Abb.7). Beide Elements, COLUMBUS und ATV, haben inzwischen ihre Arbeit erfolgreich aufgenommen.

Die Beteiligung Europas an bemannten Mond- und Marsmissionen ist unklar. Bereits die Beteiligung Europas an der ISS war umstritten und wurde hauptsächlich von Deutschland und Italien befürwortet. Der Betrieb der ISS belastet das Raumfahrtbudget Europas, ohne dass ausreichend greifbare bzw. der Öffentlichkeit vermittelbare Ergebnisse sichtbar werden. Immerhin bedeutet das Engagement Europas im AURORA Programm aber, dass man „einen Fuß in der Tür“ der bemannten Raumfahrt behalten will, auch wenn AURORA überwiegend „unbemannt“ orientiert und bisher dramatisch unterfinanziert ist.

Vom Ministerrat im November 2008 werden weiterreichende Entscheidungen erhofft.

Wie geht es weiter? Die Zukunft der bemannten Raumfahrt nach Shuttle und ISS

Ab etwa Mitte der 80’er Jahre verblasste die Attraktivität der bemannten Raumfahrt in der Öffentlichkeit unter anderem deshalb, weil der Glamour der bemannten Raumfahrt durch den CHALLENGER Unfall verblasst war und sich die Fertigstellung der ISS dadurch sehr weit verschoben hatte. Außerdem

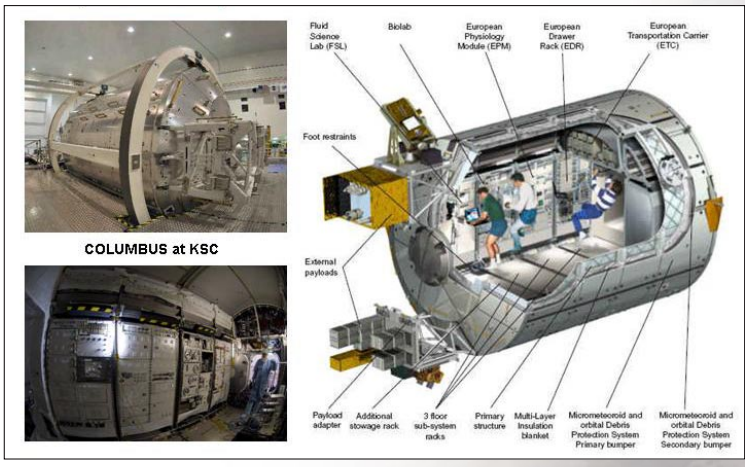


Abb. 6: COLUMBUS (Quelle: ESA)

Raumfahrt

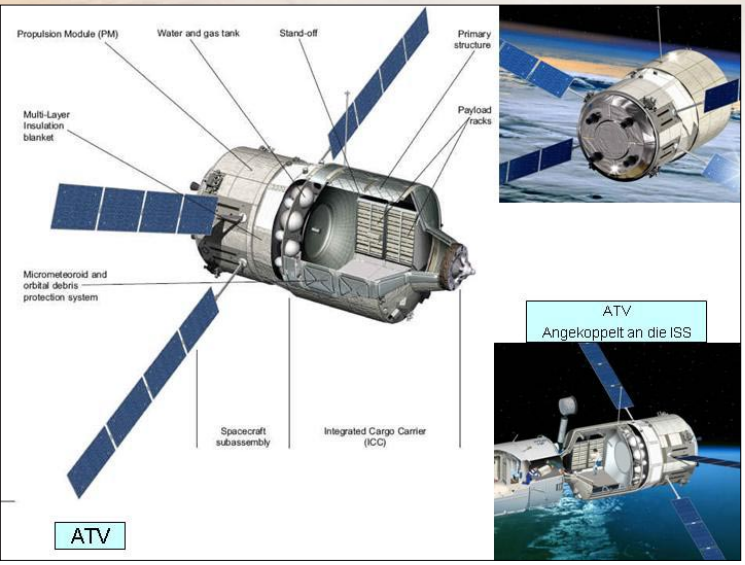


Abb. 7: ATV (Quelle: ESA)

standen in Öffentlichkeit, Medien und Politik die weltpolitischen Ereignisse im Zusammenhang mit dem Ende des Kalten Kriegs im Vordergrund. Nur die NASA hatte Mitte der 90'er Jahre die Zeichen der Zeit nicht erkannt. Die NASA stellte deshalb 1995 ein komplett neues bemanntes Marsprogramm vor, das aufgrund seiner –konzeptbedingten- phänomenal hohen Entwicklungskosten sozusagen das Todesurteil für alle Ambitionen der USA zu bemannten interplanetaren Marsmissionen darstellte. Natürlich hatte die Raumfahrtindustrie Interesse an einem so umfangreichen neuen Entwicklungsprogramm, obwohl nicht wenige Spezialisten aus der Raumfahrtwelt vorausgesehen hatten, dass sich dieser NASA Vorschlag kontraproduktiv auswirken würde.

Einer dieser kritischen Experten war Robert Zubrin, der parallel zum NASA Vorschlag ein ganz anderes viel kostengünstigerer und schneller zu verwirklichendes Konzept einer bemannten Marsmission verfolgte, das er „Mars Direct" nannte und auf den Erfahrungen der APOLLO Mission aufbaute. Gleichzeitig gründete er die Mars Society, die sich die Propagierung bemannter Missionen zum Mars und die Besiedlung des Mars zum Ziel setzte. In der Folge gründeten sich weitere Mars Society Sektionen in Europa und Australien, die ähnliche Zielsetzungen mit unterschiedlichen Schwerpunkten verfolgen. So hat sich die Mars Society Deutschland etwa, in Zusammenarbeit mit der AMSAT Deutschland, die Entwicklung und die Mission der Marsballon-Sonde ARCHIMEDES zur Erforschung der Marsatmosphäre zum Ziel gesetzt.

Die NASA konnte also ihr 1995 vorgestelltes Konzept bemannter Marsmissionen nicht weiter verfolgen. In den folgenden Jahren fand aber auch in der NASA ein Umdenken statt, und das auf den APOLLO Erfahrungen aufbauende „Mars Direct" Konzept von Robert Zubrin wurde im Großen und Ganzen als einzig realistisch durchführbares und finanzierbares Programm angesehen, wenn man sofort und ohne Umweg zum Mars wollte.

Für einen konkreten Programmvorschlag musste die NASA dabei aber unbedingt mehrere Randbedingungen berücksichtigen: Einhaltung eines anfänglich niedrigen Kostenrahmens bis etwa 2020 mit vorzeigbaren Ergebnissen, Kontinuität zu den Shuttle und ISS Programmen, und vorzeigbare öffentlichkeitswirksame Ergebnisse in einem überschaubaren Zeitrahmen.

Eine bemannte Marsmission war unter diesen Vorgaben nicht möglich. Es ist deshalb eine anerkennenswerte Leistung der NASA, als ersten Schritt zu einem späteren bemannten Marsprogramm wenigstens erst einmal eine bemannte Mission zum Mond ingang gebracht zu haben, die alle Bedingungen erfüllte und deshalb dann Anfang 2004 von G.W.Bush als nationales bemanntes Raumfahrtprogramm der USA verkündet wurde.

Es handelt sich bei dem von der NASA vorgeschlagenen Mondprogramm (Abb. 8) im Wesentlichen um eine dem heutigen technologischen und Erfahrungsstand entsprechende Weiterentwicklung des APOLLO Systems, wie man aus einem Vergleich der Abb. 1 und 8 unschwer entnehmen kann. Das sieht wie ein technischer Rückschritt aus, beruht aber in Wahrheit auf der Erkenntnis, dass der APOLLO Ansatz mit „Wegwerfraketen" und Landekapsel mit Fallschirmen wirtschaftlicher und risikoärmer ist als ein horizontal startendes und landendes Fahrzeug wie der Shuttle. Außerdem sind die Leistungsfähigkeit und Betriebssicherheit des neuen Systems erheblich höher als bei

Raumfahrt

APOLLO:

- Jetzt können nun bis 21 t Nutzlast auf dem Mond abgesetzt werden (APOLLO: außer 2 Mann Besatzung nur einige 100 Kg wie z.B. den Mond Rover)
- Die Kommandokapsel kann bis zu 6 Mann aufnehmen (APOLLO: 3)
- Es kann nun praktisch jede Stelle des Monds erreicht werden (bei APOLLO musste der Landeplatz in der Orbitebene liegen, um Treibstoff zu sparen)
- Der Antrieb für den Transport zum und vom Mond wird garantiert durch die Verwendung der hundertfach unter realen Betriebsbedingungen erprobten Triebwerke von APOLLO (in einer Weiterentwicklung) und des Shuttle
- Die Steuerung des Eintritts und der Landung der Kapsel ist viel präziser und damit risikoärmer, als das von 40 Jahren der Fall war. Die Landung ist komfortabler als im APOLLO Programm

Auf den ersten Blick sieht die Verwendung einer Landekapsel wie ein eklatanter Rückschritt gegenüber einem horizontal startenden und landenden Fahrzeug wie der Shuttle aus. Beim näherem Hinschauen sieht es aber anders aus: in Wahrheit verspricht ein Kapselsystem eine viel höhere Betriebssicherheit

- eine Rettung der Mannschaft ist während der gesamten Startphase möglich mithilfe des an der Spitze der Rakete vorgesehenen Rettungsantriebs. Ein Unfall wie bei der CHALLENGER also so gut wie ausgeschlossen.
- Der Eintritt in die Erdatmosphäre ist risikoärmer als bei einem so riesigen komplexen aerodynamischen Fahrzeug wie dem Shuttle. Der Wärmeschutz beim Eintritt ist bei einer Kapsel ungleich weniger komplex, die Steuerung unkritischer. Ein mit dem COLUMBIA Unfall vergleichbarer Totalverlust ist bisher bei Kapseln nicht eingetreten.
- Die Bandbreite des Landebereichs ist für eine Kapsel ungleich größer als bei einem horizontal ANTRIEBSLOS landenden Fahrzeug, bei dem es nur „einen Versuch“ gibt, da die Mannschaft sonst verloren ist mangels Notausstiegsmöglichkeit.

Man kann zusammenfassend feststellen, dass die bemannte Raumfahrt mit dem neuen Mondprogramm programmatisch und technisch „auf den Boden der Tatsachen“ zurückgekehrt ist. 40 Jahre nach APOLLO!

Warum eine Mondmission und nicht gleich zum Mars?

Die Mondmission wird in dem NASA Programm als erster Schritt zu einer bemannten Marsmission erklärt, obwohl es unter unabhängigen Experten unbestritten ist, dass eine in einem Zeitrahmen von etwa 10...15 Jahren durchführbare „Mars Direct“ Mission, wie sie Robert Zubrin 1995 als Antwort auf die horrend teuren NASA Pläne vorgeschlagen hat, wesentlich billiger wäre als der Umweg über den Mond. Die meisten Experten vertreten auch die Meinung, dass das Risiko einer Mars Direct Mission OHNE vorgeschaltete Mondmission durchaus kalkulierbar bleibt angesichts der bestehenden Erfahrungen, und zum Beispiel nicht höher wäre als das Risiko der APOLLO Mission zu seiner Zeit.

Demgegenüber erlaubt das Mondprogramm, die Ergebnisse des bestehenden bemannten Raumfahrtprogramms mit Shuttle und ISS zu vertretbaren Kosten einzubeziehen, da bei dem jetzt beschlossenen Programm weitgehend auf bestehende Technologien aus dem Shuttle Programm zurückgegriffen werden kann. Außerdem ließ sich die Benutzung der ISS in dem Missionsszenario der Mondmission einbauen, um der ISS damit einen weiteren Sinn zu verschaffen nach der mageren wissenschaftlichen und kommerziellen Ausbeute der ISS.

Es gibt Experten, die die Meinung vertreten, dass die Einbeziehung der ISS in das Mondprogramm das Mondprogramm verteuert.

Ein Vorschlag einer Mars Direct Marsmission war also unter den vorgegebenen politischen und ökonomischen Randbedingungen nicht möglich. Wieder einmal, wie schon beim Shuttle und HERMES Programm, spielen also kurzfristiges Denken und politische Opportunität eine ausschlaggebende Rolle. Wir sind eben –Gott sei Dank- nicht mehr im Kalten Krieg, wo Kosten keine Rolle spielten.

Raumfahrt

Die Vorgaben für die Mondmission sind aber immerhin so gestaltet, dass eine spätere bemannte Marsmission, etwa nach 2030, auf den für die Mondmission entwickelten Technologien aufbauen kann. Das betrifft z.B. Antriebskonzepte, Rendezvous Manöver, automatisches Andocken, Wohneinheiten, das Lebenserhaltungssystem, Regeneration und Gewinnung von Ressourcen vor Ort, das Zusammenleben von Menschen über längere Zeiträume auf engem Raum, und vieles mehr.

„Ein Mondprogramm ist eben einfach besser als gar nichts."

Ein Vorteil von Mondmissionen gegenüber Marsmissionen ist die Möglichkeit, im Fall von Störungen oder auch von zwischenmenschlichen Problemen, relativ zeitnah von der Erde aus eingreifen zu können.

Wissenschaftlich gesehen ist eine Mondmission aber ungleich weniger interessant als eine Marsmission, von der sich eine breite wissenschaftliche Gemeinde Einblicke in die Entstehung der Planeten und des Lebens erwartet, die auf dem Mond nicht gegeben sind.

Fazit: Ein Mondprogramm ist eben einfach besser als gar nichts.

Wie stehen die Chancen für eine bemannte Marsmission?

Leider sprechen verschiedene Faktoren GEGEN das Zustandekommen einer bemannten Marsmission:

- Der Kostenfaktor (1): natürlich ist es auch im bemannten Mondprogramm nicht mit den bisher genehmigten Anteilen getan. Das genehmigte Basisprogramm beinhaltet ja erst einmal nur eine erste Landung auf dem Mond, nicht aber die Erstellung, die Bemannung und den Betrieb einer kompletten wissenschaftlich nutzbaren Mondstation. Es wird schon schwierig werden, diese späteren Programmanteile des Mondprogramms zu finanzieren. Der laufende Unterhalt der Mondstation wird bisher nicht eingeplante Unsummen verschlingen, die dem Marsprogramm fehlen werden
- Der Kostenfaktor (2). Das Marsprogramm müsste, um überhaupt in einem überschaubaren Zeitraum zustande zu kommen, parallel zum Mondprogramm mit erheblichen Entwicklungsmitteln vorbereitet werden. Die Finanzierung des laufenden Betriebs einer bemannten Mondstation wird mit Sicherheit damit in Konflikt geraten
- Der Zeitfaktor: Mit einem bemannten Marsprogramm, das irgendwann nach 2030 zum Tragen kommt, wird man dann nur noch wenige Steuerzahler begeistern können, die durch die Mondmission und die wahrscheinlichen ständigen Querelen über dessen Fortsetzung ermüdet sein werden
- Wissenschaftliche Ausbeute: Nicht zuletzt sind von einer Mondmission auch nicht spektakuläre wissenschaftliche Ergebnisse zu erwarten, wie man sie etwa vom Mars zum Ursprung des Lebens erwarten kann. Auch das dürfte Politik und Wissenschaftler nicht gerade zur Unterstützung einer Fortsetzung des Mondprogramms mit einer Marsmission ermuntern
- Konkurrenz durch automatische Sonden: In den nächsten 15 bis 20 Jahren sind Fortschritte in der Erkundung des Mars mit automatischen Sonden zu erwarten. Sogar die Europäer haben sich da ja engagiert im Rahmen des AURORA Programms der ESA, und die Mars Society Deutschland mit ihrem ARCHIMEDES Programm. Man kann also durchaus erwarten, dass bis zu einer Entscheidung über eine bemannte Marsmission um 2030 herum schon relativ zuverlässige wissenschaftliche Daten erarbeitet werden, die eine zusätzliche Untersuchung durch Menschen vor Ort weniger erforderlich erscheinen lassen, als das heute der Fall ist
- Der Faktor Mensch: Es ist noch völlig offen, ob unter den besonderen Bedingungen einer Marsmission der Mensch diesen Belastungen gewachsen ist bei (siehe auch den Artikel über Mars Analog Stationen)
- einer Missionsdauer von mindestens 2 Jahren
- einer Entfernung von der Erde, die jegliche Intervention außerhalb der geplanten Mission ausschließt
- engen Wohnverhältnissen, die wenig Raum für

Raumfahrt

Privates lassen

• Begrenzung der Mannschaftsgröße auf maximal sieben aus Gründen der erforderlichen Transportkapazität. Diesbezügliche gruppendynamische Untersuchungen beweisen, dass Konflikte zwischen Personen innerhalb einer Gruppe, die auf Dauer unvermeidlich sind, erst bei Gruppengrößen von 13 Personen aufwärts wirksam aufgefangen werden können.

Hierzu gibt es bisher kaum schlüssige Untersuchungen. Erste Langzeitversuche in Russland brachten bereits unvorhergesehene Konflikte zum Vorschein. Weitere Versuche sind geplant, auch unter Beteiligung der ESA.

Die Mars Society führt auf ihren Mars Analog Simulationsstationen MDRS in der Wüste von Utah seit 2004 und auf FMARS in der Nähe des Nordpols seit 2007 Versuche mit Mannschaften unter Marsbedingungen durch, darunter auch erstmalig eine viermonatige Mission auf FMARS. Die dabei gewonnenen Ergebnisse dienen der Vorbereitung bemannter Marsmissionen und werden fortgesetzt und laufend wissenschaftlich ausgewertet.

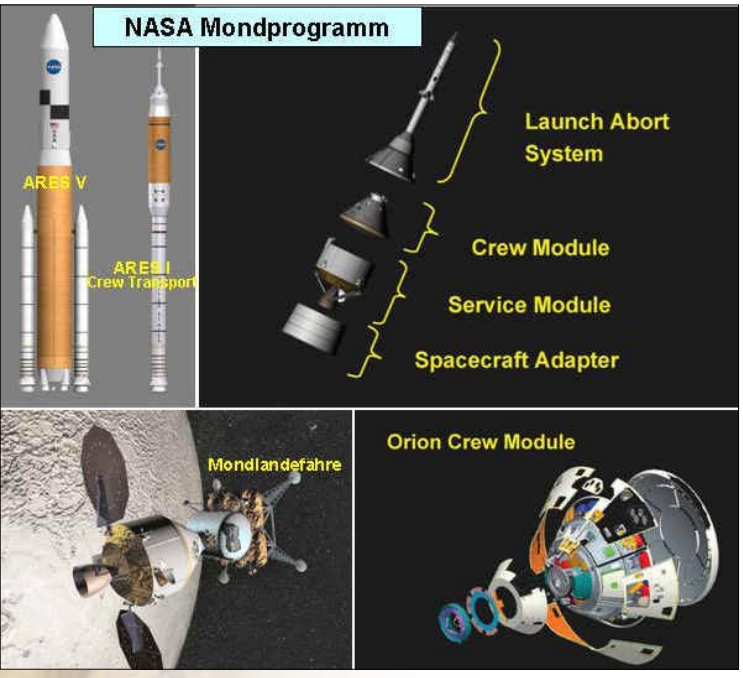


Abb. 8: NASA Mond Programm – Programmbestandteile (Quelle: NASA)

Es kann nicht ausgeschlossen werden, dass sich als Ergebnis aller dieser Untersuchungen ergibt, dass die bisherige Planung unzureichend ist und zum Beispiel großzügigere Infrastrukturen und größere Mannschaften vorgesehen werden müssen. Mit unübersehbaren Folgen für den dafür erforderlichen Raumtransportaufwand und damit die Kosten einer solchen Mission.

Ausblick

Viele Aspekte bemannter Marsmissionen sind bisher nicht betrachtet beziehungsweise gelöst worden. Dabei geht es weniger um technische Probleme eine bemannten Marsmission –die sind weitgehend schon heute gelöst-, sondern in erster Linie um den erforderlichen Aufwand und damit die Kosten. Der Faktor Mensch könnte dabei eine viel größere Rolle spielen als bisher angenommen.

Insgesamt ist also das Zustandekommen bemannter Marsmissionen völlig offen.

Andere bemannte interplanetare Missionen sind auch schwer vorstellbar. Es gibt ja auch Ideen zu bemannten Missionen zu Kometen, die aber ähnlich komplex und wahrscheinlich kaum billiger wären als eine Marsmission.

Eine weitere auf Dauer bemannte, die Erde umkreisende, Raumstation nach der ISS ist unwahrscheinlich. Da sind sowohl der wissenschaftliche Nutzen / Kosten Faktor wie auch der die Menschheit bewegende Abenteuerfaktor zu gering und überdies bereits verschlissen durch die ISS.

Es sei denn, Indien oder China engagieren sich in vergleichbaren Programmen.

Simulation von Marsmissionen
auf den Mars Analog Stationen der Mars Socety

Autor:
Dipl.Ing. Jürgen Herholz
Raumfahrtingenieur und
Programmmanager im Ruhestand
Mitglied der MSD seit 2001
Mitglied des Vorstands seit 2006
Juergen.Herholz@marssociety.de

Teil 1 : Hintergründe

In diesem ersten Teil einer Artikelserie über die Mars Analog Stationen der Mars Society geht der Autor auf den Hintergrund der für bemannte Systeme erforderlichen Simulation von Marsmissionen am Boden ein. Die Mars Simulationsstationen der Mars Society und deren Ziele werden vorgestellt. Besonders hervorgehoben wird der bisher vernachlässigte Bereich der Simulation des „Faktors Mensch".
In späteren Artikeln werden die verschiedenen Analog Stationen und die mit ihnen erzielten Ergebnisse näher beschrieben.

Was heißt „Simulation" und was wird simuliert?

Bei der Vorbereitung bemannter Missionen spielen Simulationen, zusätzlich zu den bei Raumfahrzeugen üblichen Umwelttests unter Weltraumbedingungen (auf die in dem Artikel nicht näher eingegangen wird), eine ausschlaggebende Rolle. Solche Simulationen umfassen bis ins kleinste Detail alle während der Mission auftretenden Betriebsarten, Arbeitsabläufe, Arbeitsbedingungen und Gegebenheiten der speziellen Mission.
Simulationen dienen nicht etwa nur dem Nachstellen der Mission, sondern sollen auch frühzeitig Hinweise ergeben zur richtigen Auslegung des gesamten Raumfahrtsystems.
Ein bemanntes Raumfahrtsystem besteht zum Ersten aus den „klassischen" Elementen unbemannter Systeme wie
1. den eigentlichen Raumfahrzeugen, die Ausrüstung und (bei bemannten Systemen) Mannschaft zum und vom Ziel transportieren
2. den am Ziel (Mond, Mars,...) für die Forschungsaufgaben erforderlichen Infrastrukturen
3. den Bodeneinrichtungen zur Kontrolle der Mission (Kontrollzentren, Sende- und Empfangseinrichtungen)
4. dem Bodenpersonal
5. operationellen Prozeduren, die jeden Schritt einer Mission genau festlegen
6. Arbeits- und Reparaturanweisungen

und zum Zweiten, bei bemannten Missionen, aus den die Mannschaft betreffenden Elementen, nämlich
7. Trainingseinrichtungen am Boden und während der Mission
8. der Mannschaft selbst und deren Auswahl
9. der Sicherheit der Mannschaft
10. den am Ziel (Mond, Mars,...) zum Überleben, Wohnen und Arbeiten erforderlichen Infrastrukturen
11. allen von der Mannschaft während der Mission zu erfüllenden Aktivitäten
12. den Erfordernissen und Abläufen des täglichen Lebens während der Mission
13. den sich aus der Interaktion zwischen den Mannschaftsmitgliedern während der Mission ergebenden Notwendigkeiten („Faktor Mensch")

Abb.1 Mars Arctic Research Station FMARS (Quelle: Mars Society)

Alle oben aufgeführten Elemente eines bemannten Raumfahrtsystems müssen während der gesamten

Simulation

Missionsdauer den Erfordernissen der geplanten Mission entsprechend miteinander funktionieren, also auch entsprechend am Boden im Zusammenspiel simuliert werden.

Wie viel größer ist der Entwicklungs- und Simulationsaufwand für bemannte Systeme ?

Die Aufzählung der zu berücksichtigenden Systemelemente zeigt, dass mehr als die Hälfte der aufgeführten Systemelemente (7 bis 13) sich auf die Mannschaft bezieht. Das macht deutlich, weshalb bemannte Systeme so viel komplexer und umfangreicher sind als unbemannte. Bemannte System müssen nämlich eine Reihe von Anforderungen erfüllen, die für unbemannte gar nicht oder in geringerem Umfang anwendbar sind, aber den technischen Aufwand für eine bemannte Mission weitgehend bestimmen:

1. Ein bemanntes Raumfahrzeug ist technisch ungleich komplexer durch die Sicherstellung einer den Bedingungen auf der Erde vergleichbaren Lebensumgebung für den Menschen aufgrund der Anforderungen für

- die Bereitstellung der Atemluft in einem relativ kleinen geschlossenen System
- deren ständige Aufbereitung
- Einhaltung einer konstanten Temperatur und Luftfeuchtigkeit
- erträgliche Lärmbelastung
- Wohn- und Schlafmöglichkeiten
- Ernährung
- Hygiene
- Zerstreuungsmöglichkeiten
- Trainingsmöglichkeiten zum Erhalten der körperlichen Fitness unter Schwerelosigkeit
- medizinische Vorsorge und Versorgung

2. Die Zuverlässigkeitsstandards und Methoden der unbemannten Raumfahrt reichen für bemannte Systeme nicht aus. Deshalb wurden im Verlauf der bemannten Programme hierfür spezielle eigene Kriterien, Anforderungen, Tests und Simulationen entwickelt, die den technischen Aufwand des Systems gegenüber unbemannten Raumfahrzeugen erhöhen. Dabei wird folgender Ansatz verfolgt, der auch für Mond- und Marsmissionen Gültigkeit behalten wird:

- in sehr umfangreichen Analysen des gesamten Systems werden alle infrage kommenden Störfälle bestimmt, die den Menschen gefährden könnten
- dabei wird zwischen verschiedenen Gefährdungsgraden unterschieden, etwa von „unangenehm, aber relativ harmlos“ bis zu „Totalverlust der Mannschaft“ in mehreren Abstufungen
- entsprechend dieser Klassifizierung muss dann jeder einzelne gefundene mögliche Störfall in der Wahrscheinlichkeit seines Auftretens bewertet und dann durch zusätzliche technische Maßnahmen je nach Gefährdungsgrad beseitigt beziehungsweise auf

Abb.2 Mars Arctic Research Station FMARS im Norden Kanadas (Quelle: Mars Society)

Simulation

eine vorgegebene sehr niedrige Wahrscheinlichkeit seines Eintretens reduziert werden

- unter anderem müssen gegebenenfalls Systeme oder Komponenten, deren Ausfall den Verlust der Mannschaft bedeuten würden, dreifach redundant ausgeführt werden (1). Es müssen auch mögliche Bedienfehler berücksichtigt werden. Wiederum muss hier jede einzelne im Betrieb auftretende Funktion bestimmt und auf ihre Auswirkungen auf die Sicherheit hin untersucht werden.

(1) bei Trägern für bemannte Raumfahrzeuge können solche mehrfachen Redundanzen durch entsprechend sichere Rettungssysteme für die Mannschaft ersetzt werden. Die CHALLENGER und COLUMBIA Unfälle führten zum Verlust der Mannschaft, weil in diesen Flugphasen eine Rettung nicht möglich bzw. mit zu hohem Aufwand verbunden gewesen wäre
Anmerkung: Diese Anforderungen müssen auch unbemannte Fahrzeuge erfüllen, die mit bemannten in Berührung kommen, also zum Beispiel auch das ATV !

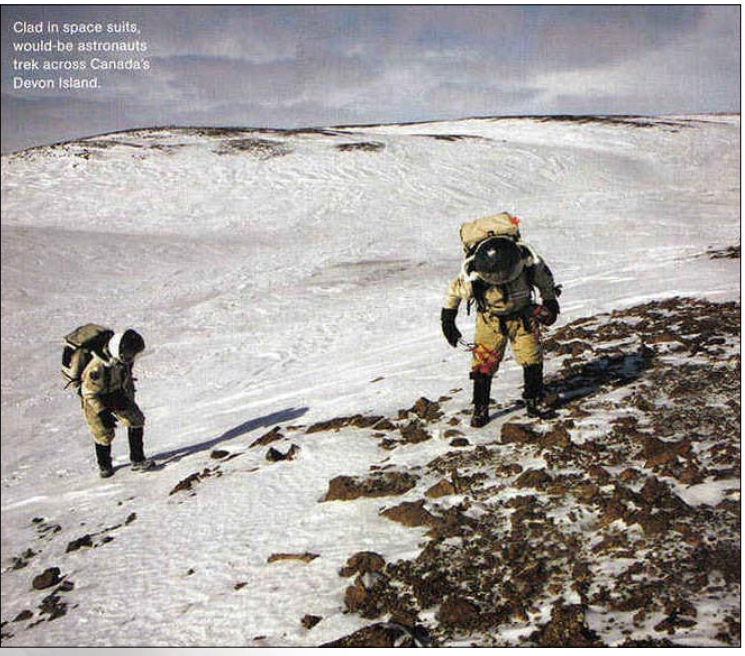


Abb.3 Mars Arctic Research Station FMARS Ausflug (Quelle: Mars Society)

Schließlich erhöhen sicherheitsrelevante Tests und Simulationen den gesamten Testaufwand für bemannte Systeme erheblich.

3. Auswahl und das Training der Astronauten und die dazugehörigen Einrichtungen, die wiederum getestet werden müssen vor ihrer Nutzung.

Der „Faktor Mensch“.

Dem letzten oben aufgeführten Punkt, dem „Faktor Mensch“, wurde bei bisherigen bemannten Programmen wenig Aufmerksamkeit geschenkt. Für die SPACELAB, MIR und ISS Missionen, bei denen sich die Astronauten zwischen einer Woche und bis zu einem Jahr im Weltraum befanden, waren die bewährten Auswahl- und Trainingsmethoden auch ausreichend. Die beschränkten sich weitgehend auf den Gesundheitszustand zukünftiger Astronauten, ein allgemeines Astronautentraining, das Training für ihre speziellen Aufgaben, das Aushalten von physischer Belastung, Reaktionsfähigkeit auf unvorgesehene technische Probleme, das Aushalten von Stress, technisches Verständnis, Geschicklichkeit, Kommunikationsfähigkeit und allgemeinen Persönlichkeitstests, soweit das mit Befragungen und einigen standardisierten, am Zusammenleben auf der Erde orientierten psychologischen Tests feststellbar ist.
Weiter gehende Untersuchungen zum „Faktor Mensch“ wurden nicht gemacht und waren wohl auch nicht erforderlich wegen der für den „Faktor Mensch“ relativ günstigen Gegebenheiten der bisherigen Missionen:

- die Erde war immerhin noch in „Reichweite“ und Interventionen von der Erde aus daher in vielen möglichen Szenarien möglich, selbst bei den APOLLO Missionen erschien die Erde noch in Reichweite, wie sich ja auch bei der gelungenen Rettung von APOLLO 13 zeigte
- bei länger andauernden Aufenthalten auf einer Raumstation kam alle paar Monate ein Versorgungsfahrzeug zur Station. Ein nicht zu unterschätzender psychologischer Faktor
- bei der Kürze der Missionen bzw. der Nähe der Erde waren besondere medizinische Gesundheits-

Simulation

vorkehrungen für unvorhergesehene Fälle nicht erforderlich. Es reichte aus, vor dem Start einen guten Gesundheitszustand festzustellen und im Notfall, bei länger dauernden Missionen, ein außerplanmäßiges Zurückholen eines kranken Astronauten zur Erde vorzusehen

- bei Verhaltensstörungen und psychologischen Problemen konnte in Echtzeit vom Boden aus Hilfestellung geleistet werden. Tatsächlich traten solche Probleme auf, wurden aber weitestgehend „unter der Decke“ gehalten, da dadurch keine der Öffentlichkeit bemerkbare Beeinträchtigung der Mission stattfand
- selbst bei Langzeitaufenthalten auf der MIR und ISS waren niemals alle Astronauten gleichzeitig zu einem so langen Zeitraum auf der Station, es gab also immer relativ „frische“ Besatzungsmitglieder, die ausgleichend einwirken konnten.

Was unterscheidet bemannte Marsmissionen von anderen bemannten Missionen?

Selbst eine bemannte Mondmission, wie sie jetzt von der NASA geplant ist, unterscheidet sich in den Anforderungen an den Menschen nicht wesentlich von bisherigen bemannten Missionen, da der Mond immer noch „in Reichweite“ der Erde bleibt.
Anders ist es bei Marsmissionen. Die unterscheiden sich in wesentlichen für die beteiligten Astronauten sehr wichtigen Punkten von bisherigen und der geplanten Mondmission:

- die Mission dauert wenigstens zwei Jahre. Während dieses Zeitraums ist die Mannschaft völlig auf sich allein gestellt
- die Erde ist nicht mehr in Reichweite. Eine Intervention von der Erde aus in Notfällen ist während der gesamten Missionsdauer nicht möglich, eine Umkehr ist ebenfalls nicht vorstellbar angesichts des dafür erforderlichen technischen Aufwands
- eine Versorgung von der Erde aus ist nicht möglich. Alles, was während der Mission gebraucht wird und was in außergewöhnlichen oder Notfällen benötigt wird, muss mitgenommen werden.
- die Aufenthaltsdauer auf dem Mars beträgt, bedingt durch die Himmelsmechanik und Gewichtsbeschränkungen der Raumfahrzeuge, ungefähr ein Jahr. Es könnte schwierig werden, für diesen ganzen Zeitraum eine wirklich sinnvoll erscheinende Beschäftigung für die Mannschaft zu definieren. Das hängt von den mitgebrachten bzw. schon vorher dorthin geschafften Einrichtungen ab wie etwa Transportfahrzeuge, Labors, Gewächshäuser. Ein Billardtisch wird wohl kaum dabei sein
- es wird schwierig sein, die Mannschaft während der langen Reisezeit zum Mars sinnvoll zu beschäftigen, wenn nicht noch zusätzlich zur eigentlichen Marsmission umfangreiche von der Mannschaft zu bedienende wissenschaftliche Instrumente mitgenommen werden, die überdies noch geeignet sein müssten für die besonderen Anforderungen des bemannten Raumfahrzeugs zur Sicherstellung einer konstanten Temperatur im Wohnbereich sowie Anforderungen des Schutzes der Mannschaft gegen Weltraumstrahlung
- alle etwaigen Gesundheitsprobleme müssen von der Mannschaft selbst gelöst werden. Unterstützung von der Erde aus beschränkt sich auf die Analyse von übermittelten Daten und einer Diagnose mit Vorschlägen zur Heilung mit Bordmitteln
- der soziale Aspekt bekommt eine ungleich größere Bedeutung als bei allen bisherigen bemannten Missionen

Abb. 4 Mars Desert Research Station MDRS in der Wüste Utah’s (Quelle: Mars Society)

Simulation

• die maximale Mannschaftsstärke wird bisher aus Gründen der zu transportierenden Gesamtmasse immer mit 6 bis 7 angenommen. Das ist aber gruppendynamisch eine erwiesenermaßen zu kleine Anzahl bei Berücksichtigung der langen Missionsdauer und Isolation der Mannschaft

• die relative –durch Beschränkung der Nutzlast zum Mars eingeschränkte- Enge des Wohnbereichs ist für Menschen ungewohnt, da es ja sozusagen „kein Entkommen gibt"

• bezüglich der Zusammensetzung der Mannschaft ist noch ungeklärt, ob nur männliche oder gemischt männlich-weibliche Mannschaften besser sind. Bisherige Erfahrungen aus Langzeitversuche sprechen für ein Verhältnis 5:2

• die Mannschaft muss weitgehend selbst etwaigen psychologischen Problemen von Mannschaftsmitgliedern begegnen. Von der Erde aus können bestenfalls Hinweise und Ratschläge gegeben werden, wenn qualifizierte Hinweise aus der Mannschaft selbst gegeben werden können. Wie soll das aussehen?

Es ist unklar ob, wie und bei welcher Zusammensetzung einer Mannschaft Menschen mit diesen Gegebenheiten fertig werden. Es stellen sich viele Fragen:

1. wie verträgt der Mensch lange Isolation bei der Gewissheit, mindestens zwei Jahre lang keinerlei Alternativen zu besitzen?
2. wie können Menschen mit unterschiedlicher Herkunft, Vorstellungen, Angewohnheiten, Bildungshintergründen, Sozialisierungen über einen so langen Zeitraum miteinander auskommen?
3. wie wirken sich unterschiedliche Vorstellungen über Hygiene, Moral, Sexualität, Lebensanschauungen, politische Ansichten, kulturelle Interessen bei länger andauerndem Zusammenleben aus?
4. wie weit sind bisherige gruppendynamische Experimente und Untersuchungen an geschlossenen Gruppen auf der Erde relevant für eine Langzeitmission? Problemlösungen durch Änderung der Gruppenzusammensetzung sind ja auf dem Mars nicht möglich
5. wie steht es mit der Hierarchie in der Gruppe?. Kann eine anfangs eventuell akzeptierte Hierarchie über zwei Jahre beibehalten werden? Wenn nein, was sind die Prozesse, die eine von allen akzeptierte neue Hierarchie herstellen?
6. wie kann den Folgen von Sympathien und Antipathien zwischen Mannschaftsmitgliedern begegnet werden? Da sind mit Sicherheit Änderungen während der Dauer der Mission zu erwarten.
7. was geschieht, wenn ein Mannschaftsmitglied krank, pflegebedürftig, psychotisch wird?
8. Wird ein Psychologe mit in der Mannschaft sein? Und wenn ja, kann der nicht selbst Probleme bekommen?
9. was ist eine optimale Mannschaftsstärke? Diese Frage wurde bisher nur von den Technikern und Missionsplanern beantwortet mit: 6 bis 7 Personen. Die kann man nämlich einerseits noch mit vertretbarem Aufwand zum Mars befördern, und anderseits

Abb..5 Mars Desert Research Station MDRS Ausflug nach draußen (Quelle: Mars Society)

erreicht man damit eine fachliche und arbeitsteilige Grenze, die gerade noch so eben die Erfüllung der Missionsziele gestattet.

Sicher gibt es noch weitere Aspekte im Bereich des „Faktors Mensch", die vor einer so langen Mission zu klären wären.

Eine Klärung des letzten Punkts 9 kann Auswirkungen auf die Auslegung des gesamten Systems haben. Es könnte ja sein, dass eine größere Mannschaft für unerlässlich gehalten wird, um die Mannschaft funktionsfähig zu halten.

Simulation

Schlussfolgerung für bemannte Marsmissionen mit den daraus resultierenden erhöhten Anforderungen an die zum Mars zu transportierende Nutzlast.

Zusammenfassend kann festgehalten werden:

- fundierte Erfahrungen bestehen nicht, die das Funktionieren einer Gruppe von Astronauten unter den besonderen Bedingungen einer Marsmission belegen könnten
- die Übertragung von diesbezüglichen Erfahrungen aus Untersuchungen auf der Erde auf die Bedingungen einer Marsmission ist fragwürdig
- Langzeitversuche mit simulierten Marsmannschaften über vergleichbare Dauer und unter mit dem Mars vergleichbaren Bedingungen fehlen. Erste Langzeitversuche in Moskau haben aber bereits die Möglichkeit schwerwiegender gruppendynamischer Probleme aufgezeigt
- Die bisher festgelegte Mannschaftsstärke von 6 bis 7 könnte sich als nicht ausreichend erweisen
- bisherige länger andauernde Versuche mit Mannschaften waren auf die zu verrichtenden Tätigkeiten und die Kommunikation mit dem Kontrollzentrum fokussiert, psychologische Aspekte wurden bestenfalls am Rand beachtet und bei der Auswertung unterbewertet
- bisher haben eine einseitige Ausrichtung auf technisch-programmatische Anforderungen einer Marsmission, fehlende oder möglicherweise nicht relevante Erfahrungen und Konkurrenzdenken zwischen Disziplinen und Institutionen ein systematisches und umfassendes Programm zur Erforschung der für eine richtige Zusammensetzung einer Marsmannschaft erforderlichen Bedingungen verhindert.

Aspekte der Simulation im Bereich „Faktor Mensch“.

Test und Simulation aller Funktionen der an einer Marsmission beteiligten Raum- und Bodenelemente können auf den Erfahrungen mit bisherigen bemannten Systemen aufbauen. Das betrifft auch das Einbeziehen der Mannschaft, soweit es die von ihr auszuführenden Aktivitäten betrifft.
Anders sieht es mit der Simulation aus in Bereichen, die durch das individuelle Verhalten von Mitgliedern der Marsmannschaft bestimmt werden und für das Zusammenleben der Mannschaft wichtig sind. Langzeiteffekte wird man kaum in „kondensierter Form“ durchführen können, es müssen also Langzeituntersuchungen durchgeführt werden unter Marsbedingungen. Die Russen haben das als erste erkannt und eine Station in Moskau errichtet, die aber längst noch nicht den Bedingungen auf dem Mars nahe genug kommt.
Eine große Schwierigkeit stellt auch die Auswahl der Mannschaft für solche Versuche dar. Im Grunde müsste man mit vielen nach unterschiedlichen Gesichtspunkten ausgewählten Mannschaften vergleichende Tests machen. Bei Langzeituntersuchungen ein langwieriges Unterfangen, dass sehr frühzeitig begonnen werden müsste.
Auch das Verhältnis zwischen Bodenpersonal (Missionskontrolle) und Marsmannschaft muss neu überdacht werden, da bei einer Marsmission die Marsmannschaft wesentlich mehr eigenen Entscheidungsspielraum benötigt als bei Missionen im nahen Weltraum und zum Mond.

Die Mars Analog Research Stations (M.A.R.S.) der Mars Society

Immerhin ist aber von einigen Experten die Notwendigkeit erkannt worden, simulierte Marsmissionen mit begrenztem Aufgabenbereich und unter marsähnlichen Bedingungen in speziell dafür eingerichteten Stationen von den Menschen unter realistischen Marsbedingungen ausführen zu lassen. Einer der ersten war Robert Zubrin mit seinen Mars Analog Research Stations der Mars Society. Bisher gibt es zwei solcher Stationen, die in unterschiedlicher „marsähnlicher“ Umgebung von der Mars Society der USA aufgestellt wurden und operationell sind:

Simulation

• FMARS (Flashline Mars Analog Research Station) in Kanada nahe dem Nordpol, Abb. 1, 2, 3
• MDRS (Mars Desert Research Station) in der Wüste in Utah. Abb. 4 und 5.

Darüber hinaus sind zwei weitere Stationen geplant:

• Mars-Oz in Australien in marsähnlich trockener und einsamer Umgebung von der australischen Sektion der Mars Society
• EuroMars in Island, Abb.6,, das von den europäischen Mars Society Sektionen als Gemeinschaftsprojekt in Planung ist.

Es war das Bestreben der Mars Society, die Lebensbedingungen möglichst nahe an den Bedingungen auf dem Mars zu simulieren. Deshalb die Bezeichnung „Mars Analog Stationen". Allen Stationen gemeinsam sind die Ziele der Simulationen, mit wechselnden Schwerpunkten für jede der Stationen:

• Durchführung von wissenschaftlichen Untersuchungen innerhalb und außerhalb der Station, die den auf dem Mars nachempfunden sind. Dazu gehören die Gewinnung von Materialproben außerhalb der Station, auch aus größerer Entfernung, und deren Untersuchung mit den Laboreinrichtungen der Station
• Isolation von der Außenwelt, Kontakte nur über Funk unter marsähnlichen Bedingungen (Qualität der Verbindungen, Zeitverzug bei der Übermittlung)
• mit Marsstationen vergleichbare räumliche Einschränkungen und Wohnbedingungen
• vollständige Autonomie der Station. Der Betrieb geschieht ausschließlich mit Bordmitteln.
• mit Marsmissionen vergleichbare Mannschaftsgröße
• arbeiten im Freien mit „Raumanzügen", die die Simulation einer Reihe von Bedingungen entsprechen, wie sie auf dem Mars vorzufinden sind wie zum Beispiel
  o eingeschränkte Sicht durch einen Helm
  o durch den Anzug eingeschränkte Bewegungs freiheit
  o Kommunikation über Funk
  o extreme Außentemperaturen
  o körperliche Anstrengung
• Einsatz von Hilfsmitteln wie Werkzeugen und Mars Rovern zur Unterstützung von Untersuchungen außerhalb der Station
• die Missionsdauern betragen bisher einige Wochen (MDRS) bis zu vier Monaten (FMARS Mission 2007)
• Zeitplan und Tagesablauf jeder Mission werden genau vorausgeplant für jeden Teilnehmer, ähnlich wie später bei die Marsmission, deren Einhaltung verfolgt und Gründe für Verzögerungen festgehalten
• alle anderen Tätigkeiten und Vorkommnisse werden ebenfalls festgehalten
• über das Leben auf einer Station während einer Mission wird ständig über das Internet berichtet.
• während und am Ende jeder Mission werden ausführliche Berichte erstellt, die ausgewertet werden und als Basis für künftige Missionen dienen

Wissenschaftler und Techniker für jede Mission werden durch Ausschreibungen international ermittelt, die lebhaftes Interesse finden in der wissenschaftlichen Welt, bei Raumfahrtexperten und Laien. Die Mannschaften wurden bisher bewusst gemischt nach Herkunft und Interessen ausgewählt, wobei natürlich die jeweiligen Missionsziele Berücksichtigung finden. Jede Mission wird von einem „Commander" geleitet.
Die Wissenschaftler sind voll verantwortlich für die Vorbereitung und Durchführung ihrer Experimente und bringen auch ihre gesamte wissenschaftliche Ausrüstung selbst mit zu den Missionen auf den Mars Analog Stationen.
Die wissenschaftlichen Ergebnisse der Missionen finden Beachtung in der wissenschaftlichen Welt. Immerhin geht es darum nachzuweisen, dass mit auf dem Mars denkbaren Mitteln und Geräten wissenschaftliche Ergebnisse erzielt werden können, wie sie später von der Mannschaft auf dem Mars erwartet werden.
Psychologische und gruppenspezifische Untersuchungen werden zur Zeit in den Mars Analog Stationen nicht durchgeführt, sind aber geplant unter der Überschrift „human factors"(was man mit „Faktor Mensch" übersetzen kann).
Seit 2001 wurden 61 Missionen auf der MDRS durchgeführt. Bisher betrug die jeweilige Missionsdauer nur etwa 2 bis vier Wochen, da die Simulation von Arbeitsbedingungen für wissenschaftliche Untersuchungen

Simulation

und das Arbeiten im Freien unter simulierten Marsbedingungen im Vordergrund stehen und möglichst vielen Wissenschaftlern und verschiedenen Mannschaften die Gelegenheit gegeben werden sollte, an so einer Mission teilzunehmen.
Missionen bis zu einer Dauer von vier Monaten finden auf der Arktisstation FMARS statt, die bisher letzte von April bis August 2007. Hier können also auch bereits Aspekte der Isolation untersucht werden.
Die europäischen Sektionen der Mars Society von Deutschland, Frankreich, den Niederlanden und Österreich haben an mehreren MDRS Missionen teilgenommen. Die Mission No. 13 im Februar 2003 wurde von der Mars Society Deutschland geleitet. Danach wurde dann der Schwerpunkt der MSD auf ARCHIMEDES verlegt und die Teilnahme am Mars Analog Station Programm aus Kosten- und Personalgründen eingefroren. Es ist aber geplant, nach Auslaufen des ARCHIMEDES Programms 2011 wieder daran teilzunehmen.
Ein wesentliches allen Mars Analog Stationen der Mars Society gemeinsames Problem ist deren Finanzierung, da die Mars Society aufgrund ihrer Organisationsform als gemeinnütziger Verein total unabhängig von Institutionen und Firmeninteressen und deshalb ausschließlich auf Spenden und Mitgliedsbeiträge angewiesen ist. Das führt leider dazu, dass die Stationen noch nicht das Maß an Repräsentativität mit echten Marsstationen aufweisen, das sich die Mars Society wünscht. Zurzeit muss noch vieles improvisiert werden –was auch zu den aus der Simulation gewonnenen Erfahrungen beiträgt. Die Stationen werden aber entsprechend den verfügbaren Mitteln ständig verbessert.

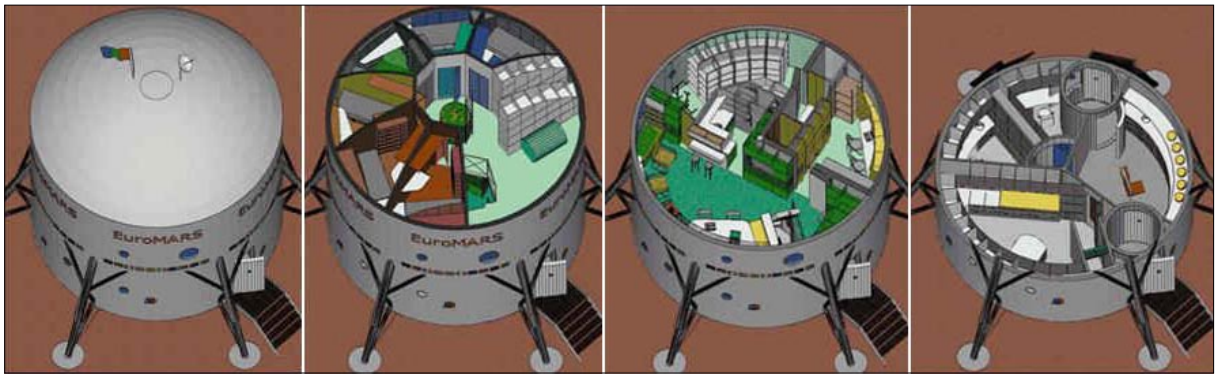


Abb.6 EuroMars Entwurf der Staion (Quelle: Mars Society Netherlands)

Anhang: Links

Alle Mars Analog Stationen

http://www.marssociety.org/portal/groups/AnalogsTF/index_html
http://www.universityroverchallenge.org/arctic/index.asp
http://www.universityroverchallenge.org/arctic/about.asp
http://www.marssociety.de/html/index.php?module=Static_Docs&type=user&func=view&f=Projekte/FMARS/FMARS.html
http://www.marssociety.de/html/modules.php?op=modload&name=News&file=article&sid=1195
http://www.marssociety.de/html/modules.php?op=modload&name=News&file=article&sid=1261
http://www.planete-mars.com/base_desert/2006/base_equipe49/base_equipe49.html
EuroMars
http://www.marssociety.de/html/index.php?module=Static_Docs&type=user&func=view&f=Projekte/Euromars/euromars.html
http://www.marssociety.de/html/modules.php?op=modload&name=News&file=article&sid=1308 http://euromars.net/ (zur Zeit inaktiv)
AustroMars (Österreichische MDRS Mission)
http://www.austromars.at/cms/austromars.phtml

Die Suche nach Leben auf dem Mars

Autor:
Thomas Böttcher
Chemie- und Biochemiestudium,
Doktorand an der LMU im
Bereich chemische Biologie
Mitglied der MSD seit 2003
Thomas.Boettcher@marssociety.de

Teil II: Spurensuche

Die Erwartungshaltung war groß – umso größer dann jedoch die Ernüchterung, als im Jahr 1965 von der US Raumsonde Mariner 4 während ihres Vorbeifluges am Mars die ersten Bilder zur Erde übertragen wurden. Auf den ersten Blick ähnelte die kraterige Landschaft eher dem Mond als der Erde. Die ursprüngliche Euphorie auf dem Mars erdähnliche Bedingungen oder gar Leben vorzufinden war nun gedämpft. Wäre es dennoch möglich in dieser eiskalten Staubwüste einfachste Lebensformen wie Bakterien oder Algen anzutreffen, wie man sie auch in den unwirtlichsten Regionen der Erde finden kann?
Um diese Frage zu beantworten wurden die beiden Viking Sonden (Abb. 1), die im Jahr 1975 zur näheren Erforschung des Mars gestartet wurden, jeweils mit einem kleinen astrobiologischem Versuchslabor ausgestattet: Drei biologische Experimente sowie ein GCMS.

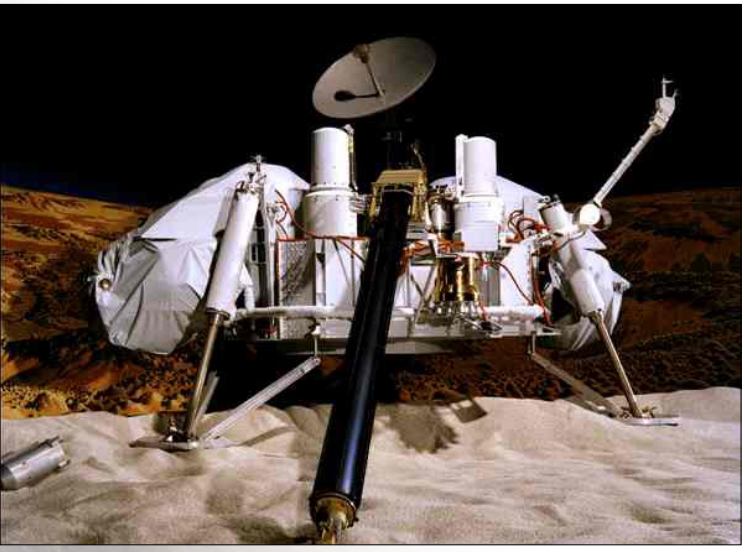


Abb. 1: Modell eines der beiden Viking Landemodule, die 1976 auf dem Mars landeten. (Bild: NASA)

Ein Gaschromatograph (zur Auftrennung von Stoffen) gekoppelt an ein Massenspektrometer (zur Identifizierung der Stoffe), kurz GCMS, sollte organische Verbindungen – die Grundlage jeglichen Lebens – im Marsboden nachweisen. Als organisch bezeichnet man chemische Stoffe die aus Kohlenstoff in der Regel in Verbindung mit Wasserstoff, oft auch mit Stickstoff, Sauerstoff, Phosphor und Schwefel vorliegen.
Bei der Verwertung von organischem Material in Lebewesen gibt es zwei grundlegend unterschiedliche Möglichkeiten. Entweder organische Verbindungen müssen als Kohlenstoffquelle mit der Nahrung aufgenommen werden (heteroptroph) oder diese können direkt aus anorganischen Kohlenstoffverbindungen wie CO_2 hergestellt werden (autrotroph). Heterotrophe Organismen sind in der Regel auch organotroph, das heißt, sie oxidieren in Redox-Vorgängen organisches Material, was sich in der Produktion von CO_2 äußert. Auch der Mensch ist damit prinzipiell organoheterotroph. Dem gegenüber finden bei sogenannten lithotrophen Organismen anorganische Verbindungen als Reduktionsmittel Verwendung. Unter diesen produzieren beispielsweise Methanogene Bakterien im Erdinneren Methan (CH_4) aus der Reduktion von CO_2 mit Wasserstoff. Lithotrophe nützen sehr oft anorganischen Kohlenstoff und sind damit wie zum Beispiel Pflanzen lithoautotroph – sie fixieren CO_2.
Um die Präsenz derartige Vorgänge auf dem Mars untersuchen zu können, wurden drei biologische Experimente durchgeführt, welche mögliche Lebensformen durch ihren Metabolismus enttarnen sollten. Das „Pyrolytic Release“ (PR) Experiment verwendete radioaktiv markierte Gase ($14CO_2$ und 14CO), die bei der Anwesenheit autotropher Lebensformen mit Licht als Energiequelle (phototroph) in Form von organischer Materie fixiert werden und durch Pyrolyse (thermische Zersetzung) als kleine volatile Verbindungen wieder freigegeben werden sollten. Diese würden anschließend durch ihre Radioaktivität beim Zerfall von 14C durch einen Detektor erfasst werden. Das sogenannte „Labeled Release“ (LR) Experiment sollte organoheterotrophe Organismen nachweisen, die organische Materie zu CO_2 abbauen. Hierbei

Die Suche

wurde eine Nährlösung mit radioaktiv (14C) markierten organischen Verbindungen zu einer Bodenprobe gegeben. Im positiven Fall sollten Lebewesen diese Verbindungen abbauen und 14C markierte Gase wie $14CO_2$ ausstoßen, welche auch hier durch ihren radioaktiven Zerfall detektiert werden können. Um jegliche Art von Metabolismus, der sich durch eine Veränderung der Gaszusammensetzung äußert messen zu können, wurde zusätzlich das „Gas Exchange" (GEX) Experiment durchgeführt. Hierbei wurde wahlweise eine Bodenprobe trocken mit einer definierten Gaszusammensetzung inkubiert oder mit einer organischen Nährlösung versetzt. Anschließend wurde die Gaszusammensetzung im Lauf einer 10-tägigen Inkubation mittels GCMS untersucht.

Es zeigte sich, dass beim Pyrolytic Release Experiment 14C markiertes Gas nach dem Erhitzen der Probe abgegeben wurde, wobei allerdings eine thermisch sterilisierte Bodenprobe das gleiche Ergebnis lieferte. Würde es sich um biologische Aktivität handeln wären die entsprechenden Lebwesen durch die Hitze zerstört worden und es dürfte dann keine Fixierung von CO_2 mehr auftreten. Im Labeled Release Experiment konnte ein deutlicher Anstieg der Radioaktivität in der Gasphase während der gesamten Inkubationszeit gemessen werden. Sterilisierte Proben führten hier zu keiner Aktivität und auch durch Hitze vorbehandelte Proben zeigten niedrigere Aktivität – wie es für biologische Aktivität zu erwarten gewesen wäre. Im Gas Exchange Experiment wurde eine Produktion sowohl von CO_2 als auch von Sauerstoff gemessen. Und auch diese Reaktion war Hitzesensitiv. Die Entwicklung von Sauerstoff im Dunklen war jedoch unerwartet und nur sehr kurzlebig, was durch die spezielle Bodenchemie des Mars erklärt werden konnte.

Letztlich konnte nur eines von drei biologischen Experimenten einwandfrei als positiv gewertet werden. Die Resultate beiden anderen (PR und GEX) ließen sich in ihrer jeweiligen Form auch abiotisch (ohne Leben) erklären, während die Resultate des LR Experiments nicht durch Simulationen mit anorganischen Prozessen reproduziert werden konnten. Also Hinweise auf biologische Aktivität? Die finale Wendung brachte das GCMS: Es ließen sich keine organischen Verbindungen im Marsboden finden. Diese wären aber zu erwarten, wenn sich Mikroorganismen in größeren Mengen im Boden befänden. Waren die Ergebnisse der biologischen Experimente allein durch abiotische Vorgänge zustande gekommen. In der Tat, alkalischer (pH Wert > 7) und zugleich oxidierender Marsboden (z.B. Peroxide) könnte zu diesen Resultaten geführt haben [Yen et al., 2000]. Organische Stoffe in der Nährlösung des LR Experiments wären oxidiert und $14CO_2$ freigesetzt worden. Im alkalischen Milieu (aktuell bestätigt durch Phoenix) kann weiterhin CO_2 als Carbonat gebunden und durch Pyrolyse wieder freigesetzt werden, was im PR Experiment die Anwesenheit autotropher Organismen vortäuschte. Auch die Sauerstoffentwicklung wäre durch Oxidantien wie Peroxide erklärbar.

Die Gesamtheit der Befunde kann daher am besten durch eine ungewöhnliche Bodenchemie des Mars gedeutet werden. Dies schließt jedoch nicht aus, dass Leben dort möglicherweise existierte oder heute noch existiert. Vielmehr ist es ein Beispiel dafür wie notwendig es ist verschiedenste Experimente durchzuführen und in ihrer Gesamtheit zu bewerten. Während man vor Viking die biologischen Versuche für eine sichere Nachweismethode für Leben hielt, zeigte sich nun, dass diese Ansicht revisionsbedürftig war.

Die negativen Resultate der GCMS Analyse verwundern ein wenig, denn schon allein durch den kosmischen Eintrag von organischem Kohlenstoff (auf der Erde ca. 500 Tonnen pro Jahr) ist organische Materie auf dem Mars zu erwarten. Selbst bei der oxidierenden Oberflächenchemie des Mars müssen organische Verbindungen dort anzutreffen sein. Diese, sich auf den ersten Blick ergebende Diskrepanz löst sich auf, wenn man die Analytik näher betrachtet: Jedes Instrument hat für seine jeweilige Aufgabe eine entsprechende Nachweisgrenze sowie eine gewisse Begrenztheit der Messung. Die Nachweisgrenze bezeichnet die Mindestmenge für einen Stoff, die benötigt wird, um von einem analytischen Instrument

Die Suche

gerade noch als positives Signal gewertet zu werden. Mit den negativen Ergebnissen des GCMS der Viking Sonden sind somit keine absoluten Aussagen möglich sondern somit nur Obergrenzen für die Menge an organischem Material gesetzt. Allerdings gibt es auch diverse Faktoren, welche die Nachweisgrenze erhöhen und so die Sensitivität des Nachweises herabsetzen. Bei maximaler Sensitivität des GCMS ohne Beeinträchtigung durch Störfaktoren, wäre dennoch eine Menge von 106 (1 Millionen) lebenden Zellen pro Kubikmeter Boden nicht nachweisbar gewesen [Levin und Straat, 1977]. Auch auf der Erde ist der Nachweis von Mikroorganismen und deren organischen Bausteinen in Extremregionen wie der Atacama Wüste eine große Herausforderung [Navarro-González et al., 2004]. Eine andere Einschränkung für die instrumentelle Analytik stellt die Begrenztheit der Messung dar. Das bedeutet, dass jedes Instrument je nach Gerätebau und Messtechnik immer nur einen Teil des vorhandenen auch wirklich messen kann oder sogar unterschiedliche Nachweisgrenzen für verschiedene Stoffklassen aufweist. Für das bei den Viking Sonden eingesetzte GCMS bedeutet dies, dass nur Molekülmassen von 12 g/mol bis zu einer maximalen Größe von 220 g/mol gemessen werden konnten [Biemann, 2007]. Das Maximum entspricht damit einem einfachen Kohlenwasserstoff mit 16 Kohlenstoffatomen. Weiterhin waren nur Moleküle nachweisbar, die in die Gasphase gebracht, also verdampft werden können. Für einen Großteil der biochemischen Verbindungen des Lebens ist dies nicht der Fall. Zucker, Nukleinsäuren und Proteine, die Hauptbestandteile irdischer Zellen sowie viele kleinere Metaboliten lassen sich nicht verdampfen sondern zersetzen sich beim Erwärmen. Diese Einschränkung war natürlich schon vor dem Bau der Viking Sonden bekannt. Daher wurde ein Pyrolyseofen verwendet, um anschließend die leichter flüchtigen Produkte der thermisch zersetzten Moleküle bei 500°C im GCMS analysieren zu können. Der Erflog der Analyse hängt in diesem Fall davon ab, ob eine Verbindung unter den entsprechenden Bedingungen in detektierbare flüchtige Produkte pyrolysiert werden kann – was nicht für alle organischen Stoffe gleichermaßen der Fall ist. Die Nachweisbarkeit organischer Verbindungen hängt somit sowohl von der Menge dieser Stoffe, als auch von der Bodenchemie (Mineralien, Oxidantien, etc.) und der Art der zu detektierenden Stoffe ab. Diese Parameter sind im wesentlichen unbekannt. Hochpolymere organische Verbindungen könnten sich dem Nachweis entziehen. Es ist mit Sicherheit davon auszugehen, dass organische Stoffe auf dem Mars vorhanden sind, nur deren Art und Menge bleiben unbestimmt. Es lässt sich festhalten, dass die Menge volatiler und leicht zersetzbarer Stoff an der Oberfläche nicht besonders hoch sein kann (Level unterhalb ppb = 1 µg/kg), dass aber unbekannte hochpolymere oder auch kleinere sehr polare Moleküle vorhanden sein können die sich nicht gut pyrolysieren lassen. Bei einer oxidierenden Oberflächenchemie wäre letzteres auch nicht gerade abwegig. Es sollten daher eher partiell oxidierte und damit polarere Kohlenwasserstoffderivate zu erwarten sein. Weiterhin bleibt die Frage nach einem regional und lokal differenziertem Bodenprofil offen: Die Proben für die Viking Experimente wurden von der Oberfläche (maximal 10 cm Tiefe) entnommen, also der Schicht, welche den herrschenden Strahlungsbedingungen auf dem Mars am stärksten ausgesetzt ist. Dies begünstigt photochemische und oxidative Zersetzungsprozesse. Mehrere Zentimeter bis Meter unter der Oberfläche könnte eine völlig andere Chemie vorliegen und organische Verbindungen ausreichend vor der Zersetzung bewahrt werden. Auch sollte es regionale Unterschiede zwischen dem eher trockenen Äquator und den mit Wasser und CO_2 Eis bedeckten Polen geben. Die Suche nach organischem Material ist eng mit der Frage nach Leben verknüpft. Organische Verbindungen sind eine wesentliche Prämisse hierfür und können teilweise als Bioindikatoren verwendet werden, auch wenn die Existenz von Leben nicht uneingeschränkt aus deren Präsenz abgeleitet werden kann.

Prinzipiell gibt es kein einzelnes Instrument oder Experiment mit dem es möglich wäre, Leben direkt und eindeutig nachzuweisen oder eine vollständige definitive Beurteilung zu geben, ob ein Planet

Die Suche

Leben trägt oder nicht. Auf der Erde dauerte es zum Vergleich etwa 150 Jahre, bis nach dem Erkennen des zellulären Aufbaus des Lebens seine grobe molekulare Struktur mit der DNA als Erbinformation identifiziert werden konnte. Weitere knappe 50 Jahre dauerte es bis zur ersten vollständigen Sequenzierung eines Genoms eines Lebewesens (Bestimmung der Abfolge der Nukleobasen A, T, G und C). Die Komplexität biochemischer Systeme ist so groß, dass vermutlich sogar in mehreren hundert Jahren noch nicht die letzten Regulationswege jedes Organismus auf der Erde bekannt sein werden. Die Forschung auf jedem anderen Himmelskörper kommt einem Neuanfang gleich. Während für irdisches Leben Schritt für Schritt die Detektionsmethoden entwickelt werden konnten und hierbei Technologien aus der irdischen Biochemie selbst entliehen werden konnten (z.B. temperaturstabile DNA Polymerasen zum Nachweis und der Vervielfältigung kleinster DNA Spuren), stehen diese Methoden für extraterrestrische Abwendungen gar nicht oder nur sehr eingeschränkt zur Verfügung. Zwar sind die allgemeinen Methoden instrumenteller Analytik heute wesentlich weiter entwickelt, doch befinden wir uns für die gezielte Suche und den Nachweis von potentiellem extraterrestrischem Leben in einer Zeit weit vor der Entdeckung der DNA.

Sogar auf der Erde kann es in der heutigen Zeit Jahre dauern, bis Organismen aus unwirtlichen Regionen wie Wüste oder Eis isoliert und charakterisiert worden sind, obwohl best ausgerüstete Forschungslabore und personeller Einsatz verfügbar sind. Zu langsam sind oft die Wachstumsraten dieser Organismen und zu dünn ihre Besiedlungsdichte. Oft befinden sie sich auch in Zuständen ohne metabolische Aktivität (Stoffwechsel), in denen sie abwarten, bis Ereignisse wie Regen oder Tauwetter kurzzeitig günstige Bedingungen für die Replikation bieten. Andere hingegen wachsen und vermehren sich stetig, jedoch extrem langsam. Dies sind evolutionäre Adaptationen an die geringe Verfügbarkeit von Nährstoffen, Energie oder Wasser.

Auf dem Mars dürfte diese Problematik – falls es dort Leben gibt – ähnlich, wenn nicht sogar stärker ausgeprägt sein. Im Gegensatz zur Erde stehen hier jedoch nur stark eingeschränkte automatisierte Minimallaboratorien an Bord von Lander und Rover zur Verfügung. Bis heute sind die Viking Sonden die einzigen, welche derartige biologische Versuche auf dem Mars durchführten. Beagle 2 sollte ein recht ansehnliches Paket bestehend aus Umweltsensoren, Mikroskop, Kameras, Mössbauer- und Röntgenspektrometer sowie für astrobiologische Untersuchungen einem Massenspektrometer, das unter anderem zur Kohlenstoffisotopenanalyse verwendet werden sollte, auf den Mars bringen. Abweichungen im Verhältnis der Isotope 12C zu 13C wären ein Indikator für mögliche biologische Aktivität. Ein Bohrer sollte sogar Proben aus bis zu drei Meter Tiefe liefern. Nach der Abtrennung von Mars Express konnte jedoch von Beagle 2 kein Signal mehr empfangen werden und die Mission gilt daher als fehlgeschlagen.

Die 2004 gelandeten und noch heute in Betrieb stehenden Mars Exploration Rover (MER) Spirit und Opportunity tragen keine biologischen oder organochemischen Messinstrumente an Bord sondern sind auf geophysikalische Fragestellungen fokussiert. Der kürzlich sicher auf dem Mars angekommene Phoenix Lander trägt zwar ein Massenspektrometer in seinem TEGA (Thermal and Evolved Gas Analyzer) Paket, jedoch ist auch diese Mission nicht auf eine Charakterisierung des organischen Inventars des Mars oder die Suche nach Leben ausgelegt sondern vielmehr auf die Untersuchung des Wassergehalts und die Ermittlung allgemeiner chemisch-physikalischer Eigenschaften. Das TEGA soll daher primär leichte volatile Verbindungen wie Sauerstoff, Kohlenstoffdioxid und Wasser aufspüren und quantifizieren. Die Detektion größerer organischer Moleküle ist nur durch die Messung eventueller thermischer Zersetzungsprodukte möglich.

Die nächste Mission, welche sich erstmals seit Viking wieder verstärkt den astrobiologischen Schwerpunktfragen widmen wird, ist das Mars Science Laboratory (MSL). Der Start dieses hochausgerüsteten Rovers im Kleinwagenformat ist für Ende 2009 vorgesehen.

Die Suche

Das SAM Instrumentenpaket von MSL wird einen Gaschromatograph mit Massenspektrometer und Laserspektrometer enthalten. Die entscheidende Verbesserung der organischen Spurenanalyse wird jedoch durch die erstmalige Verwendung einer Probenaufbereitungsanlage auf dem Mars erreicht. Hier können sehr polare Verbindungen wie Aminosäuren, die somit nicht volatil sind und sich der Detektion des Viking GCMS entzogen haben könnten, derivatisiert, d.h. chemisch verändert werden. Die derivatisierten Verbindungen sind dann leicht mittels GCMS zu analysieren. Weiterhin soll SAM die Isotopenverhältnisse und die Gaszusammensetzung auf dem Mars näher untersuchen. Während dies bei MSL nur ein Teilaspekt der Mission neben vielen anderen physikalischen und chemisch-mineralogischen Experimenten ist, soll sich die ESA Flagship Mission ExoMars im Jahr 2014 auf die Analyse der organischen Chemie und die Suche nach Leben auf dem Mars fokussieren (Abb. 2).

Abb. 2: Illustration des für 2014 geplanten ExoMars Rover bei einer Bodenprobenentnahme.
(Bild: ESA)

Hier sollen extrem sensitive und hochauflösende Detektionstechniken zum Einsatz kommen und eine noch aufwändigere Probenvorbereitung mit Extraktion und Anreicherung von organischen Stoffen aus Bodenproben Verwendung finden.

Welche Resultate wir auch in der Zukunft erhalten werden, für die Astrobiologie ist es nicht unbedingt entscheidend Leben zu finden. Auch ein negatives Resultat würde wichtige Informationen über die Entstehung und Häufigkeit von Leben im Universum liefern. Weiterhin ist es ein zentrales Bestreben der Astrobiologie die organische Chemie des Mars zu charakterisieren und damit Enstehungswege und Umsetzungsprozesse aufzudecken, die auch für die Entstehung des Lebens auf der Erde Relevanz besitzen. Dass organische Stoffe auf dem Mars vorhanden sind ist sicher, wie diese jedoch aufgebaut sind und in welchen Mengen sie vorliegen wird sich mit den nächsten Missionen zeigen.

Wir dürfen also gespannt sein, welche Ergebnisse uns in Zukunft erwarten und wie sie unser Verständnis des Mars und damit auch unserer eigenen Position im Universum verändern werden.

Literatur:

Biemann, K. (2007) On the ability of the Viking gas chromatograph–mass spectrometer to detect organic matter. PNAS 104 (25): 10310-10313.

Klein, H. P. (1992) The Viking Biology Experiments: Epilogue and Prologue. Origins of Life and Evolution of the Biosphere 21: 255-261.

Levin, G. V., Straat, P. A. (1977) Life on Mars? The Viking Labeled Release Experiment. BioSystems 9: 165-174.

Navarro-González, R., Rainey, F. A., Molina, P., Bagaley, D. R., Hollen, B. J., de la Rosa, J., Small, A. M., Quinn, R. C., Grunthaner, F. J., Cáceres, L., Gomez-Silva, B., McKay, C. P. (2004) Mars-like soils in the Atacama Desert, Chile, and the dry limit of microbial life. Science 306: 1289-1290.

Yen, A. S., Kim, S. S., Hecht, M. H., Frant, M.S., Murray, B. (2000) Evidence that the reactivity of the martian soil is due to superoxide ions. Science, Vol. 289: 1909-1912.

Auszeichnung für ARCHIMEDES

Autor:
Dipl.Ing. Jürgen Herholz
Raumfahrtingenieur und
Programmmanager im Ruhestand
Mitglied der MSD seit 2001
Mitglied des Vorstands seit 2006
Juergen.Herholz@marssociety.de

Das Marsballon Projekt ARCHIMEDES der Mars Society Deutschland erhielt während der Abschlussveranstaltung der 11. Mars Society Konferenz in Boulder City bei Denver vor mehreren Hundert Teilnehmern der Konferenz eine wertvolle Auszeichnung. Dem ARCHIMEDES Team mit seinem Projektleiter Hannes Griebel wurde eine herausragende wissenschaftliche Leistung bescheinigt und das Ballonkonzept als „Meilenstein der Marserforschung zu Beginn des 21. Jahrhunderts“ bezeichnet.

„Meilenstein der Marserforschung zu Beginn des 21. Jahrhunderts“

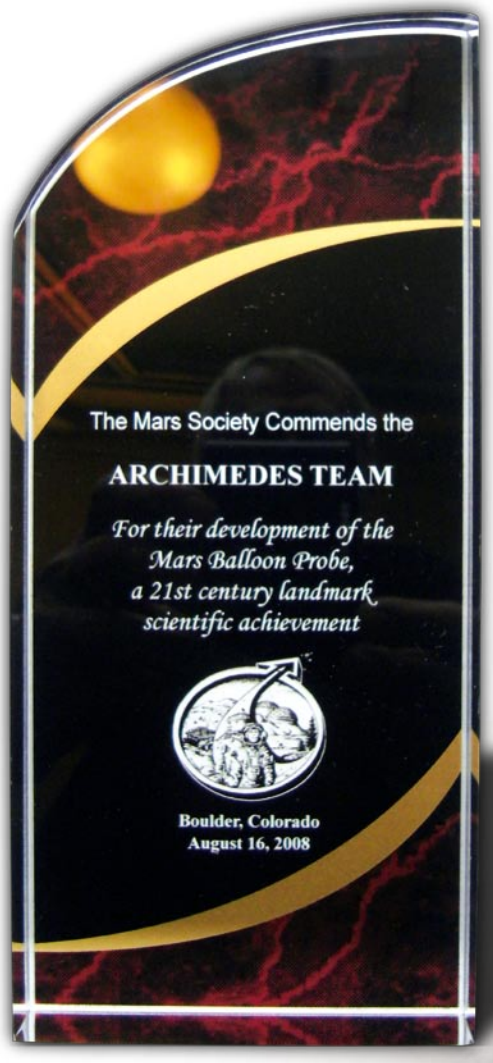
Würdigung für ein weltweit einzigartiges Projekt

Die Präsentation des ARCHIMEDES Projekts und des bevorstehenden REXUS-MIRIAM Tests auf einer Höhenforschungsrakete war auf großes Interesse gestoßen.

ARCHIMEDES ist weltweit das erste Projekt der Mars Society, bei dem eine wissenschaftliche Nutzlast zum Mars geschickt werden soll und umfangreiche Messungen in der Marsatmosphäre ausführt.

Damit wird die bisherige wissenschaftlich und technisch überzeugende Arbeit des ARCHIMEDES Teams gewürdigt, das sich aus freiwilligen Mitarbeitern der Universität der Bundeswehr in Neubiberg, der IABG in Ottobrunn und zahlreichen Ingenieuren von verschiedenen Firmen und Institutionen zusammensetzt. An der Universität der Bundeswehr und bei der IABG werden auch die wesentlichen Entwicklungsarbeiten, wissenschaftlichen Untersuchungen und Tests durchgeführt. Mehrere Firmen unterstützen das Projekt mit technischen Beiträgen.

Besonders der Ballon als Eintrittskörper in die Marsatmosphäre, eine absolute Neuheit in der Marserkundung, erforderte seit 2001 sehr umfangreiche wissenschaftliche Analysen, Voruntersuchungen und Tests von Material, Verhalten beim Eintreten in die Marsatmosphäre und der Methodik für Transport und Entfaltung des Ballons nach einer langen Reise zum Mars.



Paternoster zum Mars

Autor:
Dr.Ing. Georg Bechtold
Referent in der
Forschungsförderung
Mitglied der MSD seit 2007
Georg.Bechtold@marssociety.de

2.Teil Mission aus himmelsmechanischer Sicht

In diesem zweiten Teil wird zunächst in einem Überblick die Kurzzeit-Mission zum Mars mit einer konventionellen Langzeitmission verglichen. Dann werden die genauen Berechnungen nachvollziehbar dargestellt. Auf die Mission aus technischer Sicht wird später im dritten Teil eingegangen.

Zum Mars in einem Hohmann-Orbit

Unbemannte Sonden werden gewöhnlich auf einer sogenannten Hohmann-Bahn zum Mars geschickt, weil der Energieaufwand dafür sehr gering ist. Für bemannte Marsmissionen wird meistens ebenfalls und aus dem gleichen Grunde diese Bahn bevorzugt, was allerdings eine sehr lange Missionsdauer nach sich zieht, wie unten klar wird.
Ein Hohmann-Orbit tangiert jeweils die Erdbahn und die Marsbahn. Die Radien von Erd- und Marsbahn (jeweils als Kreisbahnen vereinfacht) betragen
rE = 1,49 * 1011 m
rM = 2,28 * 1011 m
Der Radius der Hohmann-Bahn ist so der mittlere Radius aus den Radien von Erde und Mars:
rH = 1,885 * 1011 m
Aus diesem Radius ergibt sich eine Umlaufzeit eines Satelliten um die Sonne auf einer Hohmann-Bahn von
TH = 517 d
Für die Exzentrizität muss gelten, dass sie die Hälfte der minimalen Distanz Erde-Mars betragen muss. Daraus ergibt sich auch ein Achsenverhältnis (wäre bei einem Kreis 1, bei einer Ellipse < 1). Es folgt
eH = 0,395 * 1011 m
Achsenverhältnis: 0,98
Die Hohmann-Bahn ist in Bild 1 dargestellt.

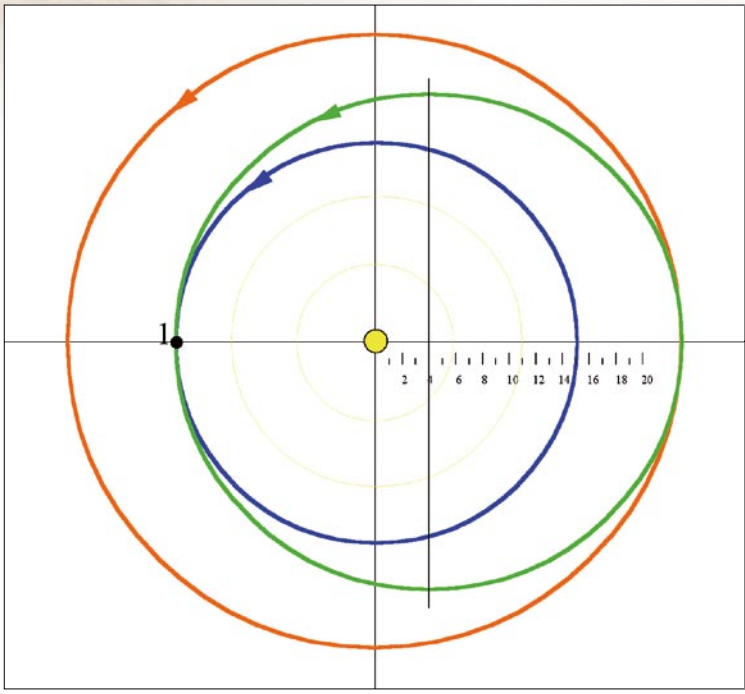


Bild 1: Der Hohmann-Orbit. Blau: Erdbahn. Orange: Marsbahn. Grün: Hohmann-Orbit. Die Skala ist in 1010 m. Zu erkennen ist die Exzentrizität der Hohmann-Bahn von etwa 4 * 1010 m. Zusätzlich sind in Gelb die Bahnen von Venus und Merkur eingezeichnet. Im Zentrum des Orbits ist die Sonne.

Wird von der Erde ein Satellit im Punkt 1 auf eine Geschwindigkeit von 3160 m/s beschleunigt, dann umkreist er die Sonne in 517 Tagen und erreicht nach der Hälfte dieser Zeit an seinem sonnenfernsten Punkt die Marsbahn. Nach 517 Tagen ist wieder die Erdbahn erreicht. Allerdings ist die Erde zu dieser Zeit nicht an dieser Stelle.
Ein Flug zum Mars und wieder zurück auf Hohmann-Bahnen ist in Bild 2 dargestellt.

Paternoster

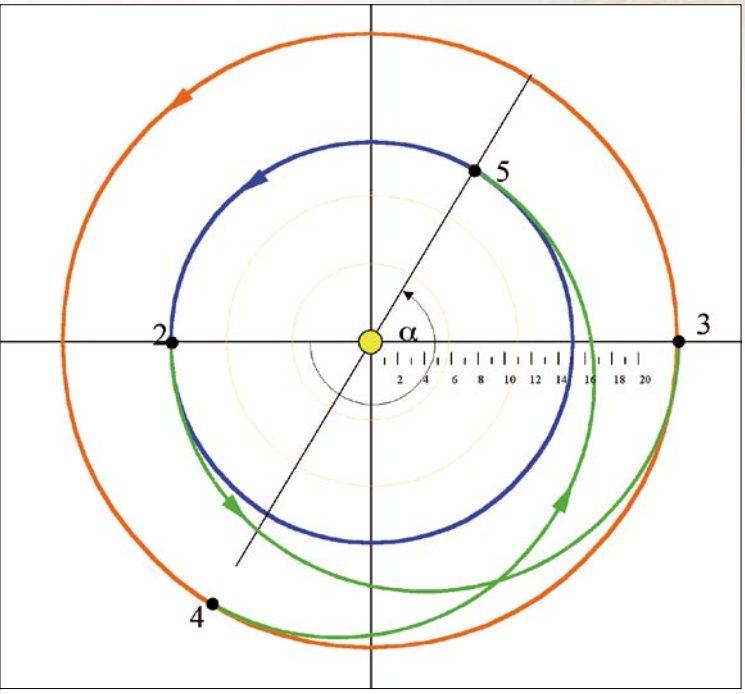


Bild 2: Flug zum Mars und zurück auf Hohmann-Orbits. Der Orbit der Rückflugbahn ist um α = 239° gedreht.

An Punkt 2 wird das Raumschiff in Bahnrichtung, also parallel zur Sonne, so stark beschleunigt, dass es das Schwerefeld der Erde mit einer Geschwindigkeit von 3160 m/s verlässt. Diese Geschwindigkeit wird dann stetig in potenzielle Energie umgesetzt, das heißt, die Entfernung zur Sonne steigt und die Geschwindigkeit sinkt. Nach 258 Tagen ist Punkt 3 erreicht. Die Geschwindigkeit ist nun geringer als die Bahngeschwindigkeit des Mars, der sich von hinten nähert. Um vom Gravitationsfeld des Mars eingefangen zu werden muss das Raumschiff um weitere 2682 m/s beschleunigt werden.

Die Erde, die auf ihrer Bahn in etwa doppelt so schnell wie der Mars ist, ist inzwischen auf ihrer Bahn dem Mars um etwa 75° vorausgeeilt. Der Rückflug zur Erde kann am Mars erst dann erfolgen, wenn spiegelbildlich die Erde wieder 75° hinter dem Mars ist, was erst nach einem Aufenthalt auf dem Mars von 457 Tagen an Punkt 4 der Fall ist. Der Rückflug verläuft invers zum Hinflug, das heißt, das Gravitationsfeld des Mars muss mit 2682 m/s verlassen werden, der Flug dauert wie der Hinflug 258 Tage und das Eintreffen im Schwerefeld der Erde erfolgt mit einer Geschwindigkeit von 3160 m/s. Diese Geschwindigkeit muss an Punkt 5 wieder abgebaut werden, entweder als Bremsschub oder durch atmosphärische Reibung mit einem Hitzeschild.

Das Missionsprofil ist kompromisslos auf einen geringen energetischen Aufwand ausgerichtet. Der Preis, der dafür bezahlt werden muss, ist die enorm hohe Missionsdauer von 973 Tagen, davon 517 Tage im tiefen Weltraum. Die lange Missionsdauer bedingt einen hohen Aufwand an Logistik und Verbrauchsmaterialien, wie Wasser, Sauerstoff, Stickstoff und Nahrung. Die Besatzung wird sehr stark durch Strahlung und Schwerelosigkeit im Weltraum in Anspruch genommen. Auf dem Mars muss eine komplexe Infrastruktur verpflanzt werden, in der die Astronauten mehr als 15 Monate verweilen können.

Unten wird bald klar werden, dass dieses Missionsprofil einen weiteren Nachteil hat. Das große Raumschiff, das die Astronauten die volle Zeit im tiefen Weltraum, also 517 Tage lang aufnehmen muss, muss am Mars beschleunigt und beim Rückflug zur Erde wieder entsprechend abgebremst werden. Obwohl die jeweiligen Geschwindigkeitsänderungen geringstmöglich sind, ist der gesamte Energieumsatz durch die hohe Masse des Raumschiffes beträchtlich.

Zum Mars und zurück im Paternoster

Es gibt weitere Bahnen von der Erde zum Mars. In Bild 3 und 4 werden zwei Beispiele gezeigt, die die Besonderheit haben, dass nach einem oder zwei Umläufen um die Sonne nicht nur die Erdbahn erreicht wird, sondern dass die Erde zu diesem Zeitpunkt auch getroffen wird (freie Rückkehrbahn). Aus beiden Bahnen lässt sich eine alternative bemannte Marsmission kreieren, die deutlich kürzer als die Mission mit Verwendung der Hohmann-Bahn dauert. Die freien Rückkehrbahnen haben große Vorteile für die Gesamtenergie-Bilanz der Mission.

Paternoster

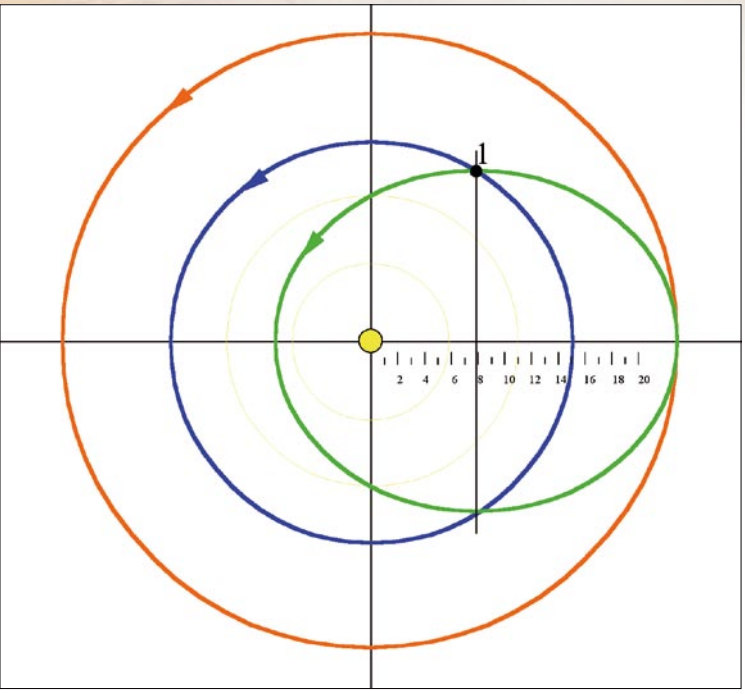


Bild 3: Orbit Obelix

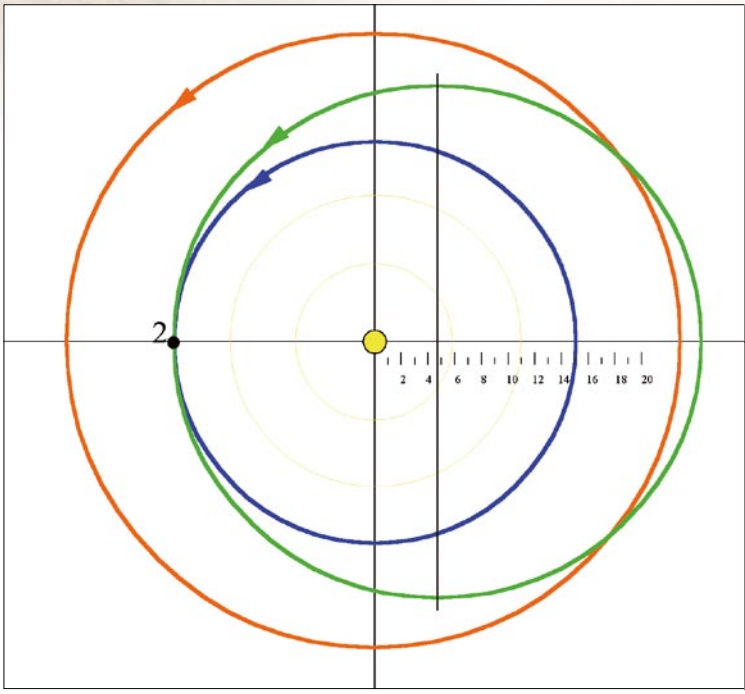


Bild 4: Orbit von Asterix

Der Orbit von Obelix hat die gleiche große Halbachse wie die Erde, also 1,49 * 1011 m, was heißt, dass auch die Umlaufzeit um die Sonne derjenigen der Erde entspricht. Mit anderen Worten, beim Punkt 1 ist Obelix jedes Jahr in Erdnähe. Seine Exzentrizität ist so groß, dass die Marsbahn erreicht wird. Die Daten der Bahn sind wie folgt:

aO = 1,49 * 1011 m (große Halbachse der Ellipsenbahn)

bO = 1,26 * 1011 m (kleine Halbachse der Ellipsenbahn)

eO = 0,79 * 1011 m (Exzentrizität der Ellipsenbahn)

Achsenverhältnis: 0,848

TO = 365,25 d (Zeit für einen kompletten Umlauf um die Ellipse)

ΔvOE = 16260 m/s (Geschwindigkeitsdifferenz zur Erde beim Vorbeiflug)

ΔvOM = 7697 m/s (Geschwindigkeitsdifferenz zum Mars beim Vorbeiflug)

Der Orbit von Asterix ist so ausgelegt, dass die Umlaufzeit um die Sonne eineinhalb Jahre beträgt. Damit wird bei jeder zweiten Passage des Punktes 2 die Erde erreicht, also alle drei Jahre. Gleichzeitig ist auch hier die Exzentrizität so stark, dass die Marsbahn deutlich überschritten wird.

aA = 1,96 * 1011 m

bA = 1,90 * 1011 m

eA = 0,47 * 1011 m

Achsenverhältnis: 0,971

TA = 548 d

ΔvAE = 3437 m/s

ΔvAM = 4621 m/s

Das Profil einer Marsmission auf der Obelix-Bahn für den Hinflug zum Mars und der Asterix-Bahn für den Rückflug zur Erde ist in Bild 5 gezeigt.

Paternoster

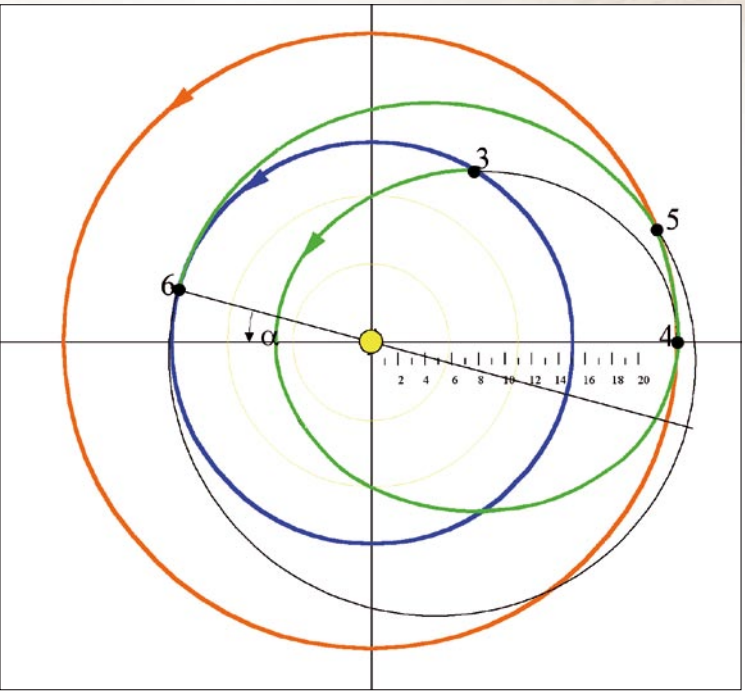


Bild 5: Missionsprofil Paternoster

Die Bahn von Asterix ist gegenüber der Bahn von Obelix um –15,1° gedreht. Dies ist nötig, damit beim Rückflug vom Mars die Erde zur richtigen Zeit erreicht wird. Der Start von Obelix erfolgt mehrere Jahre vor der Beginn der ersten bemannten Mission. Mit einem Swingby-Manöver zunächst an der Venus und dann an der Erde wird Obelix auf seine endgültige Bahn gebracht. Diese Manöver sind notwendig, um Obelix mit einem vertretbaren Aufwand an Energie auf seine Bahn um die Sonne zu bringen. Asterix wird drei Jahre vor der Rückkehr der Astronauten vom Mars zur Erde mit einem einzigen Raketenstart unbemannt auf seine Bahn gebracht.

Bei Beginn der Mission müssen dann in Punkt 3 nur zwei kleine Kapseln mit jeweils zwei Astronauten auf 16 km/s beschleunigt werden, um Obelix zu erreichen. Obelix erreicht dann 243 Tage später in Punkt 4 die Marsbahn. Auf der hochexzentrischen Bahn wird die Bahn der Venus unterschritten und beinahe die Merkurbahn erreicht. Der Abbau der Geschwindigkeit beim Erreichen der Marsbahn ist sehr groß. Ein Einschwenken in den Marsorbit kann nur dann erfolgen, wenn eine weitere Beschleunigung der Kapseln mit den Astronauten um 7,8 km/s erfolgt. Sollten unvorhergesehene Probleme eintreten wird die Erde genau ein Jahr nach dem Abflug in Punkt 3 antriebslos wieder erreicht.

Bereits nach 44 Tagen auf dem Mars wird das Rückflugfenster zur Erde erreicht und Asterix fliegt in Punkt 5 am Mars vorbei. Die notwendige Geschwindigkeit der Kapseln mit den Astronauten beträgt 4,6 km/s, um sozusagen auf Asterix „aufzuspringen“. Die Ankunft an der Erde an Punkt 6 findet 187 Tage nach dem Verlassen des Mars statt. Die Geschwindigkeitsdifferenz von 3,4 km/s kann durch eine atmosphärische Abbremsung von Asterix abgebaut werden. Asterix verbleibt dann in einem niedrigen Erdorbit und kann dort für seinen nächsten „Roundtrip“ vorbereitet werden.

Obelix fliegt nach den Vorbeiflügen an der Erde ungebremst weiter. Dennoch müssen diese Vorbeiflüge genutzt werden, um ihn für weitere Missionen zu beladen. Das Startfenster für Marsmissionen öffnet sich alle 26 Monate, das heißt, dass Obelix mit zwei Transporten beladen werden kann. Der Orbit muss allerdings leicht geändert werden, damit er die Erde beim übernächsten Vorbeiflug erst nach 26 statt nach 24 Monaten erreicht, was mit einem nicht allzu großen Energieaufwand zu erreichen sein müsste.

Da Asterix drei Jahre unterwegs ist, das Startfenster für den nächsten Marsflug allerdings bereits nach 26 Monaten ist, braucht man zu dessen Nutzung entweder einen weiteren Asterix oder man nutzt nur jedes zweite Startfenster für bemannte Reisen zum Mars.

Die ausgesprochen günstige Mehrfachnutzung von Obelix und Asterix könnte den größten Nachteil des Paternoster-Konzepts, die hohen Geschwindigkeitsunterschiede an Erde und Mars, aufheben. Selbstverständlich müssten hier Aufwand und Nutzen sorgfältig abgewogen werden. Ein weiterer Vorteil des Konzepts ist die kurze Aufenthaltsdauer auf dem Mars. Hierzu eine kurze Einschätzung im dritten Teil des Artikels, der im nächsten Newsletter erscheinen wird.

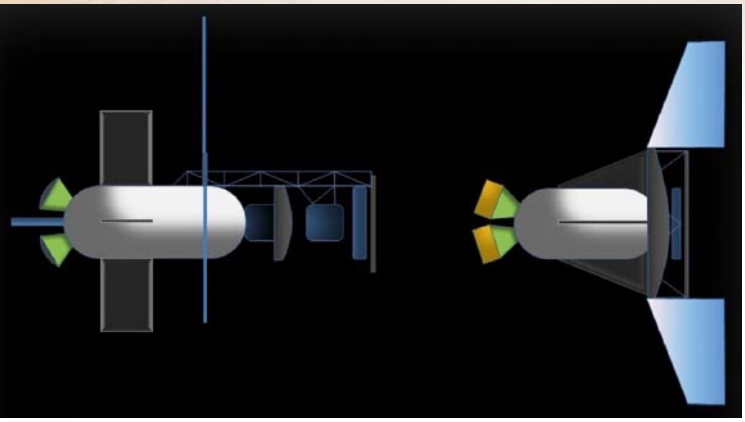


Bild 6: Die Raumschiffe Obelix (links) und Asterix (rechts) mit den beiden Taxis in grün. Eine genaue Beschreibung folgt im dritten Teil des Artikels.

Himmelsmechanik, verwendete Mathematik und Berechnungen zum Artikel

Dieses Kapitel soll dem interessierten Leser ermöglichen, die durchgeführten Berechnungen nachzuvollziehen und Werkzeuge in die Hand geben, selber an diesem oder an ähnlichen Problemen zu arbeiten. Die Anforderungen an Physik, Geometrie und Mathematik entsprechen in etwa Abiturniveau. Kenntnisse von Excel sind sehr hilfreich.
Geometrische Betrachtung des Orbits eines Planeten um die Sonne, Kepler-Gesetze

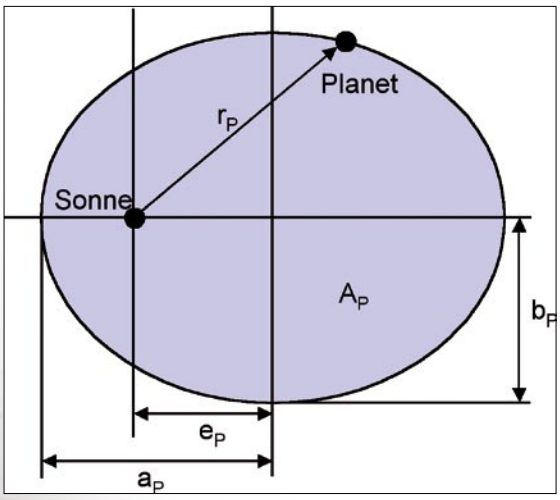


Bild 7: Geometrie eines elliptischen Orbits um die Sonne

1. Kepler-Gesetz: Planeten bewegen sich auf Ellipsen, in deren einem Brennpunkt die Sonne steht. Im Bild oben bedeuten
a_P: Große Halbachse
b_P: Kleine Halbachse
e_P: Lineare Exzentrizität
r_P: Fahrstrahl von der Sonne zum Planeten
A_P: Überstrichene Ellipsenfläche bei einem kompletten Umlauf um die Sonne
Die lineare Exzentrizität errechnet sich aus den beiden Halbachsen:

$$e_P = \sqrt{a_P^2 - b_P^2} \qquad (1)$$

2. Kepler-Gesetz: Der Fahrstrahl Sonne-Planet überstreicht in gleichen Zeiten gleich große Flächen. Was heißt dies konkret?

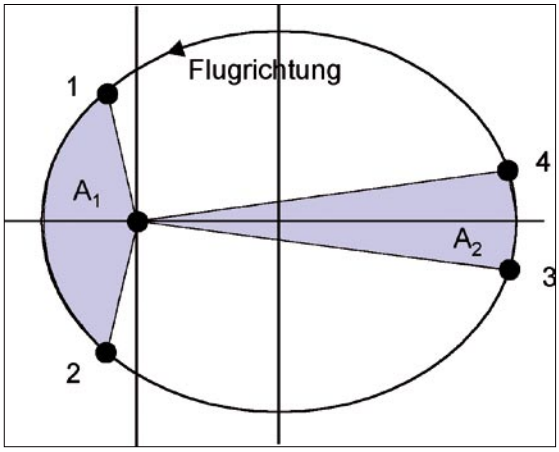


Bild 8: Das zweite Kepler-Gesetz

Beide Flächen A1 und A2 sind gleich groß. Das 2. Kepler-Gesetz besagt, dass die Zeit, die der Planet braucht, um von Punkt 1 zu Punkt 2 zu gelangen, gleich groß ist wie die Zeit von Punkt 3 zu Punkt 4. Mit anderen Worten, in Sonnennähe bewegt sich der Planet sehr viel schneller als in Sonnenferne.
3. Kepler-Gesetz: Die Quadrate der Umlaufzeiten T zweier Planeten 1 und 2 um die Sonne verhalten sich wie die dritten Potenzen der großen Halbachsen ihrer Ellipsenbahnen:

$$\frac{T_1^2}{T_2^2} = \frac{a_1^3}{a_2^3} \qquad (2)$$

T: Benötigte Zeit für einen kompletten Umlauf um die Sonne

Was bedeutet dies? Zum einen, dass die Umlaufzeit eines Planeten um die Sonne nur von der großen Halbachse abhängt, nicht aber von der kleinen (das zweite Kepler-Gesetz ist aber zu beachten, das heißt, die Bewegung wird „unförmiger", je kürzer die kleine Halbachse ist, weil sich im Vergleich zu einer Kreisbahn (große und kleine Halbachse gleich lang) in Sonnennähe die Geschwindigkeit erhöht und in Sonnenferne verringert).

Bei Umstellen der Formel wird zum anderen ersichtlich, dass sich für unser komplettes Sonnensystem eine Konstante ermitteln lässt, aus der sich sehr einfach die Umlaufzeit eines Planeten durch seine große Halbachse ermitteln lässt (oder durch Umstellen der Formel aus der Umlaufzeit dessen große Halbachse):

$$\frac{a_1^3}{T_1^2} = \frac{a_2^3}{T_2^2} = konst = \frac{\gamma_G m_S}{4\pi^2} \qquad (2b)$$

$$T = \sqrt{a^3 \frac{4\pi^2}{\gamma_G m_S}} \qquad (3)$$

γ_G: Gravitationskonstante (6,672 * 10-11 m3kg-1s-2)

m_S: Sonnenmasse (1,989 * 1030 kg)

Zusammengefasst hat man mit den Kepler-Gesetzen die Werkzeuge in der Hand, beliebige Umlaufbahnen um die Sonne zu bestimmen, sowohl was die Umlaufzeit als auch die Exzentrizität und die beiden Halbachsen betrifft und wie diese Größen zusammenhängen. Mehr Details lassen sich allerdings nur mit ein wenig Mathematik klären; z. B. wann der Planet wo ist (wir wissen nur, wie lange er braucht, um ein Mal um die Sonne zu kreisen) und wie schnell er sich an dieser Stelle auf seiner Bahn fortbewegt. Daher folgt zunächst eine Einführung in die Geometrie von Ellipsen.

Geometrie von Ellipsen

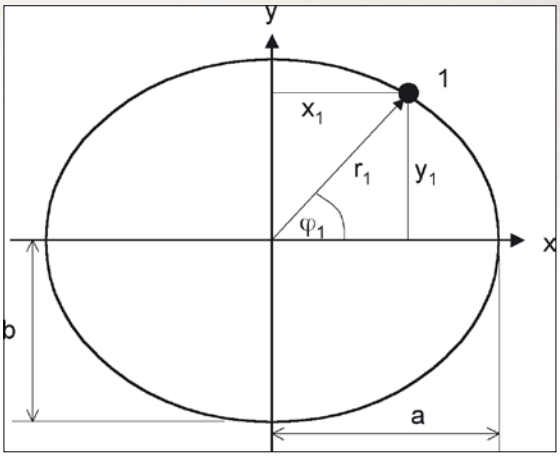


Bild 9: Charakteristika einer Ellipse

Ein Punkt 1 auf einer Ellipse kann auf mehrere Arten beschrieben werden:

Die Gleichung einer Ellipse im kartesischen Koordinatensystem (beschrieben durch die Koordinaten x und y mit dem Ursprung im Zentrum der Ellipse) lautet

$$\frac{x^2}{a^2} + \frac{y^2}{b^2} = 1 \qquad (4)$$

Punkt 1 muss daher ebenfalls diese Gleichung erfüllen:

$$\frac{x_1^2}{a^2} + \frac{y_1^2}{b^2} = 1 \qquad (4b)$$

Mit dieser Gleichung kann aus den beiden Halbachsen bei gegebenem y oder x das entsprechende x oder y ausgerechnet werden.

Eine weitere Möglichkeit ist, den Punkt 1 über einen Winkel $\phi 1$ und einen Radius r1 zu beschreiben. Es gilt mit dem Satz von Pythagoras

$$r_1^2 = x_1^2 + y_1^2 \qquad (5)$$

Außerdem folgen aus den Winkelfunktionen

$$x_1 = r_1 \cos\varphi_1 \qquad (6)$$

und

$$y_1 = r_1 \sin \varphi_1 \tag{7}$$

Die Fläche einer Ellipse berechnet sich zu

$$A = ab\pi \tag{8}$$

Damit sind die himmelsmechanischen und geometrischen Grundlagen vorgestellt, so dass wir zu den eigentlichen Berechnungen für diesen Artikel kommen können.

Berechnungen der Orbits von Obelix und Asterix

Bei Obelix lautet die Aufgabenstellung, eine elliptische Bahn so zu berechnen, dass die Umlaufzeit T genau ein Jahr beträgt und gleichzeitig die Exzentrizität so groß ist, dass die Marsbahn erreicht wird. Aus der folgenden Skizze gehen die verwendeten Größen hervor:

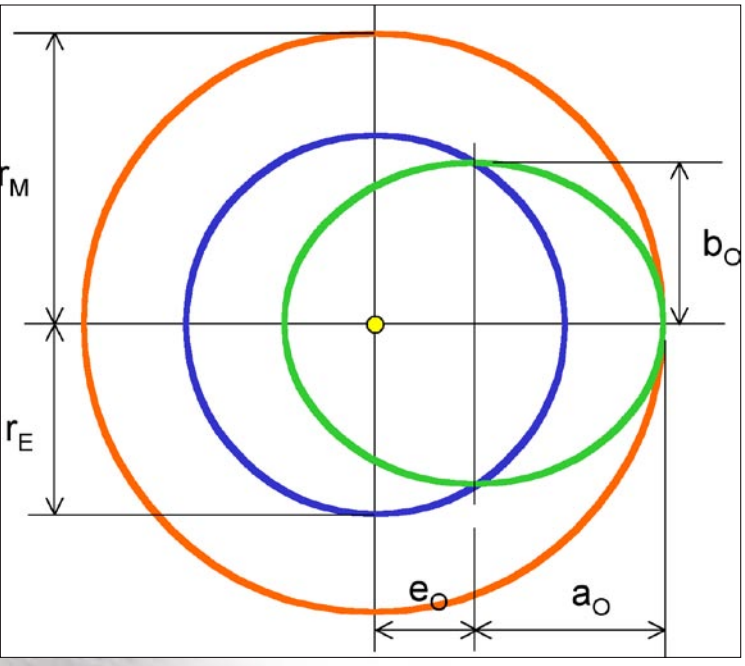


Bild 10: Zur Bestimmung der Bahndaten von Obelix

Da die Umlaufzeit von Obelix genau die gleiche wie die der Erde sein soll und die Umlaufzeit alleine durch die große Halbachse festgelegt wird, muss gelten

$$a_O = r_E \tag{9}$$

Für die Exzentrizität folgt dann aus Bild 10

$$e_O = r_M - a_O = r_M - r_E \tag{10}$$

Damit gilt mit Verwenden der Gleichung (1) für die kleine Halbachse von Obelix

$$b_O = \sqrt{r_E^2 - (r_M - r_E)^2} \tag{11}$$

Die Radien von Mars und Erde betragen
rM = 2,28 * 1011 m
rE = 1,49 * 1011 m
Damit ergeben sich
eO = 0,784 * 1011 m
aO = 1,49 * 1011 m
bO = 1,27 * 1011 m
Die Berechnung der Bahn von Asterix verläuft ein wenig anders. Hier ist die Ausgangsannahme, dass die Umlaufzeit um die Sonne eineinhalb Jahre betragen muss. Daraus ergibt sich mit Formel (3) als große Halbachse
aA = 1,96 * 1011 m
Zur Berechnung der Exzentrizität hilft das folgende Bild.

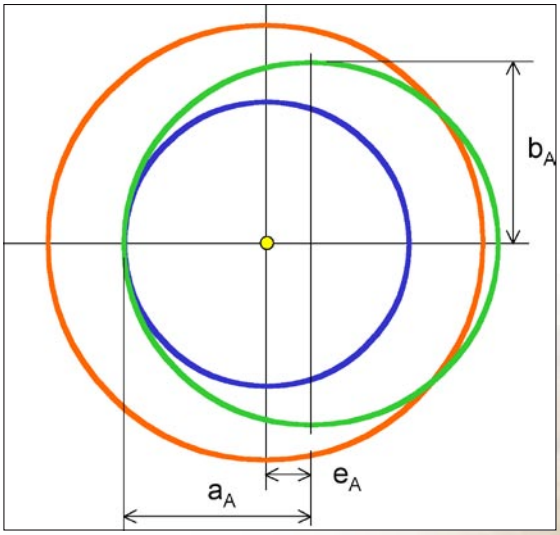


Bild 11: Zur Bestimmung der Bahndaten von Asterix

Paternoster

Es ist ersichtlich, dass gelten muss

$$e_A = a_A - r_E \tag{12}$$

Es folgt
eA = 0,47 * 1011 m
bA = 1,90 * 1011 m
Nun sind die Bahnen der beiden Paternoster festgelegt. Es bleibt allerdings offen, wie lange die beiden auf ihren jeweiligen Reisen zwischen Mars und Erde unterwegs sind (es ist nur bekannt, dass Obelix für den kompletten Orbit ein Jahr und Asterix eineinhalb Jahre brauchen). Dieser Teil der Berechnung ist die schwierigste Aufgabe. Die Lösung des Problems erfolgt über eine numerische Näherung mit Hilfe des Tabellenkalkulationsprogramms Excel. Die Orbits von Asterix und Obelix werden mit der gleichen Methode berechnet; lediglich die Eingabegrößen sind unterschiedlich. Im Folgenden wird daher die Unterscheidung zunächst aufgehoben und nur noch von Orbits oder Ellipsen geredet.
Ansatzpunkt ist das zweite Kepler-Gesetz. Wir wissen die Zeit für einen kompletten Umlauf um die Sonne und kennen die Geometrie der Ellipse, also die beiden Halbachsen und die Fläche der Ellipse. Wir versuchen nun, die Zeit zu berechnen, die ein Paternoster braucht, um 1° an einer beliebigen Position der Ellipse zu überstreichen.

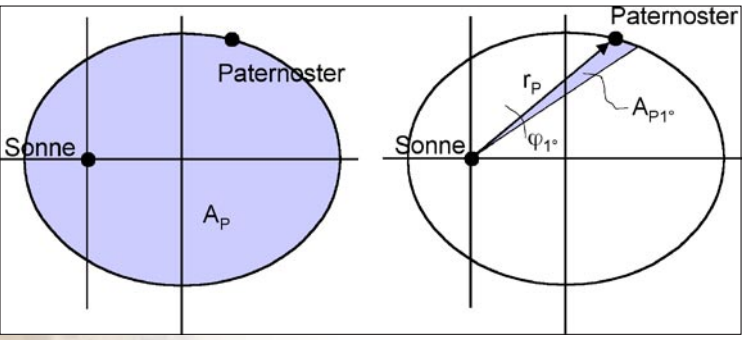


Bild 12: Zur Bestimmung der Flugzeit für einen gegebenen Winkel

Die Zeit tP1°zum Durchfliegen des Winkels ϕ1° kann mit folgender Formel berechnet werden, die sich aus dem zweiten Kepler-Gesetz ergibt:

$$\frac{t_{P1°}}{T_P} = \frac{A_{P1°}}{A_P} \tag{13}$$

TP ist bekannt, AP ist sehr leicht zu berechnen (Formel (8)). Damit ist das Problem auf die Bestimmung von AP1° reduziert. Hier hilft weiter, dass man nur einen sehr kleinen Fehler macht, wenn man die überstrichene Fläche durch ein Dreieck annähert. Das Vorgehen ist im nächsten Bild dargestellt.

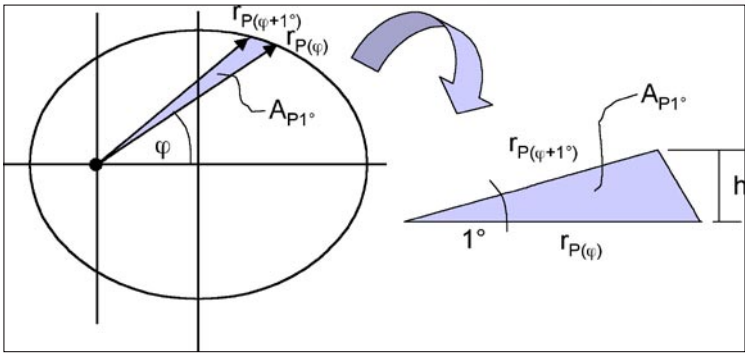


Bild 13: Berechnung der vom Fahrstrahl rP(ϕ) überstrichenen Fläche

Die überstrichene Dreiecksfläche berechnet sich zu

$$A_{P1°} = \frac{r_{P(\varphi)} \cdot h}{2} \tag{14}$$

h lässt sich über Winkelgleichungen aus rP(ϕ+1°) berechnen:

$$h = r_{P(\varphi+1°)} \sin 1° \tag{15}$$

Nur am Rande soll darauf hingewiesen werden, dass man durch diese Näherung einen Teil der Fläche der Ellipse vernachlässigt, wodurch das Ergebnis nur zu einer Schätzung, nicht aber zu einem exakten Wert führt. Die Annäherung der Ellipse durch 360 kleine Dreiecksflächen zu jeweils 1° wird allerdings sehr genau und genügt den Betrachtungen in diesem Artikel. Es wird sich später zeigen, dass der Fehler bei weit unter einem Prozent liegt.
Das Problem ist nun verlagert auf die Bestimmung von rP(ϕ) in Abhängigkeit vom Winkel ϕ. Diese Berechnung ist nicht ganz einfach, obwohl wir die Geometrie der Ellipse oben bereits behandelt haben. Dort sind

nämlich alle Größen auf das Zentrum der Ellipse bezogen, nicht aber auf die Sonne, die bekanntlich in Entfernung der Exzentrizität eP vom Zentrum der Ellipse liegt. Wir bezeichnen das Zentrum der Ellipse mit Z. Ein Hilfsradius r* zeigt von dort aus zu dem Paternoster. Im nächsten Bild ist der Zusammenhang des Hilfsradius mit dem tatsächlichen Fahrstrahl rPϕ in Abhängigkeit des Laufwinkels ϕ zu sehen.

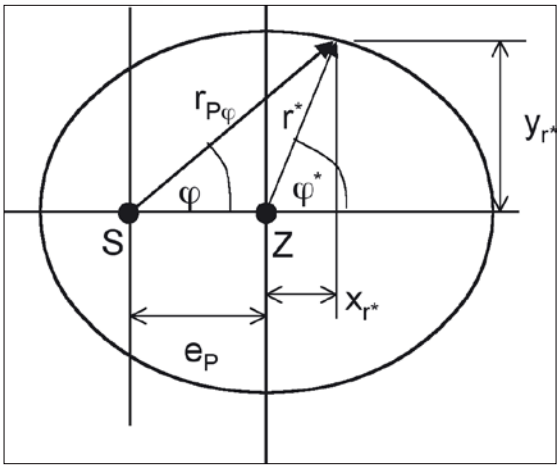


Bild 14: Bestimmung des Fahrstrahls rPϕ aus der Ellipsengeometrie

Aus dem Bild lassen sich einige geometrische Beziehungen ableiten. Betrachten wir zuerst die Winkelfunktionen:

$$r_{P\varphi} \sin\varphi = y_{r*} \tag{16}$$

$$r_{P\varphi} \cos\varphi = e_P + x_{r*} \tag{17}$$

Aus der Ellipsengleichung (Gleichung 4) folgt:

$$\frac{x_{r*}^2}{a_P^2} + \frac{y_{r*}^2}{b_P^2} = 1 \tag{18}$$

In den drei obigen Gleichungen sind drei Unbekannte: rPϕ, yr* und xr*. Lediglich rPϕ ist von Interesse. Es gilt also, die drei Gleichungen geeignet miteinander zu kombinieren und umzuformen, um eine einzige Gleichung für rPϕ zu erhalten.
Gleichungen (16), (17) und (18) umgeformt:

$$r_{P\varphi} = \frac{y_{r*}}{\sin\varphi} \tag{16b}$$

$$x_{r*} = r_{P\varphi} \cos\varphi - e_P \tag{17b}$$

$$y_{r*} = \sqrt{\left(1 - \frac{x_{r*}^2}{a_P^2}\right) b_P^2} \tag{18b}$$

(18b) in (16b) liefert

$$r_{P\varphi} = \frac{\sqrt{\left(1 - \frac{x_{r*}^2}{a_P^2}\right) b_P^2}}{\sin\varphi} \tag{19}$$

(17b) in Gleichung (19) eingebaut:

$$r_{P\varphi} = \frac{\sqrt{\left(1 - \frac{(r_{P\varphi}\cos\varphi - e_P)^2}{a_P^2}\right) b_P^2}}{\sin\varphi} \tag{20}$$

Diese Gleichung muss nun nach rPϕ aufgelöst werden. Der Vollständigkeit halber hier im Detail nachvollzogen.
Zunächst werden beide Seiten der Gleichung quadriert und die Glieder bP und sinϕ nach links gezogen. Außerdem wird der quadratische Ausdruck, der rP enthält, aufgelöst.

$$r_{P\varphi}^2 \frac{\sin^2\varphi}{b_P^2} = 1 - \frac{r_{P\varphi}^2 \cos^2\varphi - 2 r_{P\varphi} e_P + e_P^2}{a_P^2} \tag{20b}$$

Die Glieder der rechten Seite der Gleichung werden nach Potenzen von rPϕ sortiert.

$$r_{P\varphi}^2 \frac{\sin^2\varphi}{b_P^2} = -r_{P\varphi}^2 \frac{\cos^2\varphi}{a_P^2} + r_{P\varphi} \frac{2\cos\varphi\, e_P}{a_P^2} + 1 - \frac{e_P^2}{a_P^2} \tag{20c}$$

Die komplette rechte Seite wird nach links geholt und noch Mal nach Potenzen von rPϕ geordnet.

Paternoster

$$r_{P\varphi}^2\left(\frac{\sin^2\varphi}{b_P^2}+\frac{\cos^2\varphi}{a_P^2}\right)+r_{P\varphi}\left(\frac{-2\cos\varphi\, e_P}{a_P^2}\right)+\left(-1+\frac{e_P^2}{a_P^2}\right)=0$$

(20d)

Zur besseren Übersicht werden die Terme in den Klammern wie folgt abgekürzt:

$$a^*=\left(\frac{\sin^2\varphi}{b_P^2}+\frac{\cos^2\varphi}{a_P^2}\right);\quad b^*=\left(\frac{-2\cos\varphi\, e_P}{a_P^2}\right);\quad c^*=\left(-1+\frac{e_P^2}{a_P^2}\right)$$

Somit ist aus (20) eine gemischt-quadratische Gleichung der folgenden Form entstanden:

$$a^* r_{P\varphi}^2 + b^* r_{P\varphi} + c^* = 0 \qquad (20e)$$

Diese Gleichung hat bekanntermaßen zwei Lösungen:

$$r_{P\varphi} = \frac{-b^* + \sqrt{b^{*2} - 4a^*c^*}}{2a^*} \qquad (21a)$$

$$r_{P\varphi} = \frac{-b^* - \sqrt{b^{*2} - 4a^*c^*}}{2a^*} \qquad (21b)$$

Von den beiden Lösungen ist nur diejenige mit positivem Wert physikalisch sinnvoll. Die andere Lösung kann ignoriert werden. Mit diesen Gleichungen lässt sich sehr einfach rPϕ von ϕ = 0° bis ϕ = 360° in einer Excel-Tabelle darstellen und mit Hilfe der Formel (13) auch tP1° von ϕ = 0° bis ϕ = 360°. Durch Aufaddieren der tP1° lässt sich damit auch bestimmen, zu welcher Zeit der Paternoster welchen Winkel ϕ im Orbit erreicht hat; diese aufaddierte Zeit nennen wir t(ϕ). Die aktuelle Entfernung zur Sonne gibt rPϕ an.
Mit diesen Daten kann man aber noch mehr berechnen. Von großem Interesse ist die Geschwindigkeit bei jedem Winkel ϕ. Diese lässt sich sehr einfach durch die beiden Strahlen rPϕ und rPϕ+1° sowie der Zeit tP1°(ϕ) = Δt(ϕ) berechnen.

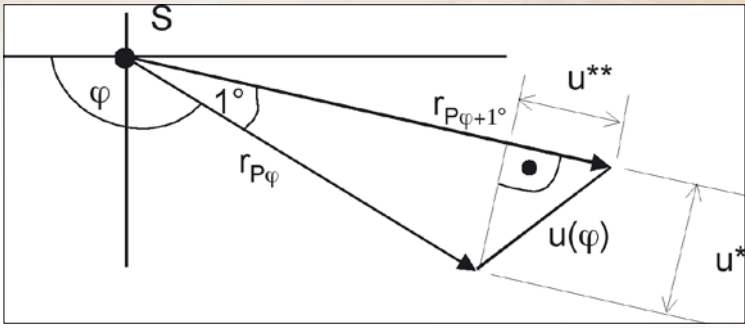


Bild 15: Bestimmung der Bahngeschwindigkeiten aus den Fahrstrahlen

Der zurückgelegte Flugweg zwischen dem Winkel ϕ und dem Winkel ϕ+1° bezeichnen wir mit u(ϕ). Auch hier wird wieder mit einer Näherung gearbeitet, weil in Wahrheit ja ein Bogen auf der Ellipse durchflogen wird. Die Geschwindigkeit beträgt

$$v(\varphi) = \frac{u(\varphi)}{\Delta t(\varphi)} \qquad (22)$$

Nun gilt es, u(ϕ) aus den beiden rPϕ zu berechnen. Dies geschieht mit den eingezeichneten Hilfsgrößen u* und u**. Mit dem Satz von Pythagoras gilt

$$u(\varphi) = \sqrt{u^{*2} + u^{**2}} \qquad (23)$$

u* und u** lassen sich mit Hilfe der Winkelfunktionen errechnen.

$$u^* = r_{P\varphi}\sin 1° \qquad (24)$$

$$u^{**} = r_{P\varphi+1°} - r_{P\varphi}\cos 1° \qquad (25)$$

Es folgt

$$v(\varphi) = \frac{\sqrt{(r_{P\varphi}\sin 1°)^2 + (r_{P\varphi+1°} - r_{P\varphi}\cos 1°)^2}}{\Delta t(\varphi)} \qquad (26)$$

Damit ist die absolute Geschwindigkeit berechnet. Wichtiger sind allerdings die jeweiligen tangentialen und radialen Komponenten der Geschwindigkeit.

Paternoster

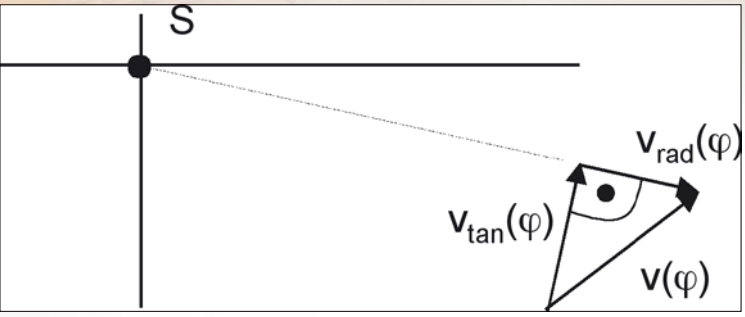


Bild 16: Vektorielle Zerlegung der Absolutgeschwindigkeiten

Es gelten hierfür:

$$v_{\tan}(\varphi) = \frac{u^*(\varphi)}{t_{P1^\circ}(\varphi)} = \frac{r_{P\varphi}\sin 1^\circ}{\Delta t(\varphi)} \qquad (27)$$

$$v_{rad}(\varphi) = \frac{u^{**}(\varphi)}{t_{P1^\circ}(\varphi)} = \frac{r_{P\varphi+1^\circ} - r_{P\varphi}\cos 1^\circ}{\Delta t(\varphi)} \qquad (28)$$

vtan(ϕ) und vrad(ϕ) sind ebenfalls in der Exceltabelle für jeden Winkel ϕ berechnet. Zu beachten ist, dass vrad(ϕ) positiv ist, wenn sich der Paternoster von der Sonne entfernt.

Die Exceltabelle mit den Daten von Obelix und Asterix kann leider nicht in dem Newsletter dargestellt werden. Bei Interesse kann die Tabelle aber vom Autor gratis bezogen werden; Anfragen bitte an Georg.Bechtold@marssociety.de.

Damit ist die elliptische Bahn der Paternoster zumindest an jedem vollen Winkel ϕ recht genau beschrieben.

Werfen wir nun einen genaueren Blick auf die Bahnverschiebungen. Aus der Excel-Tabelle geht hervor, dass Obelix bei seinem Flug von der Erde zum Mars die Winkel von 58° bis 360°, also 302°, überstreicht und hierfür eine Zeit von etwa 243 Tagen benötigt. Die Winkelgeschwindigkeit der Erde beträgt etwa 0,986° pro Tag. Das heißt, dass die Erde in diesen 243 Tagen 239,5° überstreicht und bei der Ankunft von Obelix am Mars diesem noch um 62,5° „hinterherfliegt“.

Gehen wir nun bei Asterix den umgekehrten Weg. Er kommt bei ϕ = 180° bei der Erde an und flog vorher bei ϕ = 38° am Mars ab (dies geht ebenfalls aus der Excel-Tabelle hervor), hat also 142° überstrichen. Gebraucht hat er dafür etwa 187 Tage, während dieser die Erde 184,3° zurückgelegt hat. Dies heißt, dass die Erde beim Abflug vom Mars 184,3° - 142° = 42,3° hinter dem Mars gewesen sein muss.

Bei der Ankunft am Mars muss die Erde also 62,5° hinter dem Mars zurück liegen, beim Abflug vom Mars noch 42,3°. Sie muss daher in der Zeit während des Aufenthalts auf dem Mars 20,2° „aufholen“. Die Winkelgeschwindigkeit des Mars beträgt 0,524° pro Tag, also holt die Erde jeden Tag 0,462° auf. Für 20,2° braucht sie etwas weniger als 44 Tage. Dies ist die Dauer des Aufenthalts auf dem Mars.

In Bild 5 sieht man, dass der Mars bei der Ankunft in Punkt 4 auf der horizontalen Linie liegt. Beim Abflug vom Mars hat er 0,524°/Tag mal 43,72 Tage, also 22,9°, überstrichen und Asterix überstreicht weitere 142° bis zum Erreichen der Erde, die gleichzeitig der sonnennächste Punkt, also sozusagen der Beginn des Orbits von Asterix ist. Das heißt, dass die Bahn des Asterix um 22,9° + 142° - 180° = -15,1° relativ zur Bahn von Obelix verschoben ist (im Gegenuhrzeigersinn sind die Werte positiv, was heißt, dass der Orbit von Asterix 15,1° im Uhrzeigersinn zum Orbit von Obelix gedreht ist). Der komplette Sachverhalt ist im folgenden Bild dargestellt.

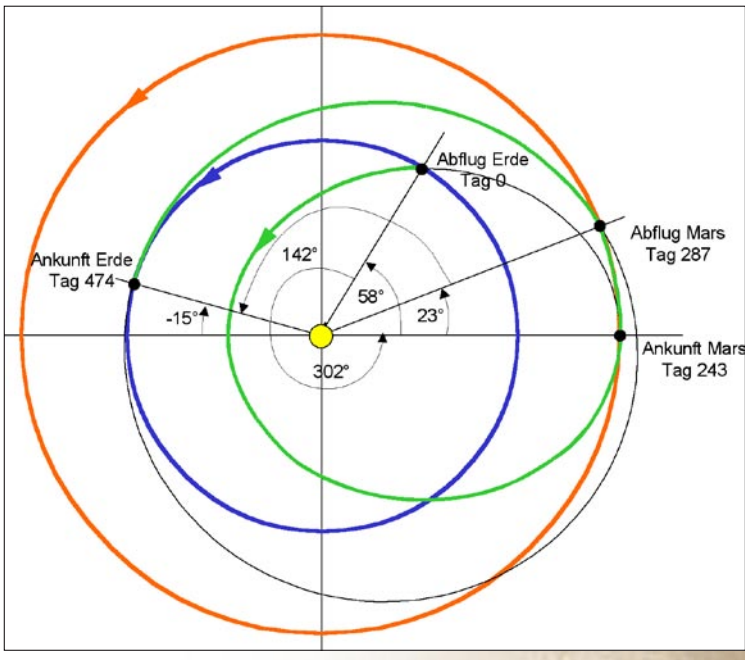


Bild 17: Geometrische Veranschaulichung der Trajektorien

Paternoster

Nun sollen noch die Relativgeschwindigkeiten Paternoster-Mars bzw. Paternoster-Erde berechnet werden.
Die Werte für vtan und vrad sind die Werte der Geschwindigkeitskomponenten bezogen auf das Inertialsystem. Das heißt, die jeweiligen Bahngeschwindigkeiten von Erde oder Mars müssen davon noch vektoriell abgezogen werden, um die Relativgeschwindigkeiten zu erhalten. Vereinfachend soll angenommen werden, dass sowohl Erde als auch Mars keine radialen Geschwindigkeiten haben (es wurde oben bereits angegeben, dass beide Planeten zur Vereinfachung Kreisbahnen beschreiben sollen).
Hier die jeweiligen Geschwindigkeitskomponenten für Erde und für Mars:
vtanE = 29660 m/s
vradE = 0 m/s
vtanM = 24130 m/s
vradM = 0 m/s
Beim Abflug von Obelix von der Erde muss gelten
vtanOE = 24770 m/s
vradOE = 15510 m/s
Beim Ankunft am Mars gilt
vtanOM = 16440 m/s
vradOM = 0 m/s
Diese Werte ergeben sich aus der Excel-Tabelle, wobei angemerkt werden muss, dass diese dort in der Einheit m/d, also Meter pro Tag, angegeben sind und erst umgerechnet werden müssen.
Für Asterix gilt beim Abflug vom Mars
vtanAM = 21810 m/s
vradAM = 3990 m/s
und für die Ankunft an der Erde
vtanAE = 33100 m/s
vradAE = 0 m/s
Zur Berechnung der Komponenten der Relativgeschwindigkeiten müssen nur die jeweiligen Komponenten der Erde oder des Mars abgezogen werden. Die Geschwindigkeitsbeträge resultieren dann allerdings aus den Wurzeln der Summe der Quadrate der Differenzen der beiden Geschwindigkeitskomponenten (wieder der Satz des Pythagoras). Anschaulich ist das im folgenden Bild für die Geschwindigkeit von Obelix beim Verlassen der Erde dargestellt.

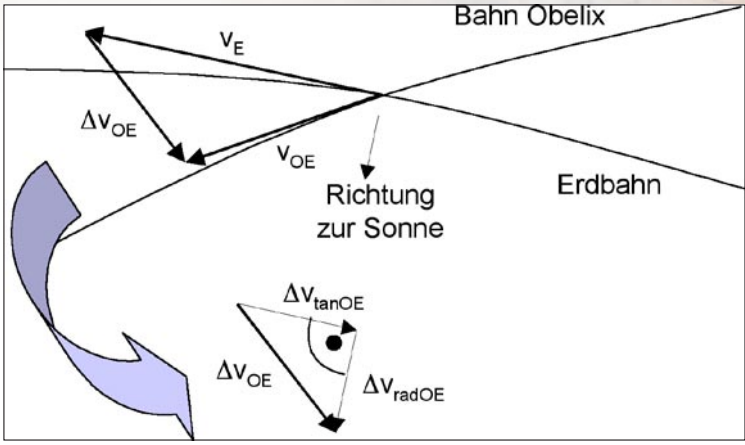


Bild 18: Vektorielle Subtraktion der Absolutgeschwindigkeiten von Obelix und Erde

Es wird klar, dass gelten muss

$$\Delta v_{OE} = \sqrt{\Delta v_{\tan OE}^2 + \Delta v_{radOE}^2} \qquad (29)$$

Daraus ergeben sich die bereits oben genannten Geschwindigkeitsdifferenzen:
Beim Abflug von Obelix an der Erde:
ΔvOE = 16260 m/s
Bei der Ankunft von Obelix am Mars:
ΔvOM = 7697 m/s
Beim Abflug von Asterix vom Mars:
ΔvAM = 4621 m/s
Bei der Ankunft vom Asterix bei der Erde:
ΔvAE = 3437 m/s
Es ist zu beachten, dass diese Geschwindigkeitsdifferenzen den Geschwindigkeitsdifferenzen jeweils nach Verlassen des Schwerefeldes von Erde oder Mars bedeuten. Bei der Erde sind dies also zusätzliche 3900 m/s und beim Mars 1500 m/s, wenn man sich vorstellt, dass der jeweilige „Start“ aus dem Orbit des jeweiligen Planten stattfindet. Dies sind die Differenzen der jeweiligen ersten und zweiten Astronautischen Geschwindigkeiten von Erde und Mars: Ein Körper braucht zum Erreichen einer Umlaufbahn um die Erde eine Geschwindigkeit von mindestens

Paternoster

7900 m/s (erste astronautische Geschwindigkeit) und zum Verlassen des Schwerefelds der Erde 11800 m/s (zweite astronautische Geschwindigkeit); beim Mars gelten 3700 m/s und 5200 m/s.
Im nächsten Abschnitt soll verdeutlicht werden, was getan werden muss, um Obelix und Asterix für weitere Missionen zu nutzen.
Der Mars nähert sich der Erde alle 25,7 Monate, was einem Startfenster entspricht. Grob gesprochen sind dies zwei Jahre. Sollte jedes Startfenster genutzt werden, würde ein Obelix ausreichen, sein Orbit müsste dann aber jedes Mal um exakt 51° „gedreht“ werden. Beim Verwenden des gleichen Prinzips für Asterix könnte aber nur jedes dritte Startfenster genutzt werden, also nur alle 77,1 Monate zum Mars geflogen werden. Hier wäre eine Drehung des Orbits von Asterix um 153° notwendig. Der Energieaufwand kann im Rahmen dieses Artikels nicht berechnet werden, zumal hier komplexe Swingby-Manöver an Erde, Mars und Venus genutzt werden können und sollten. Es ist aber davon auszugehen, dass es sinnvoller ist, Asterix nicht wie Obelix als „echten“ Paternoster vorzusehen sondern ihn besser nach seiner Passage am Mars bei der Erde wieder „einzufangen“, so dass er mit einem relativ geringen Energieaufwand und bereits zum folgenden Startfenster vom Erdorbit aus die nächste „Schleife“ fliegen kann. Damit wäre es möglich, mit einem Obelix und einem Asterix jedes zweite Startfenster für bemannte Marsmissionen zu nutzen, also etwa alle viereinhalb Jahre ein Mal zum Mars zu fliegen. Für die Nutzung jedes Startfensters müsste man zwei Asterixe verwenden und hätte die doppelte Startfrequenz. Ein Obelix würde jedoch genügen.

Weitere Anmerkungen

Die Idee eines Paternosters zum Mars ist nicht neu. Edwin „Buzz“ Aldrin befasst sich seit einigen Jahren mit der Möglichkeit, ein Raumschiff zwischen Erde und Mars pendeln zu lassen, das die Erde alle 25,7 Monate erreicht und dann nach einer Flugzeit von 146 Tagen am Mars vorbei fliegt. Die Vorbeiflüge an der Erde müssen genutzt werden, um durch ein Swingby-Manöver den Orbit um 51° zu drehen. Für den Rückflug zur Erde muss ein weiterer Paternoster installiert werden. Beim Flug Erde-Mars legt das Raumschiff um die Sonne 133° zurück, die Erde aber ungefähr 144°. Sie ist bei der Ankunft am Mars dem Raumschiff (und Mars) 11° voraus. Dies bedeutet, dass die Astronauten für den Rückflug auf dem Mars warten müssen, bis die Erde wieder 11° hinter dem Mars ist, was erst nach 732 Tagen der Fall ist. Das Aldrin-Konzept ist also nicht für Kurzzeitmissionen wie die hier beschriebene geeignet. Der massebezogene Energieaufwand ist darüber hinaus deutlich höher als bei einer Hohmann-Typ-Mission. Die Vorteile des Aldrin-Paternosters würden erst bei einer Besiedelung des Mars mit vielen regelmäßigen Flügen zum Tragen kommen.

Impressum

Mars Society Deutschland e. V. Eine wissenschaftlich-technische Vereinigung, Sitz München.

Eingetragen im Vereinsregister des Amtsgerichtes München VR 17190

Sitz:
Mars Society Deutschland e.V.
c/o H.Griebel
Institut für Raumfahrttechnik
Universität der Bundeswehr München
Werner-Heisenberg-Weg 39
85577 Neubiberg

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

Geschäftsstelle:
Mars Society Deutschland e.V.
c/o Klaus Bayler
Balanstraße 79
81539 München
Tel: (089) 48002752
Fax: (089) 44218055

Alleinvertretungsberechtige Vorstandsmitglieder:
1. Vorsitzender: Hannes Griebel
Email: Hannes.Griebel@marssociety.de
2. Vorsitzender: Christian Ziach
Email: Christian.Ziach@marssociety.de
Vorstandsmitglieder:
Matthias Piekarczyk (Kasse), Jürgen Herholz (Chefredakteur), Klaus Bayler (Mitglieder).

Konzeption / Design:
werbetechnik+werbeagentur
Berliner Straße 16
D-30916 Isernhagen
Tel.: +49 (0) 511 - 646 66 88
info@werbetechnik-werbeagentur.de
http:// www.werbetechnik-werbeagentur.de

Inhaltlich Verantwortlicher gemäß § 6 MDStV: Jürgen Herholz

MARS SOCIETY
DEUTSCHLAND E.V.