

Technische Universität München

Proseminar
„Software Disaster
und wie man sie verhindern kann“

MARS CLIMATE ORBITER LOSS

Johannes Bürgmayr

Kursleitung: Professor Tobias Nipkow
Betreuer: Norbert Schirmer
27. November 2002

MARS CLIMATE ORBITER LOSS

Gliederung

1. Einführung
2. Mars Climate Orbiter
 - 2.1. Aufgaben des Mars Climate Orbiter
 - 2.2. Entwicklung und Bau des Mars Climate Orbiter
 - 2.3. Aufbau des Mars Climate Orbiter
 - 2.4. Ablauf der Mars Climate Orbiter Mission
 - 2.4.1. Start und Flug
 - 2.4.2. Einschwenken in die Mars-Umlaufbahn und Aerobraking Manöver
3. Ursachen des Absturzes
 - 3.1. Detaillierter Ablauf, der zum Absturz führte
 - 3.2. Fehlerbeschreibung
 - 3.2.1. Menschliches Versagen
 - 3.2.2. „Angular Momentum Desaturation“-Tabelle
 - 3.2.3. Management
 - 3.2.4. „TCM-5“ Manöver
 - 3.2.5. Die Unkenntnis des Systems
 - 3.2.6. „Worst-Case“ Pläne
 - 3.2.7. Verifizierung der Software
 - 3.2.8. „Better-Faster-Cheaper“
4. Fazit
5. Quellenverzeichnis

1. Einführung

Im September 1999 verlor die NASA den Funkkontakt zu einem ihrer Satelliten. Wie sich schnell herausstellte ist der Mars Climate Orbiter in der Marsatmosphäre verglüht. Im Folgenden möchte ich auf die Aufgaben, die Entwicklung und die Mission des Mars Climate Orbiter genauer eingehen und die Probleme, die sowohl durch menschliches Versagen, als auch durch Software Fehler verursacht wurden, darlegen.

2. Mars Climate Orbiter

2.1. Aufgaben des Mars Climate Orbiter

Der Mars Climate Orbiter ist Teil des großen Projekts Mars Surveyor, welches 1993 von der NASA gestartet wurde. Durch dieses Projekt wollte man darüber Kenntnis gewinnen, ob es Lebewesen auf dem Mars gab oder gar gibt. Hierfür wurden mehrere Missionen unternommen, um genaueres über die Oberfläche, das Klima und die Beschaffenheit des Mars in Erfahrung zu bringen. Die Aufgaben des Mars Climate Orbiter, der 1998 gestartet wurde, waren folgende:

- Unterstützen des Mars Polar Lander
Die Kommunikation zwischen dem Mars Polar Lander und der Erde sollte der Orbiter als Relay unterstützen.
- Kartographieren der Mars Oberfläche
Der Orbiter hätte aus seiner 400 Kilometer hohen Umlaufbahn den Mars für einen Zeitraum von über 687 Tagen kartographiert.
- Beobachten des Klimas
Insbesondere hätte der Orbiter die starken Sandstürme auf dem Mars beobachten sollen.
- Übertragen der Daten
Der Orbiter hätte alle Daten bezüglich Klima und Oberflächenstruktur an die Bodenkontrolle übertragen sollen.
- Unterstützung nachfolgender Mars Landungs Missionen
Nach der Erfüllung der oben aufgeführten Aufgaben hätte der Orbiter die Aufgabe eines Sender/Empfänger-Relays übernommen, die er bereits für die Mars Polar Lander Mission gehabt hätte.

2.2. Entwicklung und Bau des Mars Climate Orbiter

An der Entwicklung und dem Bau des Mars Climate Orbiter waren maßgeblich zwei Firmen/Gruppen beteiligt. So baute die Firma Lockheed Martin Astronautics den Satelliten, übernahm das Testen des Selben und unterstützte außerdem die NASA beim Start der Trägerrakete. Des weiteren leistete Lockheed support bei der Entwicklung der Software, die sich sowohl im

Kontrollzentrum, als auch an Bord des Satelliten befand und im Zusammenhang mit der Steuerung des Satelliten stand.

Dem Jet Propulsion Laboratory wurde nicht nur die Verantwortung für dieses Projekt übertragen, es war auch für die Satelliten-, Instrumenten- und Software-Entwicklung und für die sichere Abwicklung der Mission zuständig.

2.3 Aufbau des Mars Climate Orbiter

Steuerung und Antrieb:

- Drei Drallräder für Lagekorrekturen
- Steerdüsen für Kurskorrekturen
- Haupttriebwerk zur Beschleunigung und für das Aerobraking Manöver

Stromversorgung:

- Solarplatten mit einem Leistungsbereich von 500 bis 1000 Watt
- Wiederaufladbare Batterien

Telekommunikation:

- Mehrere Hochleistungs-Sende/Empfangsanlagen

Messinstrumente

- Infrarot Druckmesser für Klimabestimmungen
- Farbbildkamera

Abmessungen und Gewicht

- Abmessungen des Satellitenkörpers circa 1,6 x 2 x 2 Meter
- Spannweite der Solarplatten circa 2 x 5,5 Meter
- Gewicht circa 630 kg

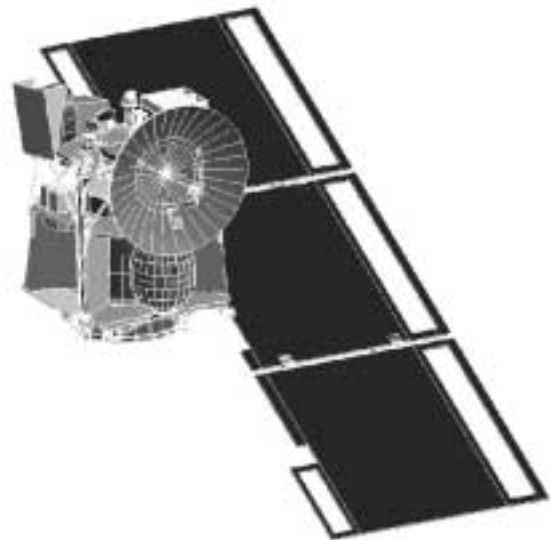


Abbildung 1

2.3. Ablauf der Mars Climate Orbiter Mission

2.3.1 Start und Flug

Der Mars Climate Orbiter wurde am 11. Dezember 1998 durch eine Delta II Trägerrakete auf den Weg zum Mars gebracht. Der Start konnte problemlos vom Launch Complex 17 der Cape Canaveral Air Station in Florida durchgeführt werden

Die vorgesehene Flugdauer des Satelliten sollte neun Monate und zwei Wochen betragen. Der Flug verlief in den ersten fünf Monaten wie geplant. Ab diesem Zeitpunkt erkannte man zwar eine Unstimmigkeit, welche aber unterschätzt wurde. Hätte man zu diesem Zeitpunkt gehandelt, hätte die Mission vermutlich kein solches fatales Ende genommen.

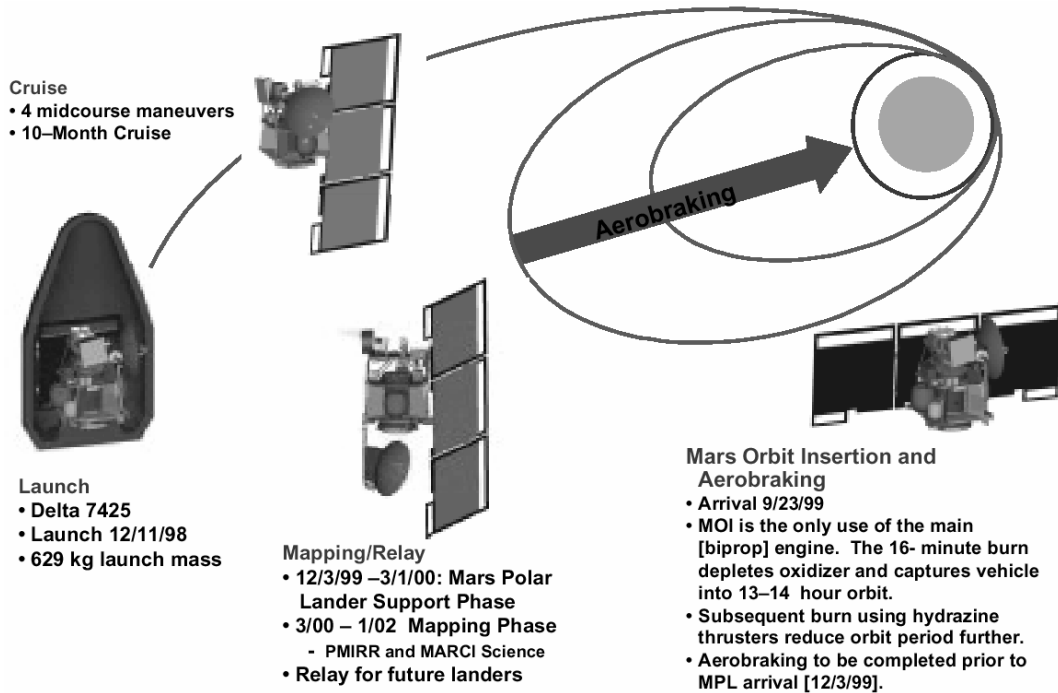


Abbildung 2: Der vorgesehene Ablauf der Mission

2.3.2 Einschwenken in die Mars-Umlaufbahn und Aerobraking Manöver

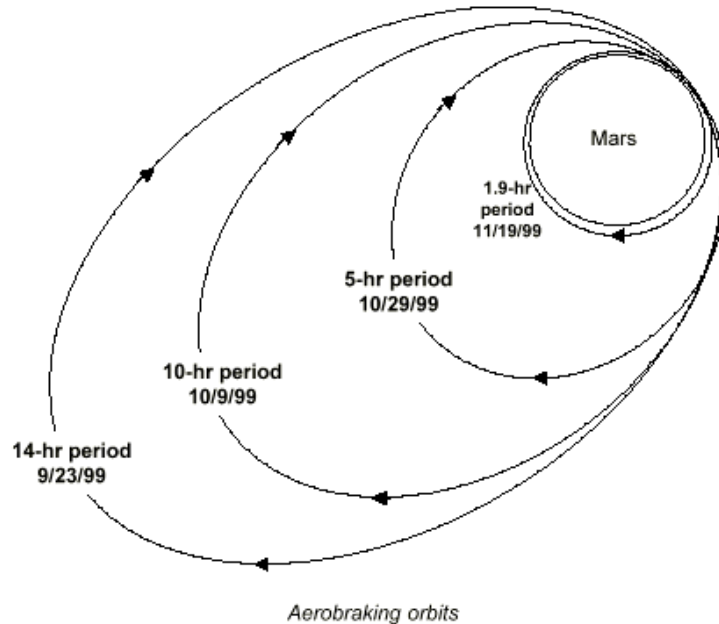


Abbildung 3: Verlauf des Aerobraking Manövers

Der Orbiter sollte Anfang September durch ein geschicktes Manöver, das sogenannte Aerobraking-Manöver, abgebremst und in eine 400 km hohe Umlaufbahn des Mars gebracht werden. Dabei wird der Satellit durch das Einschwenk-Manöver (TCM-4) in eine stark elliptische Umlaufbahn um den Mars versetzt. Der Satellit wird bei diesem Verfahren gebremst, indem er in die

Atmosphäre des Mars taucht und dort durch den hohen Widerstand gebremst wird. Nach circa 200 Marsumrundungen in 57 Tagen hätte der Satellit die gewünschte kreisförmige Umlaufbahn einnehmen müssen. In seiner vorgesehenen Umlaufbahn würde der Satellit den Mars alle 2 Stunden einmal umrunden. Jedoch war der Satellit bei der ersten elliptischen Umrundung zu weit in die Marsatmosphäre eingedrungen, so dass er verglühte. Dadurch konnte er natürlich weder als Kommunikationsrelay für die Mars Polar Lander Mission noch für die Kartographie des Mars eingesetzt werden. Die Mars Polar Lander Mission konnte aber auch ohne den Orbiter fortgesetzt werden.

3. Ursachen des Absturzes

3.1. Detaillierter Ablauf, der zum Absturz führte

Als auslösenden Faktor können die Solarplatten, die asymmetrisch am Satelliten angeordnet waren, gesehen werden. Aufgrund dieser Asymmetrie wurde der Satellit wegen dem Strahlungsdruck der Sonne, der durch das Auftreffen des Lichts (Photonen) auf die Solarplatten entsteht, um die eigene Achse gedreht. Um dieser Drehung entgegenzuwirken wurden Drallräder eingesetzt. Drallräder sehen Kreiseln sehr ähnlich und bewirken durch ihr Beschleunigen oder Abbremsen, dass sich der Satellit in die entgegengesetzte Richtung dreht. Aber im Falle dieser Mission trat das Problem auf, dass ein Drallrad immer weiter beschleunigt werden musste, da die Kraft, die die Drehbewegung des Satelliten auslöste nur von einer Seite wirkte. Um also das Rad wieder zu bremsen, wurde das „Angular Momentum Desaturation“-Verfahren eingesetzt, welches mit Steuerdüsen der Drehkraft, die durch das Abbremsen entsteht, entgegenwirken sollte. Durch den Einsatz der Steuerdüsen wird jedoch der Kurs minimal verändert. Dieser Vorgang wäre ursprünglich für den Flug nur wenige Male vorgesehen gewesen und hätte nur eine minimale Kursabweichung bewirkt, letztendlich musste dieses Verfahren jedoch um den Faktor 10 bis 14 mal mehr angewandt werden. Dieses Problem hätte bereits dadurch gelöst werden können, wenn der Orbiter periodisch um 180 Grad gedreht worden wäre. Diese Idee wurde aber aus unerklärlichen Gründen abgelehnt. Um nun den neuen Kurs zu berechnen existierte ein Computermodell auf der Erde. Für die Berechnungen der Flugbahn wurde eine AMD-Tabelle benötigt, die von einem Programm namens „SM_Forces“ berechnet wurde. Dieses Programm wurde sowohl auf dem Satelliten als auch auf der Erde benutzt. Jedoch hat das Programm auf der Erde die Daten nicht im metrischen Maß ausgegeben, sondern im englischen Maß. Die Firma Lockheed Martin Astronautics, die für die Implementierung des „SM_Forces“ Programms verantwortlich war, hielt sich in diesem Fall nicht an die eindeutige Spezifikation. Dadurch wurden die Kursänderungen im Computermodell konsequent um den Faktor 4,45 unterschätzt, der durch die

Umrechnung Newton*Sekunden zu Pfund (als Kraft)*Sekunden zustande kam. Allerdings konnte man in den ersten vier Monaten des Fluges das Computermodell auf der Erde nicht nutzen, da verschiedene Software Probleme, wie zum Beispiel eine Inkompatibilität der AMD-Tabelle zum Computermodell vorlagen. Für diesen Zeitraum ließ sich das Jet Propulsion Laboratory von Lockheed per E-Mail informieren, wenn eine AMD stattfand. Wenn dies der Fall war, wurde die Kursänderung durch Beobachtungen abgeschätzt und berechnet. Als im April 1999 endlich alle Softwareprobleme behoben worden waren, konnte die JPL mit den AMD-Tabellen arbeiten. Sofort wurde erkennbar, dass der Effekt der Steurdüsen durch das Computermodell unterschätzt worden war, jedoch konnte dies nicht durch Beobachtungen bestätigt werden, da die Kursänderungen senkrecht zur Beobachtungslinie stattfanden. Zusätzlich wurde die Flugbahn durch die Steurdüsen immer mehr in das Anziehungsfeld des Marsfeldes abgelenkt.

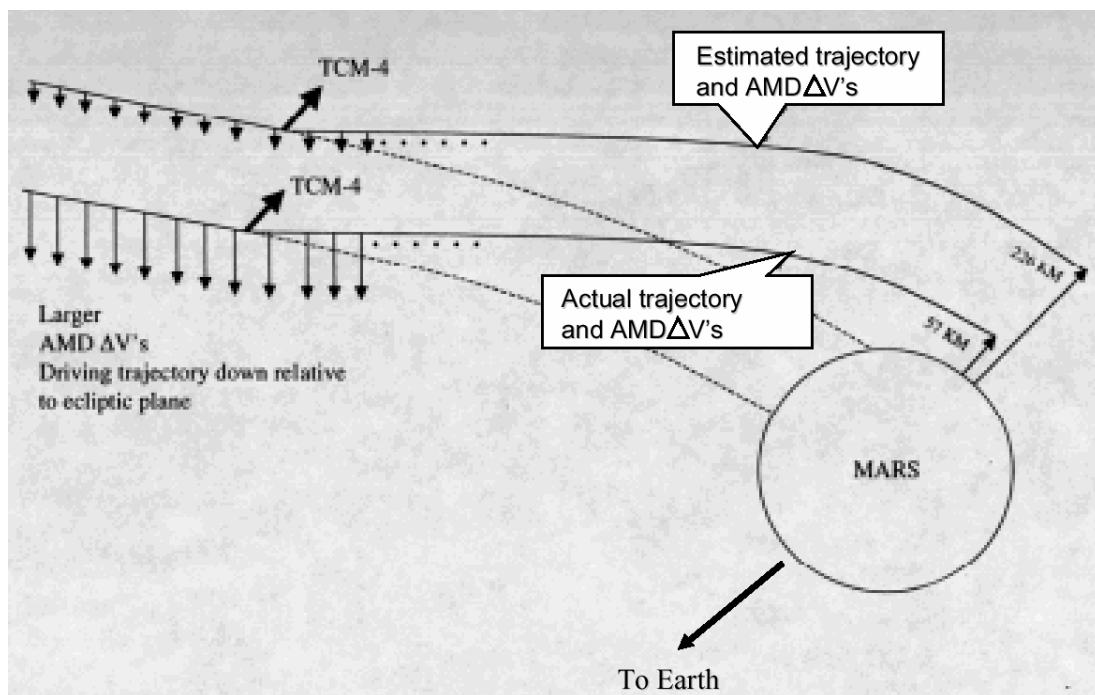


Abbildung 4

Die Zuständigen für die Steuerung des Satelliten waren mit dieser Situation vollkommen überfordert, da sie einerseits personell unterbesetzt waren und andererseits mit der Navigation des Satelliten nicht vertraut waren, da sie den Flug zum Mars im Voraus als ein „Kinderspiel“ abgetan hatten. Die Missionsleitung nahm diesen Umstand nicht ernst genug. Somit wurde auch das TCM-5 Manöver, welches den Satelliten auf die richtige Flugbahn gehoben hätte, wegen der Befürchtung im Zeitplan zurückzufallen, abgelehnt. Stattdessen ließ man das Computermodell mit der fehlerhaften AMD-Tabelle den Kurs berechnen und benutzte diese Flugbahn als Grundlage für das Einschwenken (TCM-4-Manöver) in die Marsumlaufbahn. Deshalb tauchte der Mars Climate Orbiter beim ersten elliptischen Umlauf am 23. September 1999 nicht in der

vorgesehenen Höhe von circa 230 km sondern 170 km tiefer, also auf einer Höhe von nur 60 km in die Marsatmosphäre ein. Dies hatte zur Folge, dass der Satellit verglühte und die Mission zu einem Fehlschlag wurde.

3.2. Fehlerbeschreibung

3.2.1. Menschliches Versagen

Dieser natürliche Faktor trifft eigentlich auf alle folgenden Punkte zu, jedoch muss man betonen, dass wohl der größte Fehler begangen wurde, als die Navigationsabteilung das Management über den Fehler lediglich durch einige E-Mails benachrichtigte, welche dieses als bedeutungslos einstuft. Die Navigationsabteilung hätte sich an das „Incident-Surprise-Anomaly“ Protokoll halten müssen, welches sofort einen Handlungsweg festgelegt hätte und somit die Bedeutungslosigkeit ausgeschlossen gewesen wäre.

3.2.2. „Angular Momentum Desaturation“-Tabelle

Das von der Firma Lockheed Martin Astronautics angefertigte Programm „SM_Forces“ erstellte die AMD-Tabelle mit Werten im englischen Maß, während das Computermodell am Jet Propulsion Laboratory Werte im metrischen Maß erwartete. Dadurch wurde die Kursabweichung unterschätzt, da bei der Umrechnung von Pfund (als Kraft) zu Newton der Faktor 4,45 benutzt wird. So würde eine Eingabe in das Computermodell von 1 Pfund*Sekunde nur eine Abweichung von 1 Newton*Sekunde berechnen, statt 4,45 Newton*Sekunden. Hier muss man der Firma Lockheed Martin Astronautics vorwerfen, sich nicht genügend mit den Spezifikationen der NASA auseinandergesetzt zu haben, weil in dieser Spezifikation eindeutig nur das metrische Maß vorausgesetzt wird. Des Weiteren hatte die NASA bereits seit langer Zeit auf das metrische Maß umgestellt und früher schon mit Lockheed zusammengearbeitet. Dieser Fehler ist definitiv der Hauptgrund für das Scheitern der Mission.

3.2.3. Management Fehler

Das Management hat sich bereits bei der Entwicklung gegen die periodische 180 Grad Rotation des Mars Climate Orbiter ausgesprochen, ohne sich mit dem Flugverhalten des Satelliten auseinanderzusetzen. Es hat sich außerdem gegen ein Reagieren auf die neue Situation entschieden, als erste Probleme mit der Kursabweichung auftraten, welche durch die Navigationsabteilung erkannt und gemeldet worden waren.

3.2.4. „TCM-5“ Manöver

Das Trajectory Corection Manöver 5 welches den Satelliten durch ein zusätzliches Zünden der Triebwerke auf die richtige Flugbahn zurückgebracht hätte, wurde abgelehnt, aus Angst man könne den Zeitplan nicht mehr erfüllen. Außerdem wurde dieses Manöver erst sehr spät angesprochen, als kaum noch Zeit verblieb, um zu reagieren. Auch waren die Navigatoren schlichtweg überfordert, da rund um die Uhr einer anwesend hätte sein müssen, wobei für diese Stelle nur drei Personen ausgebildet waren, wovon nur einer fest bei der NASA angestellt war.

3.2.5. Unkenntnis des Systems

Die Personen des Jet Propulsion Laboratory kannten ihr System nur rudimentär. So waren sie nicht darüber informiert, dass der Orbiter selbstständig eine Kursberechnung nach jedem AMD-Manöver berechnete und auch übermittelte. Dieser Kurs wäre richtig gewesen, da die Implementierung des „SM_Forces“ Programm im Satelliten, wie in der Spezifikation gefordert, im metrischen Maß die AMD-Tabelle erstellte. Wäre der berechnete Kurs des Satelliten mit dem des Computermodells verglichen worden, hätte man einen eindeutigen Beweis für das Management gehabt, um zu zeigen, dass die Kursabweichung des Satelliten nicht zu vernachlässigen ist.

3.2.6. „Worst-Case“ Pläne

Da der Flug zum Mars in den Augen der beteiligten Personen als „Kinderspiel“ abgetan wurde, machte man sich keine Gedanken über eventuell auftretende Komplikationen. Da im Vorfeld keine Worst Case Pläne entwickelt wurden konnte man im eintretenden Ernstfall natürlich auch nicht entsprechend reagieren.

3.2.7. Verifizierung der Software

Es gibt verschiedene Möglichkeiten solche Fehler in Software auszuschließen. Zum Beispiel hätte durch das Dimensionstypen-Verfahren, bei welchem unter anderem im Programmrahmen einmalig alle Maßeinheiten festgelegt werden, das Desaster verhindert werden können. Dieser Programmrahmen wäre auch an Lockheed Martin Astronautics übergeben worden. Durch diese Festlegung wäre Lockheed gar nicht auf die Idee gekommen, das englische Maß zu verwenden.

3.2.8. „Better–Faster–Cheaper“

Sicher spielte bei diesem Desaster auch die damalige Mentalität der NASA eine tragende Rolle, welche zu dieser Zeit alles unter dem Slogan „Better-Faster-

Cheaper“ entwickelte und durchführte. Ein Beispiel hierfür wäre erneut die Unterbesetzung der Navigatoren.

4. Fazit

Die NASA hat sehr schnell auf den Absturz des Mars Climate Orbiter reagiert und daraufhin sofort eine Untersuchung veranlasst, welche auch eventuelle Fehler in der Mars Polar Lander Mission aufdecken sollte. Die NASA erlitt durch diese teilweise peinlichen Fehler einen großen Image Verlust, der meiner Meinung nach stärker ins Gewicht fällt, als der Verlust von circa 165 Millionen US Dollar.

5. Quellenverzeichnis:

- Die offizielle Seite der NASA zum „Mars Climate Orbiter“
Das Webangebot wurde seit dem 10. November 1999 nicht mehr aktualisiert.
<http://mars.jpl.nasa.gov/msp98/orbiter/>
- “MARS CLIMATE ORBITER FAILURE BOARD RELEASES REPORT, NUMEROUS NASA ACTIONS UNDERWAY IN RESPONSE”
Herausgeber: Douglas Isbell/Don Savage
Erscheinungsdatum: 10. November 1999
<http://mars.jpl.nasa.gov/msp98/news/mco991110.html>
ftp://ftp.hq.nasa.gov/pub/pao/reports/1999/MCO_report.pdf
- “MARS SURVEYOR ‘98 PROJECT MISSION PLAN and DATABOOK”
Vefasser: Phil Knocke
Herausgeber: Jet Propulsion Laboratory
Erscheinungsdatum: 8. August 1997
Verfügbar vom Mirror
http://www.bchip.com/mars/msp98/mission_overview.html
<http://www.bchip.com/mars/msp98/2001.pdf>