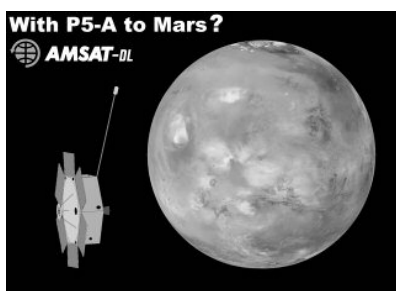


Mit P5-A zum Mars!



Nach dem Start von AMSAT-OSCAR 40 stellt sich für die Satellitenbauer der AMSAT die Frage, welche Projekte in Zukunft angegangen werden sollten. Da in AO-40 nicht alle Systeme wie gehofft funktionieren, werden sich sicher Interessenten dafür finden, dass ein kleinerer P3-Satellit als Ergänzung zu AO-40 für die VHF/UHF-Bänder gebaut wird. Gleichzeitig sind aber auch Überlegungen über die Durchführbarkeit einer planetaren Mission durch die AMSAT in ein sehr konkretes Stadium getreten. Mit diesem Aufsatz möchte ich eine Diskussion bei unseren Mitgliedern über die zukünftigen Ziele der AMSAT anstoßen.

Hintergrund

Während der Bauphase von P3-D wurde klar, dass die P3-D-Struktur in der Lage ist, mit den eingebauten Raketenantriebswerken recht hohe Antriebsleistungen (delta-v) zu erbringen und dass diese reichen, um interplanetare Missionen durchzuführen. Die AMSAT-DL hat daher im Jahre 1996 in Marburg ein sogenanntes "Kick-Off" Meeting für einen Satelliten (P5-A) durchgeführt, der in eine elliptische Umlaufbahn am Mars gebracht werden könnte. In erster Linie ging es darum, das Interesse an solch einer Mission zu testen. Der Projektvorschlag hatte eine überraschend große Resonanz gefunden, und es wurden schon sehr konkrete Vorschläge für ein solches Projekt ausgearbeitet. Wegen der Verzögerungen mit P3-D mussten dann aber die Arbeiten ruhen, und erst nach dem Start von AO-40 konnte wieder an die früheren Arbeiten angeknüpft werden. Nach den Reaktionen, die ich in diesem Jahr erhalten habe, ist das Interesse an solch einer Mission, besonders bei jüngeren Leuten, inzwischen eher noch größer geworden.

Schon bei den Planungen 1996 wurde klar, dass ein sehr großer Bedarf an einer Relaisfunkstelle am Mars besteht: Es sind eine Vielzahl von Missionen zum Mars geplant, die alle das Problem haben, ihre Daten zur Erde zurück übermitteln zu bekommen. Tatsächlich sind die Funkverbindungen zur Erde recht schwierig, und der Amateurfunk könnte hier eine Schlüsselrolle spielen, in dem er mit einem Satelliten im Orbit um den Mars einen Service anbietet, ähnlich wie in den Anfängen des Amateurfunks.

Eine solche Mission erfordert Geldmittel, die sicher weder von der AMSAT noch vom Amateurfunk aufgebracht werden können. Da aber eine solches Projekt aus vielen Gründen auch das Interesse anderer Institutionen findet, scheint die Finanzierbarkeit einer solchen Mission, wenn sie im Rahmen der üblichen AMSAT-Projekte bleibt, ein kleineres Problem zu sein.

Die Herausforderungen

Eine Mission zum Mars stellt vom Satellitenbau her nur unwesentlich höhere Anforderungen als der Bau von P3-D; tatsächlich wird das Raumfahrzeug weniger komplex als P3-D. Die Herausforderungen liegen eher in der Beherrschung der Nachrichtenstrecken und der Flugbahn. Die Distanz von der Erde zum Mars beträgt je nach Bahnkonstellation zwischen 70 Mio. km und 325 Mio. km, und der Mars ist somit ca. 2.000 bis 10.000 mal so weit entfernt wie unsere P3-Satelliten. Infolgedessen sind die Funkstecken bis zu 80 dB (!!!) schwieriger. Man könnte daher meinen, dass Funkamateure kaum ernsthaft eine solchen Mission durchführen können. Ich möchte aber zeigen, dass dies nicht so sein muss.

Bei den riesigen Entfernungen zum Mars muss das Raumfahrzeug sehr genau navigiert werden um überhaupt am Mars anzukommen. Für die P3-Projekte ist von uns eine Entfernungsmesstechnik entwickelt worden, die bei entsprechender Weiterentwicklung dabei die Schlüsselrolle spielen könnte.

Wie schon erwähnt, muss der Satellit selbst nicht sehr kompliziert sein. Aber nachdem sich herumgesprochen hat, dass die AMSAT über eine solche Mission nachdenkt, sind bei uns eine Menge von Vorschlägen eingegangen, was man mit einem solchen Satelliten am Mars alles für interessante Sachen machen könnte. Es lohnt sich sicher, solche Experimente mit in die Planungen einzubeziehen.

Im ersten Teil dieses Aufsatzes möchte ich die Flugbahn zum Mars etwas näher beleuchten und die Erfordernissen für betriebssichere Nachrichtenstrecken vom und zum Satelliten diskutieren. In einem zweiten Teil werde ich dann einen Raumfahrzeugvorschlag diskutieren, der von P3-D abgeleitet ist und verschiedene Experimentvorschläge vorstellen.

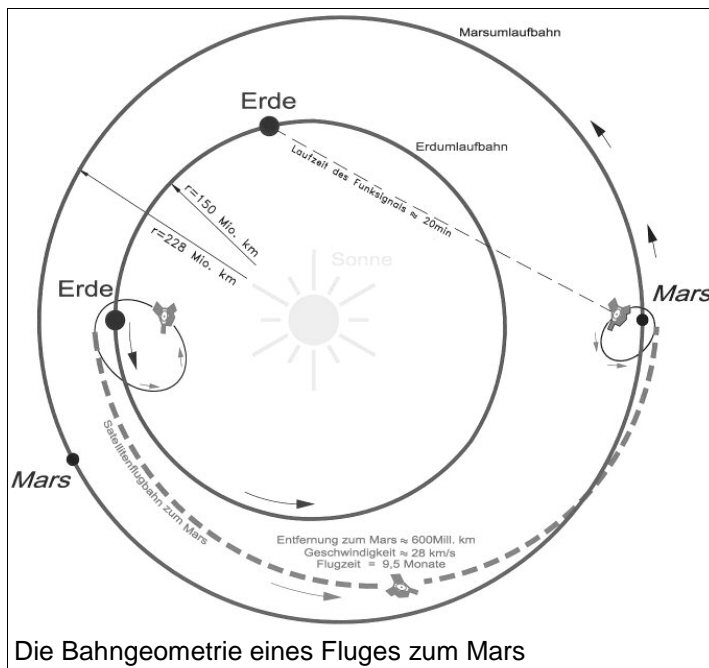
Die Flugbahn zum Mars

Bei den bisherigen Überlegungen zu P5-A sind wir davon ausgegangen, dass als kostengünstige Startmöglichkeit nur die Ariane 5 infrage kommt; als sekundäre Nutzlast bedeutet dies: Als Orbit können wir nur eine geostationäre Trans-

ferbahn (GTO) erhalten, und wir haben keinen Einfluss auf den genauen Startzeitpunkt. Als Missionsziel haben wir angenommen, dass wir am Mars einen elliptischen Orbit ohne sonstige detaillierte Anforderungen erreichen möchten, da dies mit dem geringsten Energieaufwand möglich ist.

Die Erde fliegt in einer nahezu kreisförmigen Bahn in etwa 150 Mio. km Abstand um die Sonne; die Marsbahn ist etwas mehr elliptisch und im Mittel ca. 220 Mio. km von der Sonne entfernt - die beiden Bahnen sind nur wenig gegeneinander geneigt.

Bekanntermaßen ändert man z. B. an der Erde Satellitenbahnen, indem man eine elliptische Zwischenbahn erzeugt, deren erdnächster und erdfernster Punkt jeweils die Ausgangsbahn und die Zielbahn berühren. Hohmann hat schon in den dreißiger Jahren gezeigt, dass dieses Verfahren optimal ist (mit der geringsten Antriebsenergie auskommt), wenn die Änderungen nicht zu extrem sind.



Die Bahngeometrie eines Fluges zum Mars

Beim Flug zum Mars geht man genauso vor, nur dass hier der Zentralkörper die Sonne ist. Man verlässt die Umlaufbahn der Erde um die Sonne, indem man die Bahngeschwindigkeit etwas erhöht. Die resultierende Ellipse berührt dann in ihrem sonnenfernsten Punkt nach ca. 9 Monaten Flugzeit die Bahn des Mars. An dieser Stelle beschleunigt man noch einmal den Satelliten und fliegt dann so auf dem Mars-Orbit um die Sonne weiter.

Bei diesem Vorgehen treten zwei Komplikationen auf:

1. Wenn man in der Marsbahn ankommt, muss der Mars auch dort sein.
2. Beim Abflug an der Erde befindet man sich in einer Erdumlaufbahn, und bei der Ankunft am Mars will man dort auch in eine Umlaufbahn.

Der erste Punkt hat zur Folge, dass man nicht zu beliebigen Zeiten von der Erde abfliegen kann, sondern dass man warten muss, bis die Flugzeit zur Marsbahn und die Marsposition zusammenpassen. Diese Geometrie ist ca. alle zwei Jahre "richtig" und führt dazu, dass man alle zwei Jahre ein "Startfenster" hat, aus dem ein Abflug von der Erde möglich ist. Weil die Marsbahn etwas elliptisch und gegenüber der Erdbahn etwas geneigt ist, sind diese Fenster nicht alle gleichwertig. Es gibt daher Fenster die mehr oder weniger Antriebsenergie benötigen. Leider sind die Fenster in den Jahren 2005 und 2007 besonders schlecht, und eine Mission in diesen Jahren kann daher nur deutlich weniger Nutzlast zum Mars mitnehmen.

Wenn man die Geschwindigkeitsänderungen des Satelliten berechnet, die sowohl beim Verlassen der Erdbahn als auch zum Erreichen der Marsbahn erforderlich sind, kommt man für beide Manöver auf Werte um 2,5-3,0 km/s. Bei naiver Betrachtung könnte man also meinen, dass ca. 5-6 km/s Antriebsimpuls zur Durchführung einer solchen Mission erforderlich sind. Tatsächlich kann man aber mit einem Satelliten vom P3-D-Typ nur maximal etwas 2,5 km/s erzeugen, und ein solcher Flug scheint damit zunächst undurchführbar.

Tatsächlich befinden wir uns aber schon in einer Umlaufbahn um die Erde. Bei genauerer Betrachtung zeigt sich, dass uns hier der Energiesatz der Physik zu Hilfe kommt: Wenn man den Satelliten im Perigäum beschleunigt, braucht man nur ca. 1 km/s, um beim Verlassen des Erdborbits ca. 3 km/s "mitzunehmen". Dies ist eine Folge der hohen Perigäumsgeschwindigkeit und der Tatsache, dass die Energie eine quadratische Funktion der Geschwindigkeit ist.

Den gleichen Trick kann man auch bei der Ankunft am Mars verwenden: Man fliegt in eine Bahn, die dicht am Mars vorbeiführt, und an dieser Stelle bremst man die Geschwindigkeit soweit ab, dass man in eine elliptische Bahn um den Mars eintritt. Tatsächlich kommt man durch diese Manöver im Geschwindigkeitsbedarf soweit herunter, dass man mit der Antriebsleistung der P3-D Satelliten auskommt.

Leider ist damit aber das Problem der Flugbahn noch nicht ganz gelöst. Wenn man die Erdbahn verlassen will, muss die Ellipse um die Erde die richtige Lage haben, damit die Abfluggeschwindigkeit in die richtige Richtung zeigt. Die Lage der GTO Ellipse ergibt sich aber aus dem genauen Startzeitpunkt und kann daher von uns nicht bestimmt werden; außerdem dreht sich die Ellipse mit der Zeit durch die Bahnstörungen.

Dieses Problem ist in den letzten Jahren ausführlich untersucht worden, weil auch andere Missionen gerne einen GTO als billigen Start verwenden möchten. Von Penzo ist eine Lösung dieses Problems gefunden worden. Sie beruht dar-

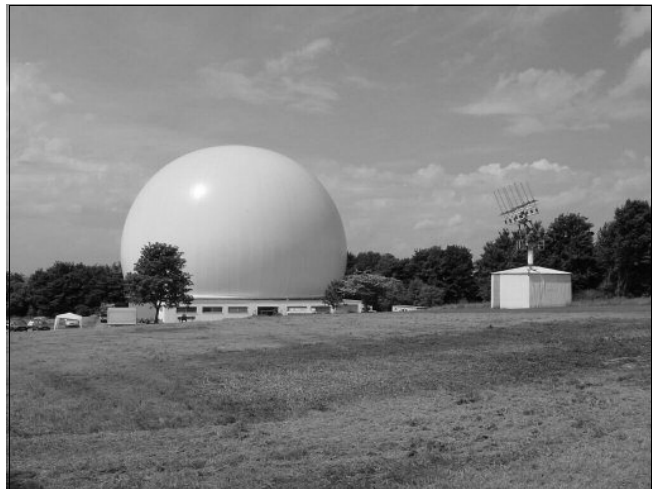
auf, einen oder mehrere Vorbeiflüge am Mond zu Richtungsänderungen zu verwenden, um die erforderliche "Epoch-Synchronisation" durchzuführen. In der Praxis bedeutet dies, dass man evtl. einige Monate in der Erdbahn auf das Startfenster warten kann; für dieses Manöver ist nur wenig zusätzliche Antriebsenergie erforderlich.

Zusammenfassend lässt sich sagen, dass es möglich ist, mit ca. 2.5 km/s delta-v zum Mars zu fliegen und in eine elliptische Bahn einzutreten. Bis zu diesem Punkt dauert die Mission dann ungefähr ein Jahr.

Die Nachrichtenstrecken

Da von der Antriebstechnik her ein Flug zum Mars grundsätzlich mit einem Satelliten des P3-D-Typs möglich ist, stellt sich die Frage, welche Probleme in der Praxis dabei zu lösen sind. Besonders die riesigen Entfernungen und die damit verbundenen Probleme bei den Funkstrecken stellen sich als ein zentrales Problem bei der Durchführung eines solchen Fluges heraus.

Auf der Erde ist die Ausbreitungsdämpfung bei direkter Sicht für die meisten Funkverbindungen von untergeordneter Bedeutung. Bei den großen Entfernungen zum Mars ist aber eine sorgfältige Analyse erforderlich, um funktionsfähige Funkstrecken zu konstruieren. Daher zunächst ein kleiner Abstecher in die Grundlagen des Funkstreckendesigns.



Das Radom der 20-m-Antenne am IUZ, Bochum

Für die Analyse der Funkstrecken sind zwei Formeln wichtig: Die Streckendämpfung zwischen zwei isotropen Antennen über die Entfernung E beträgt:

$$d(\text{dB}) = 22 + 20 \log(E/\lambda)$$

Diese Formel ist nur eine andere Formulierung der Tatsache, dass

- * die Sendeleistung auf eine Kugeloberfläche von $4\pi E^2$ verteilt wird und
- * die empfangende isotrope Antenne eine effektive Fläche von $\lambda^2/4\pi$ hat und
- * nur den entsprechenden Bruchteil der Sendeleistung aufnimmt.

Der Gewinn von Parabolantennen vom Durchmesser D beträgt ca.

$$g(\text{dB}) = 7 + 20 \log(D/\lambda)$$

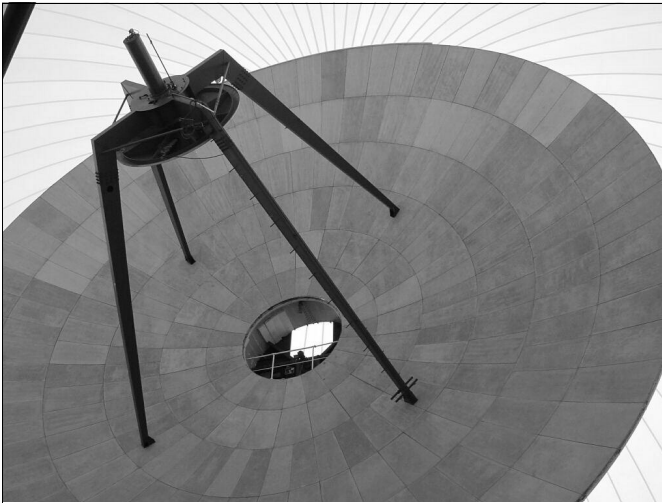
Die tatsächliche Dämpfung zwischen den Antennensteckern ist somit $d - g_{Tx} - g_{Rx}$ (Die sonstigen Verluste kann man zunächst bei dieser Betrachtung vernachlässigen oder mit ca. 3-5 dB pauschalieren.)

Aus diesen einfachen Formeln ergeben sich einige wichtige Konsequenzen für drei typische Fälle aus der Praxis:

1. Wenn man auf beiden Seiten der Funkstrecke isotrope Antennen oder solche mit konstantem Gewinn verwendet, besagt die Formel für d , dass mit abnehmendem λ die Streckendämpfung zunimmt; pro Frequenzverdopplung 6 dB. In diesem Fall sollte man also die Frequenz so tief wie möglich wählen.
2. Wenn auf einer Seite der Strecke (am Empfänger oder Sender) eine Antenne mit konstantem Gewinn verwendet wird, die andere Antenne aber eine Parabolantenne mit festem Durchmesser ist, steigt deren Antennengewinn mit Frequenzverdopplung auch um 6 dB und hebt somit den Einfluss der Frequenz in der Formel für d gerade auf. In diesem Fall ist die Streckendämpfung unabhängig von der Frequenz.
3. Wenn auf beiden Seiten der Funkstrecke Parabolantennen fester Größe verwendet werden, tritt die Gewinnsteigerung bei Frequenzerhöhung bei beiden Antennen auf; dies bedeutet, dass netto pro Frequenzverdopplung die Dämpfung um 6 dB abnimmt.

Für die Mission zum Mars sind besonders die Fälle 2. und 3. wichtig: Später wird gezeigt werden, dass man am Raumfahrzeug recht hohe Antennengewinne benötigt, und man wird daher dort eine möglichst große Parabolantenne vorsehen. Die P3-D Struktur erlaubt, die Oberseite des Satelliten als Parabolantenne auszubilden. Diese Antenne kann dann 2 m Durchmesser erhalten. Am Boden wird man ebenfalls Parabolantennen einsetzen, so dass der Fall 3. der Normalfall für die Mission sein wird - man wird also möglichst hohe Frequenzen für die Funkstrecken einplanen.

Für das Design der Mission ist allerdings folgender Fall kritischer: Wenn aus irgend einem Grund die Lageregelung



Der Cassegrain-Reflektor der Parabolantenne. Sie ist bis 24 GHz einsetzbar.

des Raumfahrzeug die Antenne nicht mehr zur Erde zeigen lässt, wird man auf Omni-Antennen oder Antennen mit geringem festen Gewinn zurückgreifen müssen. Wichtig ist, dass in einem solchen Fall noch der Kommando-Betrieb möglich bleibt, um nicht den Kontakt zum Raumfahrzeug zu verlieren. In diesem Fall ist die Streckendämpfung von der Frequenz unabhängig (Fall 2. oben).

Bei den obigen grundsätzlichen Erwägungen für die Wahl der Frequenzen ist vorausgesetzt worden, dass neben der Minimierung der Streckendämpfung sonst keine wesentlichen Faktoren bestehen, die die Frequenzwahl beeinflussen. Tatsächlich gibt es jedoch vier weitere Faktoren.

1. Die effektive Rauschtemperatur des Empfängers. Die Technologie der Bauelemente für Empfänger-Eingänge ist heute so gut, dass die effektive Rauschtemperatur des

Himmels im wesentlichen die erreichbare Empfänger-Empfindlichkeit bestimmt. Im Frequenzbereich von ca. 1 GHz bis ca. 12 GHz hat die Himmelstemperatur ein flaches Minimum, und dies ist daher unter Rauschgesichtspunkten der bevorzugte Frequenzbereich.

2. Der Aufwand und der Wirkungsgrad der Sender. Mit Halbleitersendern nimmt der Wirkungsgrad zu höheren Frequenzen hin ab. Bei höheren Sendeleistungen spricht allerdings einiges dafür, im Raumfahrzeug Wanderwellenröhren einzusetzen, die bis über 12 GHz gute Wirkungsgrade haben. Auch dieser Sachverhalt spricht dafür, möglichst keine Frequenzen oberhalb von 12 GHz einzusetzen.

3. Mit steigender Frequenz wird die Bündelung der Antennen größer. Eine 2 m große Antenne am Satelliten hat auf 12 GHz ca. 1° Öffnungswinkel, und dies ist etwa die Grenze, die von unseren Lageregelungen noch gut beherrschbar ist.

4. Die Frequenzstabilität. Besonders bei geringen Datenraten wird die Beherrschung der Frequenzstabilität oberhalb von 12 GHz problematisch.

Zusammenfassend kann man sagen: wenn man die Betrachtung auf den Frequenzbereich von 1 - 12 GHz beschränkt, ist die effektive Streckendämpfung in der Tat die wesentliche Designgröße, und die anderen Faktoren haben dann eine vergleichsweise geringere Bedeutung.

Nach diesem Ausflug in die Grundlagen des Funkstreckendesigns können wir nun unser konkretes Problem angehen, nämlich zu untersuchen, wie die Funkstrecken zu einem Raumfahrzeug am Mars funktionieren werden.

Tabelle 1	10500 MHz	2450 MHz	435 MHz
d (375 Mio. km)	284,4 dB	271,7 dB	256,7 dB
g (2 m)	43.9 dB	31.3 dB	16.2 dB
g (20 m)	63.9 dB	51.3 dB	36.2 dB
s (2 m am Sat, 20 m am Boden)	176.6 dB	189.1 dB	204.3 dB
s (2 m am Sat, 2 m am Boden)	196.6 dB	209.1 dB	224.3 dB
s (5 dBi am Sat, 20 m am Boden)	215.5 dB	215.5 dB	215.5 dB

Zunächst benötigt man d für die in Frage kommenden Frequenzen. Wegen der obigen Überlegungen bieten sich an: 10,5 GHz, 2450 MHz und der Vollständigkeit halber 435 MHz; als Entfernung wird der "worst case" mit 375

Mio. km angenommen. Außerdem wird der Antennengewinn für Antennen mit 2 m Durchmesser und 20 m aufgelistet und die Gesamtdämpfung s für einige Fälle aus der Praxis. (Tabelle 1.)

Diese Dämpfungswerte sind noch nicht besonders aussagefähig; uns interessiert die übertragbare Datenrate. Dazu sind weitere Annahmen erforderlich, und man muss zwischen Uplink (zum Satelliten) und Downlink (vom Satelliten) unterscheiden.

Zunächst gelten für die Downlink die folgenden Festlegungen:

1. Die Sendeleistung sei 100 W.
2. Es werde codierte PSK verwendet, die mit 5 dB Eb/No auskommt.
3. Die Rauschtemperatur des Rx betrage 100 K.

Diese Werte sind zwar recht konservativ, aber da bei dieser Betrachtung die sonstigen kleineren Verluste vernachlässigt werden, eine gute Planungsbasis. Mit diesen Zahlen ergibt sich, dass eine maximale Dämpfung von 223,6 dB für 1 Bit/s zulässig ist.

Aus der Tabelle 1. folgt dann sofort, dass im Fall der 5 dBi Antenne am Satelliten und der 20m Antenne am Boden nur 8 db Reserve bestehen; d. h. dass unter diesen Bedingungen bestenfalls eine Datenrate von 6 bit/s zu erreichen ist. Die Wahl der Frequenz spielt in diesem Fall keine Rolle. Dies ist die Notfallsituation, wenn die Lageregelung die 2-m-Antenne im Satelliten nicht zur Erde zeigen lässt.

Mit der 2-m-Antenne im Satelliten und einer 20-m-Antenne am Boden sieht die Situation dagegen wesentlich besser aus: Es bestehen 47 dB Reserve, die eine Datenrate von bis zu 50.000 Bit/s auf 10,5 GHz zulässt. In der Tat gestattet diese Reserve, mit 2-m-Antennen am Boden zu arbeiten und immer noch bis zu 500 Bit/s zu empfangen.

Allerdings gelten diese Zahlen nur für eine 10,5-GHz-Downlink; bei 2,45 GHz sinkt die Datenrate mit der 20-m-Antenne auf 2800 Bit/s und auf 435 MHz auf 85 Bit/s. Dies bedeutet, dass mit 2-m-Antennen am Boden auf diesen Frequenzen nur noch Datenraten von 28 Bit/s (2,45 GHz) bzw. von unter 1 Bit/s (435 MHz) möglich sind. Hier zeigt sich, welcher großer Vorteil durch die Wahl von 10,5 GHz als Downlink erreicht wird.

Für die Uplink (in erster Linie der Kommandokanal) wird man 2.45 GHz vorziehen - wegen des anderen Frequenzbereichs sind so weniger gegenseitige Beeinflussungen zu erwarten, und der kritische Fall ohne Lagesteuerung ist ohnehin frequenzunabhängig. Als Sendeleistung kann man z.B. 1 KW veranschlagen (synchronisiertes Mikrowellenofen-Magnetron) - die anderen Vorgaben sind ähnlich wie bei der Downlink. Somit sind bis zu 233.6 dB Dämpfung für 1 Bit/s zulässig.

Für den Notfall (Lageregelungsverlust) sind daher mit der 20-m-Antenne am Boden bis zu 80 Bit/s für den Kommandobetrieb möglich. Tatsächlich wird man wohl höhere Sicherheitsreserven vorsehen und für diesen Fall die Datenrate auf ca. 10 Bit/s beschränken.

Allerdings würde mit 2-m-Antennen die Datenrate auf unter 1 Bit/s sinken, ein Wert, der operationell kaum noch akzeptabel ist. Daher ist zur Durchführung der P5-A Mission eine 20-m-Antenne zumindest als Sicherheitsreserve zwingend erforderlich. Wenn die Lagerregelung den Satelliten allerdings zur Erde ausrichtet, sind 100 - 200 Bit/s auch von 2-m-Antennen aus zu übermitteln; d.h. für den Routine-Kommandobetrieb sind 2-m-Antennen am Boden ausreichend.

Wegen der Notwendigkeit, eine große Antenne für die Mission zur Verfügung zu haben, hat die AMSAT-DL schon seit 1997 mit dem Betreiber der Bochumer 20-m-Antenne eine entsprechende Vereinbarung geschlossen. Zur Zeit wird diese Antenne, die in den sechziger Jahren gebaut wurde, auf die neueren Erfordernisse aufgerüstet. Es besteht die Übereinkunft, dass sie der P5-A Mission mit Priorität zur Verfügung stehen wird, wenn ein solches Raumfahrzeug gestartet wird. Wegen der schwierigen Funkstrecken zum Mars bietet es sich an, diese 20-m-Antenne und auch andere Antennen von 2 - 3 m Durchmesser über das Internet einer größeren Zahl von Benutzern zugänglich zu machen. Auch die AMSAT würde es vorziehen, den Kommandobetrieb abgesetzt von diesen Antennen durchzuführen, und es ergibt sich für den Amateurfunk hier die Herausforderung, sich diesen betrieblichen und technischen Vorgaben zu stellen. Ein großer Teil dieser Technologie und auch der Betriebstechnik kann dabei schon mit AO-40 entwickelt und erprobt werden.



Die Antenne mit dem Turm und seinen Maschinenräumen.

Zusammenfassend lässt sich sagen, dass die Funkstrecken einer Mission zum Mars mit amateurfunkmäßigen Mitteln, besonders durch Einbeziehung des Internets, noch beherrschbar sind, dass aber für Notfälle mindestens eine große Antenne vorhanden sein muss.

Das Antriebsvermögen

Die erforderliche Antriebsleistung wird zum größten Teil an zwei Stellen benötigt: Beim Verlassen der Erdbahn und beim Einschwenken in die Marsbahn. Diese Manöver müssen jeweils im Perigäum elliptischer Umlaufbahnen durchgeführt werden, und es steht dazu nur eine recht kurze Zeit zur Verfügung. Das bedeutet, dass nur chemische Antriebe den erforderlichen Schub bringen können. Daher bietet es sich an, das gleiche 400-N-Triebwerk einzuplanen, das in P3-Satelliten schon mehrfach geflogen ist.

Die Antriebsleistung V_s des Satelliten ergibt sich aus den Triebwerkseigenschaften (I_{sp} , das ist die effektive Auströmgeschwindigkeit des Raketenmotors, auch spezifischer Impuls genannt) und aus dem Verhältnis der Brennstoffmasse (m_f) zur Trockenmasse (m_d) des Satelliten.

$$V_s = I_{sp} * \ln((m_f+m_d)/m_d) [1]$$

Für Planungszwecke kann man zunächst einen Antriebsbedarf von 2,5 km/s ansetzen; der genaue Wert (einschließlich der Reserven für Navigationsungenauigkeiten) hängt vom Jahr des Startfensters und von den Einzelheiten der Manöverführung ab.

Abflugmasse $m_f+m_d = 650$ kg, $I_{sp} = 3,03$ km/s:		
Antriebsleistung V_s :	Trockenmasse m_d :	Brennstoffmasse m_f
2,25 km/s	309,3 kg	340,7 kg
2,50 km/s	284,8 kg	365,2 kg
3,00 km/s	241,5 kg	408,5 kg

Zur Zeit laufen Studien um den genauen Wert bzw. den erforderlichen Bereich zu ermitteln; danach könnte der erforderliche Wert bis zu 20% größer oder bis zu 10%

kleiner werden. Der 400 N-Motor hat ein I_{sp} von 3,03 km/s. Damit liegt auch nach Formel [1] der Massenbereich für Treibstoff und Leergewicht fest, wenn man wie für AO-40 als höchstzulässiges Abfluggewicht 650 kg einsetzt.

Das 400 N Triebwerk verwendet MON1 (N₂O₄) als Oxidator und MMH als Brennstoff. Die Dichte von MON1 ist 1,445 g/cm³, und von MMH ist sie 0,8788 g/cm³. Das Verhältnis der Dichten ist 1,665. Deshalb hat man den Motor so eingestellt, dass er genau dieses Verhältnis auch als erforderliches Mischungsverhältnis zwischen Oxidator und Treibstoff benötigt; somit kann man gleich große Tanks für die beiden Substanzen verwenden.

Für beiden Treibstoffe zusammen ergibt sich eine mittlere Dichte von 1,1619; damit sind für die obigen Brennstoffmengen Tanks von insgesamt 294, 315 und 352 l erforderlich. AO-40 hat sechs Tanks von je 49 l (294 l insgesamt), d. h. die derzeitigen Tanks würden nur für den Fall mit 2,25 km/s reichen. Es ist daher sicher vernünftig, etwas größere Tanks einzuplanen, um auch ggf. mit schwierigeren Antriebssituationen fertig zu werden. Die Tanks waren ohnehin eine Sonderanfertigung aus Russland; es ist zur Zeit nicht klar, ob wir aus dieser Quelle weitere Tanks beziehen können. Gegebenenfalls muss auch geprüft werden, ob noch größere Tanks einbaubar sind, so dass man mit vier statt mit sechs Tanks auskommt. Dann könnte das freiwerdende Volumen zum Einbau von Subsatelliten (siehe weiter unten) verwendet werden.

Aus den Zahlen ist jedenfalls klar, dass die Masse des Treibstoffs und das daraus resultierende Volumen für die Tanks ein ganz wesentliches Element im Design des Satelliten ist.

Die Antenne und die Ausrichtung des Satelliten

Der Durchmesser der P3-D-Struktur erlaubt, die Oberseite des Satelliten als Parabolantenne mit ca. 2 m Durchmesser auszubilden. Dabei wird das Design hauptsächlich dadurch beeinflusst, dass man die Bauhöhe des Satelliten so klein wie möglich halten will, um die vorhandene SBS-Struktur einsetzen zu können (Bild 3). Der SBS ist in der Form, wie er zum Start von AO-40 eingesetzt wurde, flugqualifiziert; bei Änderungen wäre eine Neuqualifizierung erforderlich, die mit erheblichem Aufwand und Kosten verbunden wäre.

Zunächst wünscht man sich eine flache Bauform der Antenne, weil dann durch die konkave Form am wenigsten Platz im Satelliten verloren geht. Eine Parabolantenne wird um so flacher, je größer die Brennweite ist. Allerdings ist dann das Feedsystem immer weiter von dem Spiegel entfernt, so dass die Gesamthöhe des Satelliten dadurch größer wird. Eine Verbesserung der Situation lässt sich dadurch erreichen, dass man einen hyperbolischen Hilfsreflektor verwendet (Cassegrain-Antenne). Dieser Reflektor wird zwischen dem Brennpunkt und der Hauptantenne angeordnet; dadurch ist eine Verkürzung der Bauform möglich; um so mehr, je mehr Abschattung man durch den Hilfsreflektor in Kauf nimmt.

Neben diesen grundsätzlichen Erwägungen muss man auch die ganz praktische Frage klären, nämlich wie man die Antenne mit ihrer Oberflächenform herstellt. Man könnte z. B. eine käufliche Antenne aus Aluminium in den Satelliten so einbauen, dass sie einen Teil der oberen Abdeckung des Satelliten bildet. In diesem Fall müssten die inneren vertikalen Wände des Satelliten so gestaltet werden, dass sie an der Antenne angeietet werden können. Bei dieser Lösung ist man aber auf Antennen festgelegt, die im Handel zu erwerben sind. Es wäre ein Zufall, wenn man eine Antenne genau mit dem erforderlichen Durchmesser und der erforderlichen Brennweite kaufen könnte, die dazu noch besonders leicht ist.

Alternativ könnte man die Antenne aus Blechsegmenten formen. Hierbei ist das Hauptproblem, wie man die Blechsegmente in die erforderliche Form bringen kann. Das gleiche Problem stellt sich auch bei der Formung des Hilfsreflektors, obwohl hier ggf. eine Struktur aus einem Verbundwerkstoff (z.B. Glasfaser) eingesetzt werden könnte. Auf jeden Fall stellt die Herstellung der Antenne eine Herausforderung dar, die besondere Sorgfalt erfordert.

Eine Antenne mit 2 m Durchmesser hat bei 10,5 GHz einen Öffnungswinkel von ca. 1° ; d. h. man muss das Raumfahrzeug zur Benutzung dieser Antenne auf ca. $0,1^\circ$ genau zur Erde ausrichten. An dieser Stelle möchte ich nicht diskutieren, wie man diese Genauigkeit messtechnisch im Satelliten erreicht und sie dann auch entsprechend regelt. Vielmehr möchte ich der mehr grundsätzlichen Frage nachgehen, welche Folgen diese Ausrichtung für den sonstigen Betrieb des Satelliten hat. Bei diesen Überlegungen geht schon wesentlich ein, ob der Satellit zu der erforderlichen Ausrichtung besser Spin-stabilisiert oder Dreiachs-stabilisiert wird.

Aus der Bahngeometrie von Bild 2 kann man entnehmen, dass sich die relative Ausrichtung im Raum zwischen Raumfahrzeug und Erde im Laufe der Flugzeit zum Mars nicht stark verändert. In der Tat wird man diese Eigenschaft bei der Stromerzeugung ausnutzen (siehe weiter unten). Zweckmäßigerweise wird man die Lage des Satelliten mit Kreiseln stabilisieren, sei es indem man den ganzen Satelliten in Drehung versetzt, oder indem man Drallräder im Satelliten laufen lässt. Dadurch ist die Lage im absoluten Raum fixiert. Die Bahn läuft allerdings um die Sonne um, und damit verändert sich auch die Richtung zur Erde. Die Lage des Satelliten muss daher täglich um ca. 1° korrigiert werden.

Bei einem drallstabilisierten Satelliten ist dies recht unangenehm; für $0,1^\circ$ Ausrichtgenauigkeit sind täglich ungefähr 10 Korrekturen erforderlich. Da im Raum zwischen Erde und Mars kein Magnetfeld existiert, bedeutet dies, dass man dazu aus einer kleinen Düse Gas ausstoßen muss.

Durch diesen Sachverhalt wird eine Drallstabilisierung des ganzen Satelliten weniger attraktiv, als man zunächst annehmen möchte. Auf der anderen Seite hat die AMSAT im P3-D Drallräder zur Verfügung, die für die Mission eingesetzt werden können. Bei dieser Form der Lageregelung gibt es immer eine Achse (die Richtung des Summen-Drehimpulses der Räder) um die die Stabilisierung recht 'unstabil' ist und daher dauernd geregelt werden muss. Bei der Geometrie der Marsmission würde man diese Achse senkrecht auf die Ekliptik stellen und könnte so aus der Not eine Tugend machen: Die aktive Regelung würde dann in Ost/West-Richtung wirken und damit gleichzeitig die tägliche Veränderung der Geometrie auffangen, ohne dass dazu Masse aufgewendet werden muss. Auch könnte man dann in diesem Fall lineare Polarisierung für die Funkstecken verwenden; dies vereinfacht die Bodenanlagen.

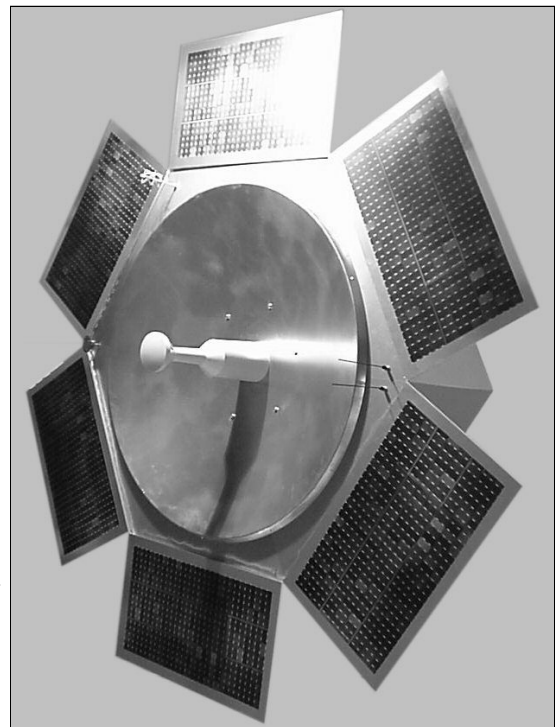
Ein sehr großer Vorteil der Dreiachs-Regelung wäre, dass eine vorübergehend andere Orientierung des Raumfahrzeugs für Experimente am Mars sehr leicht zu realisieren ist. Die Nachteile dieses Konzepts sind, dass die Dreiachs-Regelung prinzipiell stör anfälliger und schwerer ist und dass wahrscheinlich während der Antriebsphasen mit dem 400-N-Motor auf die Spin-Stabilisierung nicht verzichtet werden kann. Daher wird man wohl doch nicht ganz die Probleme der Spin-Stabilisierung vermeiden können (besonders den Übergang in diesen Modus).

Stromerzeugung und thermisches Verhalten

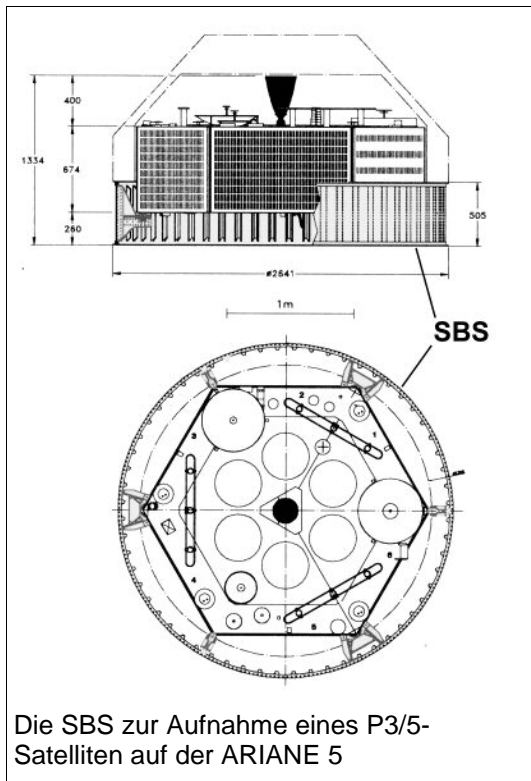
Die meiste Zeit, sowohl während des Fluges zum Mars und auch dort in der Umlaufbahn, erfordern die Funkstecken die Ausrichtung der Antenne des Satelliten zur Erde. Damit ist auch die Geometrie in Bezug auf die Sonne festgelegt. Da die Flugbahn außerhalb der Erdumlaufbahn um die Sonne liegt, weicht die Richtung zur Sonne die meiste Zeit von der Richtung zur Erde nicht mehr als 45° ab. Dies legt nahe, den Solargenerator in die gleiche Richtung wie die Erde schauen zu lassen, um eine getrennte Orientierung des Generators zu vermeiden. Wie auch bei AO-40 ist dies natürlich mit einem Verlust verbunden; idealerweise sollte die Sonne senkrecht auf den Generator schauen. Aber den Aufwand einer mechanischen Nachführung kann man vermeiden indem man den Generator etwas größer auslegt und trotzdem die gleiche Menge Strom erzeugt.

Die Modellfoto (Bild 1) zeigt eine mögliche Realisierung dieses Konzepts: Während des Starts sind sechs Panels parallel zu den sechs Außenwänden des Satelliten angebracht und nehmen dadurch kaum Platz weg. Nach dem Start werden diese sechs Panels nach oben geklappt und schauen somit in die gleiche Richtung wie die Parabolantenne.

Die Solarkonstante beträgt in der Erdumlaufbahn $1,4 \text{ kW/m}^2$ und sie nimmt bis zum Mars auf $0,6 \text{ kW/m}^2$ ab. Dies bedeutet allerdings nicht, dass man am Mars nur etwa 40% des Stroms vom Solargenerator bekommt, denn gleichzeitig nimmt auch die Temperatur des Solargenerators ab. Dadurch steigt der Wirkungsgrad, und man kann noch 50 - 60% der elektrischen Leistung erwarten.



Ein erstes Modell für ein P5-A Raumfahrzeug



Die SBS zur Aufnahme eines P3/5-Satelliten auf der ARIANE 5

Wenn man Panel der gleichen Größe wie bei AO-40 verwendet, steht eine Gesamtfläche von 3,78 m² zur Verfügung. Bei 10% Flächenwirkungsgrad (inkl. Batterieverluste, über alles) bedeutet dies, dass man in der Erdbahn 500 W bei senkrechter Beleuchtung und 250 W bei Beleuchtung mit 60° Winkelabweichung zur Verfügung hat. Am Mars wäre die verfügbare Leistung immer noch größer als 250 W bzw. 125 W. Nach den derzeitigen Vorstellungen würde das für den Betrieb einschließlich eines 50-W-Senders noch gerade reichen.

Schwieriger ist die Beherrschung der Temperatur des Raumfahrzeuges wegen der abfallenden Sonneneinstrahlung im Marsorbit. Die Temperatur des Raumfahrzeuges stellt sich ein als Gleichgewicht zwischen abgestrahlter Leistung (im Infrarot) und der eingestrahlt Leistung von der Sonne (Licht). Die Leistung von der Sonne hängt nur vom Abstand zur Sonne ab und nicht von der Temperatur des Raumfahrzeuges. Die Infrarotstrahlung dagegen ist eine Funktion der Temperatur und folgt dem Stefan-Boltzmann-Gesetz:

$$P(\text{abgestr.}) = e \cdot A \cdot \sigma \cdot T^4 \text{ mit}$$

e = Emissionskoeffizient im Infrarot (ca. 10 mikro-m) der Oberfläche

A = Fläche des Satelliten

σ = $5,67 \cdot 10^{-8} \text{ W m}^{-2} \text{ K}^{-4}$

T = Absolute Temperatur in K

Durch Wahl von a (dem Absorptionskoeffizienten der Oberfläche für sichtbares Licht) und e kann man bei fester Sonneneinstrahlung mehr oder weniger jede gewünschte Temperatur im Raumfahrzeug einstellen. Leider ändert sich aber die Sonneneinstrahlung von der Erdbahn bis zur Marsbahn ganz erheblich, und somit ändert sich auch die Temperatur des Satelliten. Wenn man in der Erdbahn z.B. +40 °C einstellt, fällt die Temperatur bis zur Marsbahn auf -20 °C ab.

Dieser Bereich ist zu groß, um betrieblich noch nutzbar zu sein. Man muss daher Vorrichtungen vorsehen, die die Oberflächeneigenschaften oder deren Geometrie so verändern, dass die Temperatur mehr oder weniger konstant gehalten wird.

Dazu gibt es mehrere Verfahren. Man kann z. B. auf der Oberfläche Abschirmfolien vorsehen, die die Sonneneinstrahlung in der Erdbahn stark reduzieren und diese dann unterwegs abwerfen. Oder man kann geeignete mechanische Vorrichtungen vorsehen, die thermostatisch (Bimetall) die sichtbare Oberfläche in Zonen mehr oder weniger freigeben und so die Temperatur regeln. Es wurde auch diskutiert, Heatpipes vorzusehen, die mit einem Gasballast arbeiten und so unterhalb einer gewissen Temperatur wirkungslos werden. Im Laufe der Entwicklung eines solchen Raumfahrzeuges wird man sich darüber klar werden müssen, welche dieser Verfahren oder welche Kombinationen am einfachsten und zuverlässigsten sind und für diese Mission am besten geeignet sind. Dabei würde es genügen, wenn man durch einen einmaligen Vorgang die Temperatur z. B. um 30° C erhöhen könnte, da während des Flug zum Mars die Temperatur stetig abnimmt und dort dann konstant bleibt. Es ist allerdings sicher, dass man während der ganzen Entwicklungsphase des Satelliten die Temperatursituation im Auge behalten muss, da sie ein zentrales Problem einer solchen Mission darstellt.

Weitere Besonderheiten der Mission

Neben den diskutierten Problemen bleiben noch einige Besonderheiten der Basis-Mission, die auch durchdacht werden müssen. Gegenüber P3-D sind diese hauptsächlich:

1. Navigation

Das Raumfahrzeug muss auf wenige hundert Kilometer genau an den Mars herangeführt werden, damit ein Einschuss in die Marsbahn möglich wird. Im Moment ist noch nicht klar, wie dies am besten bewerkstelligt werden kann, da die AMSAT weder über die Erfahrung noch über die Bodeneinrichtungen verfügt, die z. B. die NASA hat. Allerdings sind durch Entfernungsmessungen genügend genaue Ortsbestimmungen möglich, so dass das Problem lösbar erscheint. In Marsnähe kann möglicherweise dazu zusätzlich auch eine optische Kamera verwendet werden.

2. Lagebestimmung

Bei P3-D/AO-40 werden dazu optische Sonnen- und Erdsensoren verwendet. Für den Flug zum Mars kann auch wei-

terhin die Sonne als eine Richtungsreferenz verwendet werden. Darüber hinaus ist aber eine weitere Richtungsbestimmung erforderlich, die wahrscheinlich einen Sternsensor erforderlich macht. In der Vergangenheit ist dazu oft ein heller Stern des Südhimmels, der Canopus, verwendet worden, der nicht sehr weit vom Himmelssüdpol entfernt ist und somit eine Orientierung in Bezug auf die Ekliptik erlaubt.

3. Lageregelung

Unabhängig davon, ob Drallräder oder Drallstabilisierung verwendet wird, ist es zur Lageregelung erforderlich, Drehmomente auf das Raumfahrzeug wirken zu lassen. In der Vergangenheit haben wir dazu das Erdmagnetfeld benutzt. Im interplanetaren Raum existiert aber kein genügend starkes Feld, so dass man auf kleine Raketendüsen angewiesen ist, die natürlich Verbrauchsmaterial (Brennstoff) benötigen. Der erforderliche zu erwartende Gesamtdrehimpuls, der zur Durchführung der Mission benötigt wird, muss daher zur Planung dieses Subsystems sorgfältig abgeschätzt werden. Möglicherweise kann man einen Teil des erforderlichen Drehimpulses durch Lichtdruck erzeugen, eine Technik, die von der AMSAT schon einmal eingesetzt wurde.

4. Das Nachrichtensystem

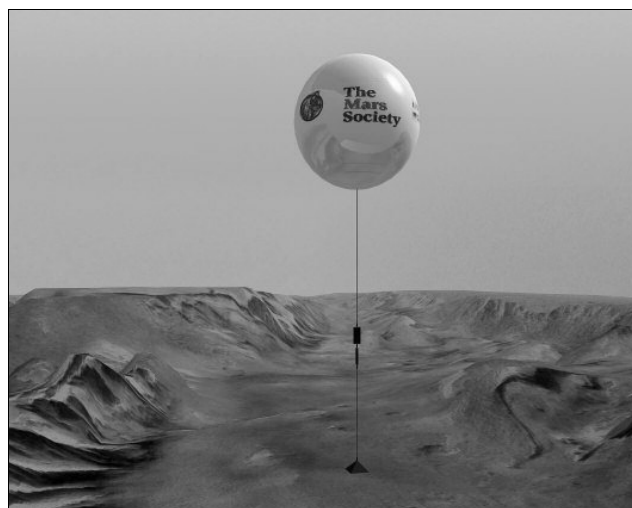
Eine der Aufgaben von P5-A soll sein, dass andere Nutzlasten, z. B. am Marsboden, ihre Nachrichten zu P5-A schicken. Unser Satellit würde die Daten dann zur Erde weiterleiten, und sie könnten dort von Funkamateuren empfangen und entsprechend ausgewertet werden und dann eventuell weitergeleitet und öffentlich zugänglich gemacht werden. Dies setzt voraus, dass in P5-A nicht nur die Funktechnik unterstützt wird, wie wir sie schon im P3-Programm verwendet haben, sondern dass P5-A auch Nachrichtenformate beherrscht, wie sie z. B. von der ESA oder der NASA eingesetzt werden. Tatsächlich ist mit den RUDAK-Nutzlasten die dafür erforderliche Technologie schon weitgehend vorhanden, da dort die Nachrichtenformate zum großem Teil durch entsprechende Software erzeugt werden können.

Subsatelliten

Der AMSAT sind inzwischen einige Vorschläge zugegangen, die vorsehen, dass P5-A einige Subsatelliten mit zum Mars nimmt. In der Marsbahn sollen diese Subsatelliten dann abgestoßen werden und dort besondere Aufgaben erfüllen. Zwei dieser Vorschläge möchte ich hier etwas näher beleuchten.

Eine der Hauptfragen der Marsforschung ist, wo das Wasser geblieben ist, von dem man ziemlich sicher weiß, dass es früher auf dem Mars existiert hat. So weiß man nicht, ob heute noch größere Mengen Wasser im Boden vorhanden sind oder ob das Wasser völlig verschwunden ist. Diese Frage hat nicht nur für die planetare Physik eine große Bedeutung. Wenn heute noch leicht zugängliches Wasser existiert, würde dies die bemannte Erforschung des Mars erheblich erleichtern; Wasser kann zur Erzeugung von Atem-Sauerstoff und auch zur Herstellung von Raketentreibstoff für den Rückflug verwendet werden.

Wenn Wasser an einigen Stellen noch im Boden ist, wird an diesen Stellen über dem Boden ein gewisser Dampfgehalt messbar sein. Dazu bietet sich eine Technik an, die unter dem Namen 'Radio-Okultation' schon verwendet wurde. Wenn zwei Satelliten miteinander in Kontakt stehen, kann man relativ leicht die Laufzeit des Funkstrahles messen. Wenn nun dieser Funkstrahl durch die Marsatmosphäre läuft, führt die durchlaufene Gasmenge zu einer 'Bremsung' des Funkstrahls (genauso wie in Glas die Lichtgeschwindigkeit geringer ist als im Vakuum.) Mit zwei Satelliten auf unterschiedlichen Bahnen kommt es immer wieder zu Situationen, wo der Mars zwischen den Funkstrahl tritt und die Verbindung unterbricht. Vorher läuft das Funksignal aber durch immer tiefere Schichten der Atmosphäre, bis es schließlich den Boden erreicht und abgeschattet wird. Wenn man bei diesem Vorgang die Laufzeit des Signals misst, kann man auf diese Weise ein genaues Profil der Atmosphäre an der Stelle erhalten, wo der Funkstrahl den Marsboden berührt. Dabei führt der Wassergehalt zu einem deutlich messbaren Effekt. Mit mehreren Satelliten tritt dieser Vorgang natürlich öfter auf, und indem man viele solcher Vorgänge beobachtet, bekommt man auch von vielen Punkten auf dem Mars eine Angabe über den Wassergehalt. Aus diesen Punkten kann man eine grobe Karte des Mars mit Wasserangaben erzeugen.



Studie des Marsballons der Marsociety Deutschland

Technisch sind diese Messungen recht leicht durchzuführen; man braucht lediglich Subsatelliten mit einem kohärenten Transponder, der mit wenig Aufwand zu bauen ist. Die erforderlichen Subsatelliten können sehr klein sein, z. B. Würfel mit ca. 10 cm Kantenlänge (sogenannte Pico-Sats), und sie eignen sich daher besonders gut, um bei einer Mission

wie P5-A mitgenommen zu werden.

Ein weiterer Vorschlag ist uns von der Deutschen Mars Society zugegangen. In diesem Fall müsste ein etwas größerer Subsatellit mitgenommen werden. In der Marsbahn soll dieser Satellit ausgestoßen werden. Nach der Trennung würde an der richtigen Stelle in der Marsbahn eine kleine Feststoffrakete gezündet, die dafür sorgt, dass der Satellit in die Marsatmosphäre eintritt. Ein Hitzeschild würde den Satelliten soweit bremsen, dass in ca. 10 km Höhe ein Ballon entfaltet und aufgeblasen werden könnte. Dieser Ballon soll dann durch die Höhenwinde des Mars mehrfach den Mars umfliegen und von dem Flug Bilder und sonstige Daten zu P5-A schicken (Bild 4).

Diese kurze Beschreibung zeigt schon, dass dieses Projekt technisch sehr viel anspruchsvoller und schwieriger ist als die Radiokultations-Satelliten. Weitere Arbeiten müssen zeigen, ob dieses Teilprojekt durchführbar ist und ob es mit den technischen Rahmenbedingungen von P5-A verträglich ist.

Wie geht es weiter?

Inzwischen haben einige Studien begonnen, um die angesprochenen technischen Fragen zu klären und die daraus resultierenden Anforderungen an das Satellitendesign klar herauszuarbeiten. Es ist damit zu rechnen, dass etwa im nächsten halben Jahr ein Referenz-Design entsteht, das dann als Basis für das P5-A Projekt dienen kann.

Gleichzeitig wird in diesem Zeitraum auch klar werden, welche Personen und welche Organisationen an dieser Mission mitwirken wollen. Eng damit verbunden ist auch die Frage, welche Organisationen ein solches Projekt finanzieren wollen; es ist klar, dass der Amateurfunk und auch die Mitglieder der AMSAT ein solches Projekt nicht bezahlen können. Abhängig von diesen Ergebnissen und entsprechend dem Interesse der Mitglieder muss die AMSAT-DL dann entscheiden, welches Gewicht die P5-A Mission für die Zukunft der AMSAT-DL erhalten wird.

Schon jetzt ist allerdings sichtbar, dass P5-A für eine große Zahl junger Leute eine interessante Herausforderung darstellt, und dass die AMSAT-DL schon jetzt durch dieses Projekt einen enormen Zugewinn von hochmotivierten Leuten und neuem Talent verbuchen kann. Die Nachrichtentechnik und auch der Stellenwert des Amateurfunks in der Gesellschaft haben sich in den letzten zehn Jahren enorm verändert. Der planetare Raum jenseits der Erdbahnen ist vielleicht genau die Herausforderung, die die AMSAT auf ihrem Weg in die Zukunft braucht, um weiterhin an der vordersten Front der Technologieentwicklung und der Raumfahrt mit dabei zu sein.

Erstveröffentlichung: AMSAT-DL Journal 3 und 4/2001