

Maria von Schönermark, Hans Peter Röser, René Laufer

## **50 Jahre Raumfahrt – vom Sputnik zum universitären Kleinsatelliten**

### **1. Beginn des Raumfahrtzeitalters**

Am 4. Oktober 1957 ließen die Signale von Sputnik 1 die Welt aufhorchen. Ob sie nun mit Erstaunen, Begeisterung oder Erschrecken aufgenommen worden sind – allen wurde bewusst, dass ein uralter Menschheitstraum sich zu verwirklichen begann und das Zeitalter der Entdeckung, Erforschung und Nutzung des Weltraums eröffnet war. Von nun an kamen neue und faszinierende Meldungen Schlag auf Schlag. Die Technik entwickelte sich in unvorstellbarem Tempo, angetrieben vom politischen Geist jener Zeit, der gebot, Stärke und Überlegenheit zu demonstrieren: Die Raketentechnik wurde in Ost und West erfolgreich vorangetrieben. Es begann ein Wettlauf, welche Großmacht den ersten Menschen erfolgreich ins All zuschicken vermochte und die erste Landung auf dem Erdmond verwirklichen konnte. Die ersten Helden im All haben bis an ihre physischen Grenzen trainiert und ungeheueren Mut bewiesen. Ihnen war es vergönnt, erstmalig große Teile unserer Erde oder gar eine ganze Hemisphäre auf einen Blick zu erfassen.

Bereits 1958 wurden amerikanische und sowjetische Raumsonden zum Mond gestartet, leider versagte in der Anfangsphase noch oft der Start, aber schon 1959 konnten verschiedene Sonden am Mond vorbei fliegen. 1966 erreichten Sonden beider Nationen eine Umlaufbahn um den Mond. Wenn auch die schnelle Entwicklung der Raketen- und Satellitentechnik in erster Linie durch das Prestigedenken der Mächtigen der Politik und die militärischen Überwachungsmöglichkeiten, die sich beiden Großmächten bot, gefördert wurde, so entwickelten doch bereits vor dem Start des Sputnik und verstärkt danach Wissenschaftler und Ingenieure viele Vorstellungen und neue Ideen zur Nutzung der Raumfahrttechnik für die Kommunikation und Navigation, zur Erforschung und Bestandsaufnahme der Erde und ihrer Atmosphäre und zur Erweiterung unseres Wissens im Bereich der Astronomie und Planetenerkundung.

Bereits die Schwächung der Signale von Sputnik-1 wurde für eine erste Abschätzung der Dichte der oberen Atmosphäre genutzt. Jeder neue Satellit trug zur Erweiterung unseres Wissens bei. Mit dem am 31. Januar 1958 gestarteten Explorer-1 wurde der Van-Allen-Strahlungsgürtel entdeckt.

Am ersten April 1960 umrundete TIROS-1 (Television Infrared Observation Satellite) auf einer nahezu zirkularen Umlaufbahn die Erde; er war der erste Satellit, der mit einer Videokamera Wolkenbilder aufnahm und im MHz-Bereich zur Erde sendete – ab 1963 mit TIROS-8 – sogar in Echtzeit. Eine neue Ära für die Meteorologie speziell und für die Erdbeobachtung im Allgemeinen hatte begonnen! Entsprechend ihrem Gewicht müssen diese ersten Kommunikations- und Wettersatelliten durchaus zu den Kleinsatelliten gezählt werden. So lag das Gewicht der TIROS-Satelliten (TIROS 1 bis 10) zwischen 120 kg und 148 kg, ebenso lagen die Gewichte der TOS-Serie (= TIROS Operational Satellite) zwischen 145 und 300 kg. Die TOS-Satelliten gewährleisteten bereits regelmäßige und zuverlässige Informationen über die Atmosphäre, die es möglich machten, Satellitendaten als Arbeitsgrundlage im Ablauf der meteorologischen Vorhersage fest zu verankern. 1970 wurde NOAA (National Oceanic and Atmospheric Administration) gegründet, um den operationellen Dienst zu sichern und zu verbessern. NOAA-1, der erste Satellit dieser auf einem polaren sonnensynchronen Orbit umlaufenden Serie, der Dezember 1970 gestartet wurde, hatte noch ein Gewicht von 352 kg. Zur besseren Überwachung der Erde und ihrer Atmosphäre wuchs die Zahl hochwertiger Sensoren auf den meteorologischen Satelliten ständig an. METOP, mit dem EUMETSAT (European Organisation for the Exploitation of Meteorological Satellites) den Morgenlauf eines NOAA-Satelliten seit 15. Mai 2007 operationell übernommen hat, wiegt 4,1 t! Seine wissenschaftlichen Daten gehen im Umfang und an Qualität aber weit über die der Anfänge hinaus und werden die Güte und den Vorhersagezeitraum der Wetterprognosen sowie die detaillierte Zustandsaufnahme der Atmosphäre weiter verbessern.

Heutige Kommunikationssatelliten, wie beispielsweise Intelsat-6, die mit einer Masse von etwa 4,5 t gestartet werden, sind für eine Lebensdauer von 10 bis 15 Jahre berechnet, dienen zum Betreiben dreier TV-Kanäle und ermöglichen bis zu 120 000 Telefonverbindungen. Die Sendeleistung beträgt 2600 W.

Die Satelliten zur Erforschung der Erde und ihrer Atmosphäre nahmen mit der Zeit an Masse und Volumen ebenfalls beträchtlich zu. Für die Erdbeobachtung wurden immer komplexere Missionen angestrebt mit zahlreichen Messinstrumenten. Der im März 2002 gestartete ENVISAT (Environmental

Satellite) der ESA (European Space Agency) trägt 10 Instrumente, deren Masse einschließlich der Interface-Hardware 2150 kg erreicht. Die Abmessungen von ENVISAT im Orbit betragen 26 m x 10 m x 5 m und sein Startgewicht war 8140 kg (einschließlich 319 kg Hydrazin)!

## 2. Kleinsatelliten

Kleinsatelliten werden nicht einheitlich klassifiziert, im Allgemeinen geht man davon aus, dass ihre Gesamtmasse (einschließlich des mitgeführten Treibstoffes) kleiner als 500 kg (manchmal auch < 1000 kg) beträgt. Somit zählen Sputnik I und auch Sputnik II, der die Hündin Laika an Bord hatte, durchaus in die Familie der Kleinsatelliten. Sputnik III, gestartet am 15. Mai 1958, war mit 1395 kg bereits kein Kleinsatellit mehr. Er führte schon 12 wissenschaftliche Messinstrumente mit sich, deren Daten jedoch wegen des defekten Bandrekorders nicht aufgezeichnet werden konnten.

Wenn auch, wie oben beschrieben, zunächst das Hauptgewicht auf der Entwicklung schubstärkerer Raketen und größerer und schwerer Satelliten lag, so wurden doch vom Beginn des Weltraumzeitalters an immer wieder auch Kleinsatelliten in den erdnahen Orbit gebracht und leichte Sonden zum Mond oder zu interplanetaren Missionen auf die Reise geschickt (Abb. 1).

In der Sowjetunion und in den USA sind eine Reihe von Kleinsatelliten gestartet wurden. Die Mitteilungen dazu sind jedoch spärlich und erschweren eine Übersicht. Ein Grund dafür liegt in dem hohen Anteil an militärischen Kleinsatelliten in dieser Zeit.

Eine große Rolle im Bereich der Kleinsatelliten spielten und spielen die Amateurfunksatelliten, die OSCAR- (Orbital Satellite Carrying Amateur Radio) Satelliten. Der erste OSCAR-Satellit wurde am 12. Dezember 1961 mit einem AirForce-Satelliten huckepack ins All befördert. Sein Gewicht betrug 4,5 kg, seine Sendeleistung 140 mW.

Telstar-1 war der erste kommerziell gestartete Kleinsatellit. Dieser erste Kommunikationssatellit wurde als Gemeinschaftsprojekt der NASA und amerikanischen und westeuropäischen Telekommunikationsunternehmen am 10. Juli 1962 gestartet.

Die erste Mondsonde und erste Raumsonde überhaupt, die das Schwerefeld der Erde verließ, war Lunik-1 (= Luna-1 = луна = Wunschtraum) mit einer Masse von 361,3 kg. Sie startete von Baikonur am 2. Januar 1959; wegen zu hoher Geschwindigkeit verfehlte sie den Mond, sammelte aber beim Vorbeiflug wertvolle Daten für künftige Missionen. Zwei Monate später flog Pioneer 4 mit 6 kg in 60 000 km Entfernung am Mond vorbei und überwand

anschließend ebenfalls die Erdschwerkraft. Mit seiner Hilfe wurde der 2. Van-Allen-Gürtel entdeckt.

Als wohl erste interplanetare Mission ist Mariner 1 (202 kg) in die Geschichte eingegangen. Sie wurde am 22. Juli 1962 mit einer Atlas Agena B von Cape Canaveral aus gestartet mit dem Ziel, an der Venus vorbei zu fliegen und Daten über die Venusatmosphäre zu sammeln.

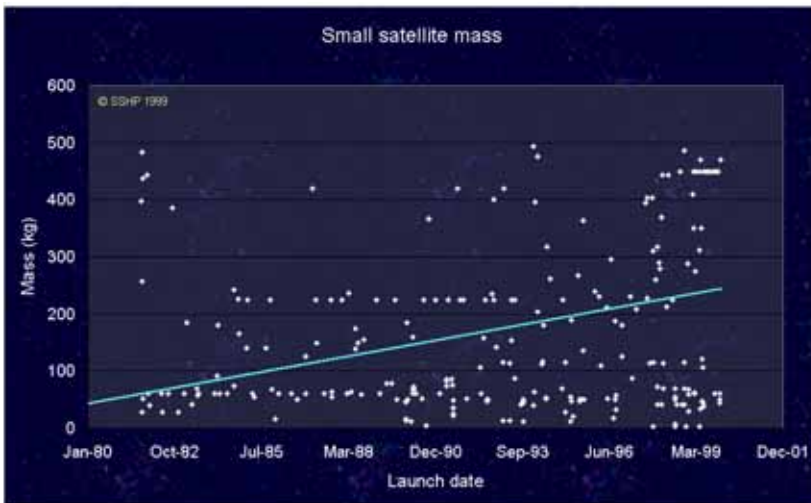
Der erste erfolgreich gestartete Kleinsatellit (52 kg) einer Universität war UoSAT-1 (University of Surrey Satellite), ein Radio-Amateursatellit, der spätere Oscar 9. Mit ihm konnte gezeigt werden, dass eine Universität in der Lage ist, Satelliten mit technisch und wissenschaftlich anspruchsvollen Aufgaben in den Orbit zu bringen. Es war der erste Satellit, der einen Mikroprozessor an Bord hatte.

Mit Beginn der achtziger Jahre wuchs die Zahl der Kleinsatelliten rasch an (Abb. 1). Die Entwicklung hochleistungsfähiger kompakter Computerchips, die Einführung der CCD-Technik, die Entwicklung von Nanotechnologie und Mikroelektronik und damit die mögliche Minimierung der Sensoren bezüglich Größe, Masse und Energieverbrauch, sowie das GPS (Global Positioning System) machten diese Entwicklung möglich. Ungeachtet der Tatsache, dass die großen Satelliten insbesondere im Bereich der Kommunikation und Erdbeobachtung durchaus notwendig sind (das Radiometer an Bord des MSG (Meteosat second generation im geostationären Orbit) wiegt allein 270 kg), können einige Vorteile von Kleinsatelliten genannt werden. Da Kleinsatelliten eine wesentlich kürzere Entwicklungszeit als die großen und komplexen Satelliten haben, lassen sich neueste technische Entwicklungen viel leichter implementieren. Das Einfrieren der Spezifikationen geschieht viel später als bei sehr großen Satelliten. Ein kleines Entwicklungsteam steht in sehr engem Kontakt und arbeitet, da das Ziel für jeden überschaubar ist, meist mit sehr hohem Engagement. Für ein so kleines Team kann auch die Dokumentationspflicht etwas reduziert werden. Designänderungen können kurzfristig realisiert werden. Des Weiteren sind die Startkosten für Kleinsatelliten niedriger. Es können kleinere Startraketen benutzt werden, eventuell Umrüstungen aus militärischen Trägern, oder es können Huckepack-Starts vereinbart und ausgehandelt werden. Diese Gedanken haben zu der NASA-Losung „Faster, Better, Smaller, Cheaper“ in den 90er Jahren geführt und die Aufmerksamkeit stärker auf die Möglichkeiten von Kleinsatelliten gelenkt.

In diesem Zusammenhang ist es interessant, dass von der IAA (International Academy of Astronautics) eine andere Definition für Kleinsatelliten versucht wurde: Eine Mission mit Kleinsatelliten sollte ungewöhnliche und

unkonventionelle Lösungen verfolgen, sie sollte versuchen, eine Lücke oder Nische in der Forschung zu füllen, die mit großen Satelliten noch nicht gelöst wurde, und sollte in kurzer Zeit verwirklicht werden können. Wenn sich diese Definition auch nicht durchgesetzt hat, so beschreibt sie dennoch typische Besonderheiten von Kleinsatellitenmissionen, die diese so attraktiv machen.

Für universitäre Kleinsatelliten ist zusätzlich noch erwähnenswert, dass Universitäten eine größere Risikobereitschaft akzeptieren können als es der Industrie oder den Raumfahrtagenturen möglich ist. So werden oft handelsübliche und damit preiswerte Bauteile, die im Universitätslabor auf Weltraumtauglichkeit getestet werden, eingesetzt. Nicht zuletzt erlauben der Bau und die Nutzung universitärer Kleinsatelliten eine hohe innovative Forschung, die sich zwangsläufig in der Lehre widerspiegelt. Die Studenten sind durch ihr Interesse am Erfolg des Satelliten, den sie mit entwerfen oder bauen können, hoch motiviert, entfalten frühzeitig Kreativität und haben so hervorragende Berufschancen.



Die Abbildung zeigt, daß die Zahl der Kleinsatelliten insgesamt zugenommen hat, im Bereich von 100 kg bis 500 kg ebenso wie im Bereich von 1 kg bis 100 kg

Abb. 1: <http://centaur.sstl.co.uk/SSHP/charts/SmallsatChart10.gif>

Abbildung 1 zeigt die Zunahme der Starts von Kleinsatelliten zwischen 1981 und 2001. Darüber hinaus geht aus der Fachliteratur hervor, daß in den 80er Jahren militärische Betreiber den größten Anteil aller Kleinsatelliten zum

Start brachten.. Ab Mitte der 90iger Jahre wächst die zivile Nutzung von Kleinsatelliten an; zu Ende der 90iger Jahre werden Kleinsatelliten vor allem durch den kommerziellen Sektor gestartet. Von den Anwendungen her beurteilt, wurde und wird die überwiegende Zahl der Kleinsatelliten für Kommunikationszwecke eingesetzt.

### **3. Stuttgarter Kleinsatellitenprogramm**

2002 wurde am Institut für Raumfahrtsysteme der Universität Stuttgart ein Stuttgarter Kleinsatellitenprogramm ins Leben gerufen. Dieses Programm dient gleichermaßen der Lehre und Forschung; Studenten, akademische Einrichtungen und Industrieunternehmen arbeiten gemeinsam an den wissenschaftlichen Zielstellungen der einzelnen Missionen, an deren Entwurf und Bau. Der Abschluss dieses Programms soll der Flug einer Sonde zum Mond (Lunar Mission BW1) sein. Die Kleinsatelliten – als Vorläufer dieser Mondsonde – sollen zumindest teilweise Komponenten testen, die für Lunar Mission BW1 unabdingbar sind.

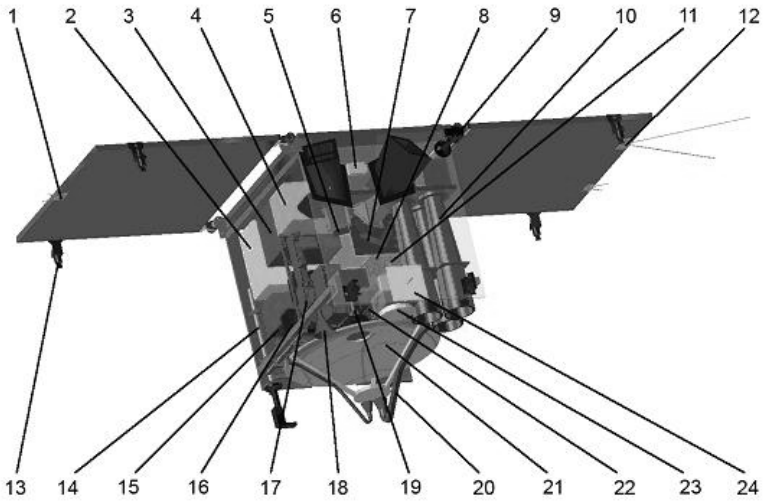
#### **3.1 Flying Laptop**

##### **3.1.1 Neue Technologien auf dem Flying Laptop**

Der erste Satellit (mit dem Namen „Flying Laptop“) dieses Programms wird gegenwärtig gebaut und soll durch einen Huckepack-Start mit der indischen Rakete PSLV (Polar Satellite Launch Vehicle) in einen sonnensynchronen niedrigen Erdorbit (500 bis 900 km Höhe) gebracht werden. Der „Flying Laptop“ wird in erster Linie dem Test neuer Technologien dienen und so die Mondmission vorbereiten. Zum anderen sollen diese innovativen Technologien aber auch zur Demonstration neuer Erdbeobachtungsmethoden eingesetzt werden.

Der „Flying Laptop“ ist etwa würfelförmig mit Kantenlängen von 60 cm x 70 cm x 80 cm und wiegt etwa 120 kg. Eine genaue Lageregelung wird durch eine Dreiachsenstabilisation gewährleistet. Abbildung 2 zeigt eine schematische Übersicht zum Aufbau des Satelliten.

Zu den zu erprobenden neuen Technologien auf dem „Flying Laptop“ zählen der auf einem Field Programmable Gate Array (FPGA) basierende On-Board-Computer, ein neues Lageregelungssystem, dreischichtige GainP2/GAAs/Ge-Solarzellen, ein Ka-Band-System und ein neuer Entfaltungsmechanismus für die Solarpaneele.



- 1 – S-Band Antenne (Low Gain)
- 2 – Kommunikationselektronik
- 3 – Ka-Band Elektronik
- 4 – On-Broad Computer
- 5 – Sternenkameras
- 6 – Magnetometer
- 7 – Reaktionsräder
- 8 – Energie-Kontroll-Elektronik
- 9 – Sonnensensoren
- 10 – optisches Kamerasystem
- 11 – faseroptische Kreisel
- 12 – VHF-Antenne
- 13 – Entfaltungsmechanismus
- 14 – Magnetspulen
- 15 – ultrastabiler Oszillator
- 16 – thermische Kamera
- 17 – Wanderfeldröhre
- 18 – Ka-Band (Low Power)
- 19 – Panoramakamera
- 20 – Feed Hörner
- 21 – Cassegrainsystem
- 22 – Li-Ion Batterie
- 23 – S-Band Antenne (High Gain)
- 24 – UHF Antenne

Abb. 2: Die Hauptkomponenten des „Flying Laptop“

Der On-board Computer kommt ohne Prozessor aus. Er besteht aus „Vor Ort programmierbaren Logikbausteinen“ (FPGAs), durch deren Konfiguration digitale Schaltungen realisierbar sind. Verwendet wird ein kommerzieller FPGA-chip (Xilinx Virtex-II Pro) mit ungefähr vier Millionen Gattern (das sind Schaltungen, die elementare Operationen der Booleschen Algebra ausführen) und einer maximalen Taktfrequenz von 200 MHz.

Das FPGA-System ist mit einem 4 MB synchronen statischen RAM ausgestattet, das es ermöglicht, maximal 160 Millionen Pixel/sec zu verarbeiten. Das 2 x 128 MB Double Data Rate-RAM (DDR RAM) wird für klassische Software eingesetzt und kann zum Ablegen großer Datenbanken dienen. Ein FPGA ist sehr einfach rekonfigurierbar. Das hat zum Namen „Flying Laptop“ des Kleinsatelliten geführt, denn die große Flexibilität des on-board-Computersystems kann auch genutzt werden, um den Kleinsatelliten an Firmen zu vermieten, denen es darum geht, ihre Software für eine bestimmte Zeit im Weltall zu testen. Von einer Software zu einer anderen kann in Echtzeit umgeschaltet werden.

Zur Dreiaachsenstabilisierung besitzt der Satellit vier Reaktionsräder, die tetraederförmig angeordnet sind, und drei Magnetspulen zur Entsättigung der Reaktionsräder. Für die Messung der Lage und Bewegung werden fünf Sensortypen eingesetzt: zwei Magnetometer, mehrere Sonnensensoren, vier faseroptische Kreisel, eine Sternkamera mit zwei Sensorköpfen und ein GPS-Navigationssystem bestehend aus drei Empfängern. Letzteres ist besonders erwähnenswert. Es besteht aus drei Phoenix GPS Empfängern, deren Firmware vom DLR/GSOC für den Weltraumeinsatz modifiziert wurde und die für die genaue Orbit- und Lagebestimmung mit einem stabilen 10 MHz Oszillator verbunden sind. Die Genauigkeit für die Pointierung wird durch die Sternkamera  $\mu$ -Advanced Stellar Compass der Technischen Universität Dänemark bestimmt, deren Messgenauigkeit im Bereich von 1–2 Bogensekunden ( $1\sigma$ , senkrecht zur opt. Achse) liegt bei Drehraten unter 0.025°/s und 2 Hz Abtastrate. Für die Telemetrie und das Telekommando ist der „Flying Laptop“ mit UHF (Low gain) und S-Band (low and high gain) Antennen ausgestattet. Zur Vorbereitung des Fluges zum Mond wird zusätzlich eine Wanderfeldröhre (Travelling wave tube) zur Verstärkung eines Ka-Band Signals getestet. Sie erreicht im Sendebetrieb eine Sendeleistung von 57 W. Damit ist eine Datenübertragung mit 500 Mbit/s möglich. Neben der hohen Datenübertragungsrates ist ein weiterer Vorteil der Nutzung des Ka-Bandes, dass kleinere Bodenantennen zur Telekommunikation ausreichen. Als Antenne für



die Ka-Band Kommunikation dient der Cassegrain-Primärspiegel, der neben dieser Aufgabe auch als Teleskop für die thermische Kamera genutzt wird.

Zum Aufladen der Batterien besitzt der „Flying Laptop“ drei Solarpaneele; eines davon ist fest mit dem Satellitenkörper verbunden, die beiden anderen sind entfaltbar. Im Wesentlichen werden triple-junction Solarzellen GAGET1 (MoAg) mit einem Wirkungsgrad von 25% verwendet. In einem Ring mit 16 Zellen sollen die Leistungsfähigkeit und Alterung von GaInP/GaAs/Ge Solarzellen auf Ge-Substrat mit einem Wirkungsgrad von 28% unter Weltraumbedingungen getestet werden. Zur Entfaltung der Solarpaneele wurde ein neuer Mechanismus, der auf einem Schmelzdraht beruht, entwickelt. Dieser hat gegenüber herkömmlicher Pyrotechnik den Vorteil, geringere Schocks und damit eine geringere Störbewegung des Satelliten hervorzurufen.

### 3.1.2 Nutzlast

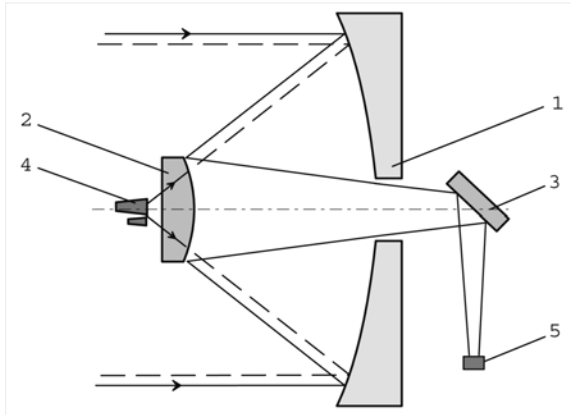
Zur Nutzlast des „Flying Laptop“ zählen 3 Kameras (s. Tabelle 1), jeweils im grünen, roten und infraroten Spektralbereich, eine Kamera für den thermalen Bereich und eine panchromatische Kamera. Die Eigenschaften aller Kameras werden getestet, um die Mondmission vorzubereiten.

Halbwertsbreiten der Filter	
Grün	530 nm – 580 nm
Rot	620 nm – 670 nm
Nahes Infrarot	820 nm – 870 nm
Ground Sample Distance	25 m (bei 700 km)
Schwadbreite	25 km
Digitalisierung	12 bit
Energieverbrauch	~ 5 W
Größe	100 x 90 x 400 mm
Masse	~ 4 kg

Tab. 1: Parameter der Kameras im sichtbaren und nahen infraroten Bereich

Auf dem „Flying Laptop“ wird auch eine thermische Kamera eingesetzt und für zukünftige Wärmekartierungen des Mondes getestet. Um für den Kleinsatelliten eine platz sparende Lösung zu erreichen, kommen dem Hauptspiegel des Cassegrain-Systems zwei Aufgaben zu: Zum einen dient der konkav-parabolische Spiegel als Reflektor für das Ka-Band-System (gestrichelte

Kurve in Abb. 3), zum anderen als Primärspiegel für die Bündelung der Strahlen des thermalen Bereichs. Diese gelangen dann über den Sekundärspiegel auf den Umlenkspiegel, der durch die Trennfilter die Strahlung des thermischen Bereichs auf die Kamera leitet.

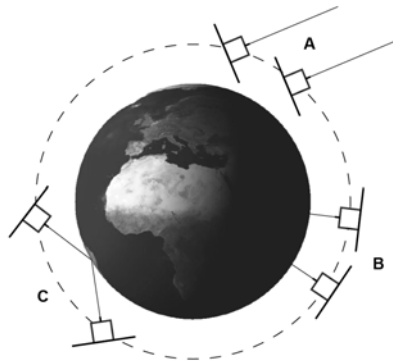


- 1 Hauptspiegel (Durchmesser 50 cm)
- 2 Sekundärspiegel
- 3 Strahlteiler
- 4 Feedhörner
- 5 Thermische Kamera

Abb. 3: Cassegrain System

### 3.1.3 Ausgewählte Aspekte der Erderkundung mit dem „Flying Laptop“

Einige neue Technologien auf dem „Flying Laptop“ sollen auch genutzt werden, um neue Methoden der Erdbeobachtung zu demonstrieren. Dazu gehören die von der Beobachterposition abhängige Reflexion des Untergrundes im sichtbaren und nahen infraroten Bereich sowie eine neue Methode zur Bestimmung der Regenrate. Beide Methoden erfordern als Beobachtungsmodus den so genannten Target-Pointing Modus (Fall C in Abb. 4). Dabei wird der Satellit durch das Lageregelungssystem so ausgerichtet, dass er während eines gesamten Überfluges ein Bodentarget aus verschiedenen Richtungen beobachtet. Dieser Beobachtungsmodus erfordert eine sehr genaue Lageregelung des Satelliten. Das Lageregelungssystem des „Flying Laptops“ kann die Anforderungen an den Target-Pointing-Modus gut erfüllen.



- A: Inertial-Pointing-Modus  
 B: Nadir-Pointing-Modus  
 C: Target-Pointing-Modus

Abb. 4: Drei Lagemodi des „Flying Laptop“ für die Bildaufnahmen

### 3.1.3.1 Messung des bi-direktionalen Reflektanzfaktors (BRF) des Systems „Erde - Atmosphäre“ im sichtbaren und nahen infraroten Spektralbereich

Modellierungen ([1], [2]) und Auswertungen ([3], [4]) von Satellitendaten haben gezeigt, dass geophysikalische und geochemische Produkte aus Fernerkundungsdaten wesentlich erfolgreicher und mit geringerer Unsicherheit abgeleitet werden können, wenn die Strahlung des zu untersuchenden Bodentargets sowohl in verschiedenen Spektralbereichen als auch unter verschiedenen Beobachtungswinkeln gemessen wird.

Die winkelabhängigen Reflexionseigenschaften einer Oberfläche werden mathematisch durch die bidirektionale Reflektanzverteilungsfunktion (BRDF) beschrieben:

$$f(\lambda, \theta_s, \varphi_s, \theta_v, \varphi_v) = \frac{L(\lambda, \theta_s, \varphi_s, \theta_v, \varphi_v)}{E(\lambda, \theta_s, \varphi_s)} \quad \text{Gl. (1)}$$

In Gl. (1) bedeuten  $f$  die BRDF [ $\text{sr}^{-1}$ ],  $L$  die spektrale Strahldichte, die in die Richtung  $v$  reflektiert wird,  $\lambda$  die Wellenlänge,  $E$  die einfallende direkte, spektrale solare Strahlungsflussdichte,  $\theta_s$  und  $\varphi_s$  Zenit- und Azimutwinkel der Sonnenposition und  $\theta_v$  und  $\varphi_v$  Zenit- und Azimutwinkel der Beobachterposition.

Graphisch dargestellt oder als Zahlenwert angegeben wird im allgemeinen der bidirektionale Reflektanzfaktor  $\text{BRF} = \pi f$ , der dimensionslos ist (unter der Annahme, dass die BRDF einer idealen Lambertschen Fläche  $1/\pi$  ist).

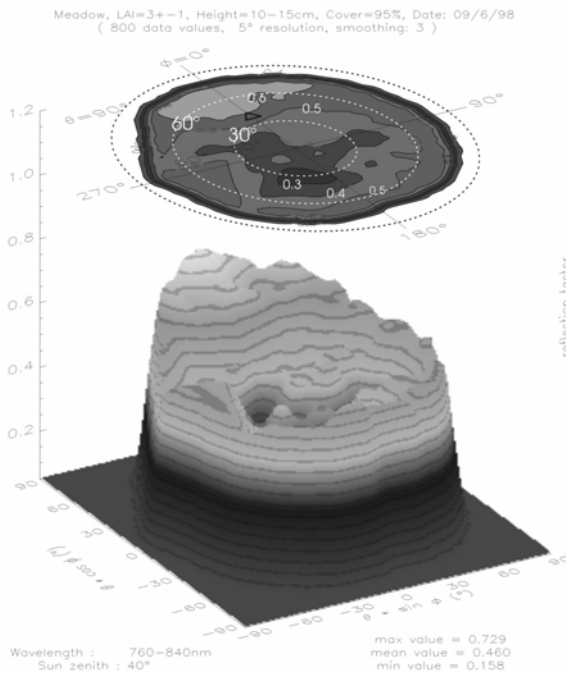


Abb. 5: Bi-direktionaler Reflektanzfaktor einer Weide im nahen Infrarot [5]

Abbildung 5 zeigt als Beispiel den aus Messungen in 7 m Höhe über einer Weide abgeleiteten bi-direktionalen Reflektanzfaktor. Die Messung erfolgte im nahen infraroten Spektralbereich, die Sonne stand  $50^\circ$  über dem Horizont. Im unteren Teil der Abbildung 5 findet man eine dreidimensionale Darstellung des BRF, im oberen Teil die Auftragung der BRF in Polarkoordinaten, wobei die Länge des Radiusvektors die Beobachterzenittdistanz darstellt und der Winkel den Azimut des Beobachters; das

Dreieck bezeichnet die Sonnenposition. Es zeigen sich sehr deutliche Unterschiede der Reflexion in den einzelnen Richtungen; für Vegetation ist typisch, dass die höchsten Werte der winkelabhängigen Reflexion im Rückwärtsstrebereich auftreten.

Der bi-direktionale Reflektanzfaktor von Untergrundarten kann vom Satelliten aus nicht direkt gemessen werden, weil die dazwischen liegende Atmosphäre infolge der anisotropen Streuung der Sonnenstrahlung an den Luftmolekülen und dem Aerosol den BRF des Untergrundes verändert.

Durch Modelle und Strahlungstransportrechnungen oder zusätzliche Messungen kann versucht werden, den Einfluss der Atmosphäre zu erfassen und den BRF des Untergrundes abzuleiten. Das Institut für Raumfahrtssysteme der Universität Stuttgart plant solche zusätzlichen Messungen in unterschiedlichen Etagen der Atmosphäre.

### 3.1.3.2 Nutzung des Ka-Bandes und Ku-Bandes zur Demonstration einer neuen Methode zur Regennessung

Es existieren verschiedene Arbeiten ([6], [7]), die aufzeigen, dass die Differenz der Schwächung geeignet gewählter Frequenzen (vor allem im Bereich des Ka- und Ku-Bandes) beim Durchgang durch Regen linear mit der Regenrate verbunden ist und weitgehend unabhängig von Tropfenform und Tropfenspektrum. Die Gültigkeit dieses Postulats ist während des EU-Mantissa-Projekts durch die Messung urbaner Regenraten mittels horizontaler Links bereits erfolgreich bestätigt worden ([8], [9]). Daraus ist die Idee entstanden, auch mittels des „Flying Laptops“ durch zusätzliche Ausrüstung des Kleinsatelliten mit einem Ku-Band Sender diese Methode im Target-Pointing Mode

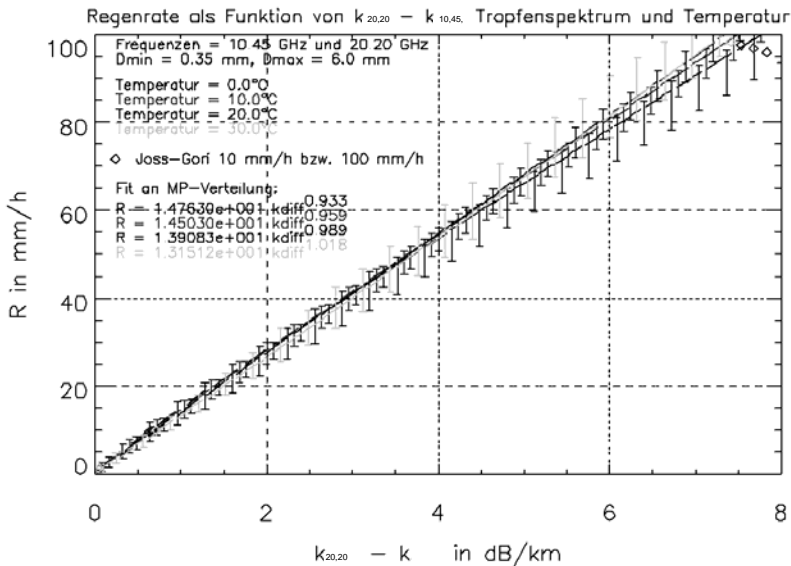


Abb. 6: Differenz der Einweg-Dämpfungskoeffizienten (20,20 GHz–10,45 GHz) in  $\text{dB km}^{-1}$  als Funktion der Niederschlagsrate in  $\text{mm h}^{-1}$  unter Variation der Tropfengrößenverteilung (Fehlerbalkendarstellung) und der Temperatur

zu demonstrieren und die Fehlerquote festzustellen. Im Falle einer erfolgreichen Demonstration ergäbe sich unter Nutzung dieser Methode die Möglichkeit, die Regenrate kostengünstig, engmaschig und global unter Nutzung der Frequenzen der Fernsehsatelliten zu bestimmen. Dankenswerterweise wurden vom Institut für Meteorologie und Klimaforschung der Universität Karlsruhe erste Rechnungen zu dieser Frage ausgeführt und später dem IRS das Rechenprogramm zur Berechnung der strahlintegrierten Dämpfung (PIA: path integrated attenuation) zur Verfügung gestellt [10]. Zur Vorbereitung der Demonstration mit dem „Flying Laptop“ wurden verschiedene Rechnungen für die ausgewählten Frequenzen von 20,20 GHz und 10,45 GHz durchgeführt, variiert wurde die Tropfengrößenverteilung und die Temperatur.

Die Abbildung 6 demonstriert einen guten linearen Zusammenhang zwischen Regenrate und den Differenzen der Schwächungskoeffizienten zwischen Ka- und Ku-Band. Dieser Zusammenhang ist weitgehend unabhängig von der Tropfengrößenverteilung und bildet die Grundlage des zu demonstrierenden neuen Verfahrens der Regenmessung. In [6] wurde auch gezeigt, dass die lineare Beziehung zwischen Regenrate und der Schwächungsdifferenz von Ka- und Ku-band kaum von der Tropfengestalt abhängt.

Große Unsicherheiten treten allerdings in den Schmelzzonen auf, diese sind abhängig vom Schmelzgrad und von der vertikalen Mächtigkeit der Schmelzschicht. Hier fehlen verlässliche Werte, mit denen gerechnet werden kann. Nur Messungen können weiter helfen. Hierfür ist es sehr vorteilhaft, dass der „Flying Laptop“ im Target-Pointing-Modus messen kann und dadurch verschieden lange Wege durch die Atmosphäre realisiert werden können. Zur näheren Untersuchung wäre der Einsatz eines polarimetrischen Radars sehr hilfreich.

## **4. Vorbereitung der Lunar Mission BW1**

### **4.1 Der Satellit Perseus**

Auf dem Satellitenbus des „Flying Laptops“ wird ein weiterer Satellit des Stuttgarter Kleinsatellitenprogramms, Perseus, basieren. Der Satellit mit etwa einer Masse von 150 kg wird ebenfalls – wie der „Flying Laptop“ – in eine niedrige Erdumlaufbahn gebracht. Dort sollen zunächst zwei elektrische Triebwerke getestet werden, die notwendig sind, um die Mondsonde Lunar Mission BW1 vom Geotransfer-Orbit (GTO) in eine niedrige Mondumlaufbahn zu bringen. Zum einem handelt es sich hierbei um ein Cluster von instationären magnetoplasmadynamischen Triebwerken, die mit einem Festtreib-

stoff (Teflon) arbeiten und eine Austrittsgeschwindigkeit von je etwa 12 000 m/s und einen mittleren Schub von etwa je 1mN erreichen [11]. Zum anderen wird ein thermisches Lichtbogentriebwerk mit einer Austrittsgeschwindigkeit von etwa 5000 m/s und einem ungefähren Schub von 100 mN gegenwärtig im Labor getestet [12]. Als Treibstoff dient hier Ammoniak.

Nach Beendigung der Testphase für die Antriebe soll Perseus der Messung der UV-Strahlung ausgewählter astronomischer Objekte dienen, in Zusammenarbeit mit dem Institut für Astronomie und Astrophysik der Universität Tübingen. Dazu ist die Ausrüstung mit einem UV-Spektrometer, das im Bereich von 130–180 nm empfindlich ist, geplant.

#### 4.2 Die Mondsonde Lunar Mission BW1

Die Mondsonde wird etwa 200 kg wiegen und von kubischer Gestalt mit der Kantenlänge von 1m sein. Sie ist dreiaachsenstabilisiert und verfügt über 6 m<sup>2</sup> Solarpanele und Li-Ion-Batterien, um die notwendige elektrische Leistung von 1 kW zu gewährleisten. Weiterhin ist die Sonde mit einer 1 m Antenne ausgerüstet für das Ka-Band-Kommunikationssystem, als back-up dient ein S-Band-System. Auch der Bordrechner der Mondsonde wird ein FPGA sein.

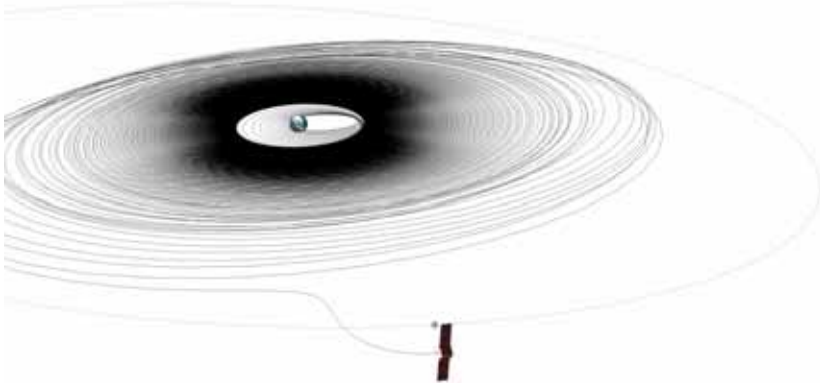


Abb. 7: Lunar Mission BW1: Aussetzen der Sonde im GTO, Ausweitung des Orbits über den van-Allen Gürtel, Erreichen des Gravitationseinflusses des Mondes, Einschwenken in einen hoch elliptischen Mondorbit, Übergang in einen niedrigen zirkularen Mondumlauf mit hoher Inklination, Messphase: Fernerkundung der Mondoberfläche, Kontrollierter Aufprall auf der Mondoberfläche. Der schubstärkere Antrieb, das Lichtbogentriebwerk, das mit Ammoniak arbeitet, wird hauptsächlich für den Durchgang durch den van-Allen-Gürtel, zum Einschwenken in den hoch elliptischen Mondorbits und zum kontrollierten Aufschlagen eingesetzt. Zur Richtungs-

*änderung in der Umlaufbahn werden wegen der höheren Ausstoßgeschwindigkeiten vor allem die magneto-plasma-dynamischen Triebwerke dienen.*

Mit den beiden Triebwerken, die sich zurzeit im Labortest befinden, werden 24 Monate Reisezeit bis zur Ankunft im niedrigen Mondorbit benötigt. Während dieser Zeit können aber bereits einige wissenschaftliche Experimente durchgeführt werden. Zur Diskussion stehen Untersuchungen von Staubpartikeln, die Beobachtung von NEOs (Near Earth Objects), Strahlungsmessungen sowie die nähere Untersuchung der Librationspunkte L4 und L5. Nach einem Announcement of Opportunity, das für 2008 geplant ist, soll eine endgültige Entscheidung getroffen werden.

Das Gleiche gilt für die Messphase, für einen Zeitraum von etwa 6 Monaten in einer Umlaufbahn von etwa 100 km über der Mondoberfläche. Hier können beispielsweise die Kameras im VIS/NIR-Bereich genutzt werden, die eine GSD (Ground sample distance) von 10 m erreichen, oder die thermische Kamera mit einer GSD von 20 m. Des Weiteren kann die Panoramakamera mit einer Schwadbreite von 30 km und einer GSD von mindestens 50 m eingesetzt werden. Aber auch andere Experimente wie Staubbmessungen, Polarisationsmessungen, Blitzdetektion oder Nutzung des Ka-Bandes in Reflexionsexperimenten sind in der Diskussion [13].

## 5. Schlussfolgerung

Durch die technische Entwicklung und Miniaturisierung auf vielen Gebieten erlaubt die Entsendung von Kleinsatelliten heute, anspruchsvolle Aufgaben der Technik und wissenschaftlichen Forschung zu lösen. So ist es 50 Jahre nach dem Start von Sputnik 1 möglich, eine universitäre Sonde zum Mond zu schicken, die die Vertrauenswürdigkeit neuer Technologien testet und zur Lösung wissenschaftlicher Fragen beitragen kann.

## Literatur

- [1] Spectra-Surface Processes and Ecosystem Changes Through Response Analysis ESA SP-1257(5), September 2001
- [2] Menetti, M., From observational objectives to the SPECTRA mission concept, 2<sup>nd</sup> SPECTRA Workshop, Oct. 2003
- [3] Knyazikhin Y., et.al, Analysis of the MISR LAI/FPAR product for spatial and temporal coverage, accuracy and consistency, Remote Sensing of Env. 107, 334–347, 2007
- [4] Su, L. et al., Support vector machines for recognition of semi-arid vegetation types using MISR multi-angle imagery, Remote Sensing of Env. 107, 299–311, 2007



- [5] Schönemark, M. v., Geiger, B., Röser, H.P (ed.), Reflection Properties of Vegetation and Soil – with a BRDF Data base, Berlin 2004
- [6] Hardaker, P.J., Holt, A.R., Goddard, J.W.F, Comparing model and measured rainfall rates obtained from a combination of remotely sensed and in situ observations, *Radio science* 32 5, 1785–1796, 1997
- [7] Rahimi, A. R., Holt, A. R., Upton, G. J. G. and Cummings, R. J. (2003) The Use of Dual-Frequency Microwave Links for Measuring Path-Averaged Rainfall. *Journal of Geophysical Research*, 108 (D15): art. No. 4467.
- [8] Rahimi, A. R., Holt, A. R., Upton, G. J. G., Kramer, S., Redder, A. and Verworn, H.-R., Attenuation calibration of an X-band weather radar using a microwave link, *Journal of Atmospheric and Oceanic Technology*, 23 (3), 395–405, 2006
- [9] Upton, G. J. G., Holt, A. R., Cummings, R. J., Rahimi, A. R. and Goddard, J. W. F. (2005) Microwave links: the future for urban rainfall measurement? *Atmospheric Research*, <http://dx.doi.org/10.1016/j.atmosres.2004.10.009>
- [10] Blahak, U., Analyse des Extinktionseffekts bei Niederschlagsmessungen mit einem C-Band Radar anhand von Simulation und Messung, Diss. an der Fakultät für Physik der Universität Karlsruhe (TH), 2004
- [11] Nawaz, A., Bauder, U., Böhrk, H., Herdrich, G., Auweter-Kurtz, M., Electrostatic Probe and Camera Measurements for Modeling the IMPD SIMPLEX, AIAA-2007-75328, Joint Propulsion Conference “007, July 8–11 Cincinnati, Ohio, USA
- [12] Bock, D., Auweter-Kurtz, M., Kurtz, H., Roeser, H.-P., Experimental Investigation on Thermal Arcjet Thruster Development for a Science Mission to the Moon, IAC-06-C4.403, 57th International Astronautical Congress, Oct. 2–6, 2006, Valencia, Spain
- [13] Laufer, R., Roeser, H.-P., the Lunar Mission BW1 Project Team, Lunar Mission BW1 – An Academic Low-Cost Small Lunar Exploration Satellite, IAC-07-A3.I.A.03, 58th International Astronautical Congress, September, 24–28, 2007, Hyderabad, India, 2007