



Astronomie und Raumfahrt

Sonderheft 1

Inhalt:

Wettersatelliten · <i>Karl-Heinz Neumann</i>	1
Das Saturnprogramm	7
Das Apollo-Programm	9
Schwerelosler Mensch und schwerefreier Raum	10
Sind passive Nachrichtensatelliten noch aktuell? · <i>H. D. Naumann</i>	12
ELDO-Kostenneuverteilung	14
Schutz von Raumfahrzeugbauteilen durch Oberflächen- behandlung · <i>Dr. Eberhard Hollax</i>	19
Neue Ergebnisse der astronautischen Wissenschaft · <i>Karl-Heinz Neumann</i>	20
Astronautische Projekte der Gegenwart (Ein Mondflughafen — MOL = Militärische Raumstationen der USA — Japans vierte Raketengeneration) · <i>Horst Hoffmann</i>	26
Betrachtungen zum Problem der Raumanzüge · <i>Hans-K. Remane</i>	30
Sternwarten im Weltall	32

Herausgeber: Deutscher Kulturbund, Zentraler Fachausschuß Astronomie in Verbindung mit Deutscher Astronautischer Gesellschaft. Redaktion: Herbert Pfaffe, Chefredakteur; Karl-Heinz Neumann; Edgar Otto; A. Hockauf, Redaktionsbeirat; Dipl.-Astronom E. Bartl, Wilhelm Hempel, Prof. Dr. Joh. Hoppe, Prof. Dr. Lambrecht, Heinz Mielke, Dr. H. Oleak, Prof. E. Penzel, Dr.-Ing. F. Ruhle, Prof. D. Wattenberg, Prof. Dr. Wempe

Redaktion: 102 Berlin 2, Liebknechtstr. 31, Fernsprecher: 51 53 84/85. „Astronomie und Raumfahrt“ erscheint 1967 mit 6 Hefen. Bezugspreis einschl. Zustellgebühr 9,00 MDN. Einzelheft 1,50 MDN.
Bezug durch die Post oder den Buchhandel.

Veröffentlicht unter Lizenznummer 1490/63 des Presseamtes beim Vorsitzenden des Ministerrates der DDR. Satz und Druck: VEB Druckerei der Werktätigen, Zentrale Lehrwerkstatt, Halle (S.), Geiststraße 22

Wettersatelliten

KARL-HEINZ NEUMANN

Auch die Sowjetunion benutzt künstliche Erdsatelliten zu Wetterbeobachtungen. Diese Tatsache veranlaßt mich, einige Betrachtungen zu den sowjetischen Wettersatelliten und zu Wettersatelliten allgemein anzustellen.

Schon bei der Bekanntgabe des wissenschaftlichen Programms der Kosmos-Satelliten am 16. März 1962 hieß es in einem Punkt, daß Experimente für die Verwendung von Erdsatelliten zu Wolkenaufnahmen ausgeführt werden. Eine Reihe von Kosmos-Satelliten werden derartigen experimentellen Untersuchungen gedient haben. Sicher bekannt sind drei kurzlebige Kosmos-Satelliten, Kosmos 45, 65 und 92 (Vorläufer von Kosmos 122), bei denen derartige Experimente ausgeführt wurden. Allerdings entspricht der Charakter der hier durchgeführten Experimente noch nicht dem der Einsatztypen von Wettersatelliten. Die Aufzeichnungen der ausgeführten Strahlungsmessungen erfolgten hier über Film, der nach der Landung entwickelt und ausgewertet wurde.

Der erste sowjetische Einsatz-Wettersatellit ist Kosmos 122. Da dieser Satellit aber bezüglich seiner Bahnelemente einige „Vorgänger“ hatte, ist anzunehmen, daß es sich bei diesen Satelliten um Experimentalflykörper handelte, bei denen alle Systeme für diesen Einsatztyp eines Wettersatelliten unter praktischen Raumflugbedingungen erprobt worden sind. Es handelt sich dabei um die Satelliten Kosmos 44, Kosmos 58, Kosmos 100 und Kosmos 118. Das Charakteristische ihrer Flugbahnen ist eine kreisähnliche Bahn in rund 600 bis 650 km Höhe. Ihre Bahnneigung macht 65 Grad aus. Ihre Umlaufzeit liegt im Bereich von 97 Minuten. Zum Vergleich seien die Bahnelemente dieser Satelliten nacheinander angeführt:

Kosmos 44, 1964–53 A, Start: 28. 8. 1964, 15^h58^m GMT

$$\begin{aligned} p &= 99^{\circ} 5 & i &= 65^{\circ} \\ h_p &= 618 \text{ km} & h_a &= 860 \text{ km} \\ \text{Sendefrequenz: } &90,023 \text{ MHz.} \end{aligned}$$

Kosmos 58, 1965–14 A, Start 26. 2. 1965, 05^h00^m GMT

$$\begin{aligned} p &= 96^{\circ} 8 & i &= 65^{\circ} \\ h_p &= 581 \text{ km} & h_a &= 659 \text{ km} \\ \text{Sendefrequenz: } &90,062 \text{ MHz.} \end{aligned}$$

Kosmos 100, 1965–106 A, Start: 17. 12. 1965, 02^h25^m GMT

$$\begin{aligned} p &= 97^{\circ} 7 & i &= 65^{\circ} \\ \text{mittlere Höhe} &= 650 \text{ km} \end{aligned}$$

Kosmos 118, 1966–38 A, Start: 11. 5. 1966,

$$\begin{aligned} p &= 97^{\circ} 1 & i &= 65^{\circ} \\ \text{mittlere Höhe} &= 640 \text{ km} \end{aligned}$$

Dazu die Bahnelemente von Kosmos 122 (Startdatum: 25. 6. 1966) 1966–57 A:

$$\begin{aligned} p &= 97^{\circ} 1 & i &= 65^{\circ} \\ \text{mittlere Höhe} &= 625 \text{ km} \end{aligned}$$

Wir erkennen, daß lediglich der erste der von uns als Experiment-Wettersatelliten angenommene „Kosmos“ eine geringe Abweichung in der Bahn aufweist, während die übrigen eine sehr gute Übereinstimmung zeigen.

Zu Kosmos 122 wurden in der Sowjetunion interessante Einzelheiten bekannt gegeben: Kosmos 122 sendet Bildfunkaufnahmen der Wolken, die einen großen Teil der Erdoberfläche bedecken, zur Erde. Aus den Wolkenformen und ihrer Verteilung kann der Fachmann vieles über den Zustand der Atmosphäre ablesen. Die Bildübertragung erfolgt zu einzelnen Empfangsstationen, hier werden die Bilder mosaikartig zu einer Übersichtskarte der Wolkenbedeckung der Erdoberfläche zusammengestellt. Die Meteorologen können daraus den Charakter der Bewegung der Atmosphäre, die Verteilung der Fronten sowie Richtung und Geschwindigkeiten von Luftströmungen in den oberen Atmosphärenschichten bestimmen.

Diese Fernsehaufnahmen der Wolkenstruktur werden auf der Tag-Seite der Erde gemacht. Aber auch auf der Nacht-Seite der Erde werden im infraroten Bereich Bilder der Wolkenverteilung gewonnen. Man muß dazu einen Spektralbereich auswählen, in dem die infrarote Strahlung nicht durch den Wasserdampf der Erdatmosphäre absorbiert wird. Ein derartiges „Fenster“ findet sich im Wellenlängenbereich von 8–12 Mikron. In diesem Bereich erfolgen die Infrarotwolkenaufnahmen mit Kosmos 122.

Diese Infrarotanlage macht aber gleichzeitig auch auf der Tag-Seite der Erde Aufnahmen. Das ermöglicht es, durch Vergleich mit den im sichtbaren Bereich des Spektrums aufgenommenen, die Infrarot-Bilder sicherer und besser auszuwerten.

Ein dritter sehr wesentlicher Komplex der meteorologischen Untersuchungen sind Strahlungsmessungen. Die auf die Erdoberfläche auftreffende Sonnenstrahlung in den verschiedensten Spektralbereichen ist die Hauptenergiequelle für die Bewegung in der unteren Atmosphäre. Um sie zu beobachten, ist es notwendig festzustellen, welche Gebiete der Erdoberfläche wieviel Strahlungsenergie aufgenommen haben, wieviel davon zur Erwärmung der Atmosphärenschichten verbraucht wurde, wieviel davon in den Weltraum reflektiert wurde und wieviel Wärmeenergie wiederum von der erwärmten Erdoberfläche und der erwärmten Atmosphäre in den kosmischen Raum abgestrahlt wurde. Derartige Messungen erfolgen mit Hilfe einer aktinometrischen Apparatur, die sich an Bord von Kosmos 122 befindet.

Diese Apparatur mißt die Intensität der von unten kommenden Strahlung in verschiedenen Wellenlängenbereichen. Die Intensität der reflektierten Strahlung wird durch eine Meßapparatur bestimmt, die im Wellenlängenbereich von 0,3 bis 3 Mikron (sichtbares Licht und benachbarter infraroter Bereich) arbeitet.

Zur Bestimmung der Temperatur der vom Satelliten aus sichtbaren Erdoberfläche oder der Wolkenobergrenze benutzt man Strahlungsmessungen im Bereich 8–12 Mikron. Aus diesen Temperaturmessungen läßt sich auch die Höhe der Wolkenobergrenze über der Erdoberfläche bestimmen, da die Temperatur der Wolkenobergrenze von ihrer Höhe abhängig ist.

Als dritten Bereich mißt man von 3–30 Mikron Wellenlänge den Gesamtstrom der Wärmestrahlung, der von der Erdatmosphäre in den kosmischen Raum abgestrahlt wird.

Während man sowohl die Fernsehaufnahmen als auch die Aufnahmen im infraroten Bereich visuell auswerten und analysieren kann, ist das bei den Strahlungsmessungen nicht mehr möglich. Hier benutzt man Elektronenrechner, die die erhaltenen Meßwerte (Zahlen) verarbeiten. Zuerst werden sie den entsprechenden Subsatellitenpunkten zugeordnet und danach in Form einer Strahlungsverteilungskarte von der elektronischen Apparatur geliefert.

Die detaillierten Strahlungsmessungen, die wie die Fernsehaufnahmen und Infrarotaufnahmen kontinuierlich von diesem Satelliten geliefert werden, sind für die Wetteranalyse der Meteorologen von außerordentlicher Wichtigkeit. Der Satellit selbst ist lagestabilisiert. Dabei ist er so orientiert, daß die Objektive seiner Kameras und Meßinstrumente ständig senkrecht nach unten ausgerichtet sind. Über die Art der Stabilisierung liegen bisher noch keine genauen Angaben vor, sicherlich erfolgt sie durch ein Gasdüsensystem.

Der Satellit besitzt ferner Geräte zur Informationsspeicherung. Sobald er in den Funkbereich einer der über das Territorium der Sowjetunion verteilten Empfangsstationen gelangt, werden die Bilder und Meßwerte auf Kommando in schneller Folge zur Erde übertragen.

Zur Energieversorgung des Satelliten dienen große Flächen mit Sonnenbatterien sowie für den Erdschatten die notwendigen Pufferbatterien, die eine ständiges Arbeiten sämtlicher Bordapparaturen ermöglichen.

Interessant mag in diesem Zusammenhang auch noch sein zu erfahren, daß mit dem sowjetischen Nachrichtensatelliten Molnija 1, der am 25. April 1966 gestartet worden ist, am 18. Mai 1966 erstmalig Fernsehaufnahmen der Erde gemacht worden sind. Diese Aufnahmen wurden im Bereich zwischen 20 000 und 40 000 km Höhe ausgeführt. Verwendet wurden verschiedene Objektive und verschiedene Filter, die automatisch gewechselt werden konnten. Damit erhielt man Aufnahmen der Erde in verschiedenen Maßstäben und unter verschiedenen Beleuchtungsverhältnissen. Einige Bilder zeigen die gesamte sichtbare Erdoberfläche. Derartige Aufnahmen können als sogenannte Übersichtsaufnahmen für die meteorologische Praxis ebenfalls von großer Bedeutung sein. Eine zweite Aufnahmeserie war am 30. Mai 1966 ausgeführt worden.

Im folgenden sei noch über einige spektralfotometrische Messungen, die mit Kosmos-Satelliten ausgeführt wurden, berichtet. Die Apparaturen hierzu waren parallel zur Spektralapparatur angebracht, d. h. also ständig senkrecht in Richtung Erdoberfläche ausgerichtet. (Diese kurzlebigen Kosmos-Satelliten sind lagestabilisiert, sehr wahrscheinlich durch Gasdüsensysteme.) Als erstes waren spektralfotometrische Messungen im roten Teil des sichtbaren Spektrums, im Wellenlängenbereich von 0,6–0,8 Mikron zu nennen. Ferner wurde die Intensität der ultravioletten Strahlung im Wellenlängenbereich von 0,23–0,31 Mikron ständig gemessen. Ein sogenanntes „Nachtphotometer“ arbeitete im infraroten Bereich. Hier wurden nacheinander acht verschiedene Filter vor das Aufnahmeobjektiv gebracht; das geschah innerhalb von 12 Sekunden. Die Apparatur besaß zwei Empfindlichkeitsstufen, die automatisch umgeschaltet wurden.

Ein weiteres Mehrfachphotometer – in diesem Fall mit sieben nacheinander vorzuschaltenden Filtern – arbeitete im ultravioletten und sichtbaren Teil des Spektrums. Dabei wurden jeweils sehr schmale Bereiche des Spektrums herausgefiltert. Die untere Grenze betrug hier 0,17 Mikron, die obere Grenze lag bei 0,6 Mikron. Ein letztes Photometer schließlich bestimmte die gesamte Strahlungsintensität im Bereich von 0,3–30 Mikron, und damit praktisch fast die gesamte von der Erdoberfläche reflektierte Strahlung.

Die Photometer besaßen relativ langbrennweitige Optiken, so daß jedem Meßwert nur eine relativ kleine Fläche zugeordnet werden konnte. Bei den Messungen im infraroten Bereich hatte das erfaßte Gebiet eine Ausdehnung von etwa zehnmal 10 km. Die Messungen im ultravioletten und visuellen Bereich wurden noch schmalwinkliger ausgeführt, so daß einem Meßwert nur die von einem etwa fünfmal 5 km messenden Gebiet der Erdoberfläche reflektierte Strahlung zuzuordnen ist.

Im folgenden noch eine kurze tabellenmäßige Zusammenfassung der wichtigsten Daten der eben genannten Kosmos-Satelliten:

Kosmos Nr.	Startdatum	Apogäum km	Perigäum km	Bahnneigung Grad
45	13. 9. 1964	327	206	64,9
65	17. 4. 1965	342	210	65
92	16. 10. 1965	353	212	65

Die Lebenszeit aller drei Kosmos-Satelliten betrug jeweils 8 Tage. Nach Erfüllung ihrer Meßaufgaben sind sie zur Erde zurückgeführt worden.

Wie schon eingangs erwähnt, kann es sich bezüglich der hier genannten spektral-photometrischen Messungen, die wir größtenteils bei dem schon erwähnten sowjetischen Einsatzsatelliten für Wetterbeobachtung wiederfinden, nur um die Sammlung erster Meßergebnisse bzw. um die Erprobung der entsprechenden Apparaturen gehandelt haben, da derart kurzlebige Satelliten für ein kontinuierlich arbeitendes meteorologisches Beobachtungssystem mit Hilfe von Erdsatelliten ökonomisch nicht tragbar wären.

Anschließend werden die entsprechenden mit amerikanischen Wetter-Satelliten ausgeführten Strahlungsmessungen zum Vergleich kurz beschrieben.

Zuerst das System der Tiros-Satelliten. Die ersten Experimente mit diesem Satellitentyp begannen 1960. Sie wurden bis zum Jahre 1965 fortgeführt. Auch hier wurden Strahlungsmessungen ausgeführt. Zu unterscheiden sind hier zwei Strahlungsmessungen bezüglich des erfaßten Gebietes. Als erstes das sogenannte Abtast-Radiometer, mit dem nur ein schmaler Winkelbereich der Erdoberfläche erfaßt wurde. Das zweite ist ein sogenanntes Flächen-Radiometer, dessen beide Sensoren mit Weitwinkelobjektiven arbeiten und deren Meßwerte einem relativ großen Teil der Erdoberfläche zuzuordnen sind. Dieses Flächen-Radiometer besaß zwei in der Drallachse des Satelliten befindliche Sensoren.

Bekanntlich waren die ersten acht Tiros-Satelliten drallstabilisiert. Sie hatten die Form einer flachen Hutschachtel. Die beiden Kameras waren an der großen ebenen Fläche angebracht. Durch die Drallstabilisierung zeigten die Kameras bzw. die Flächen-Radiometer nur etwas weniger als einen halben Erdumlauf lang in Richtung zur Erde. Während dieser Zeit änderte sich auch ständig der „Blickwinkel“, also der Winkel Kamera – Drallachse zur Horizontebene des beobachteten Gebietes.

Erst bei Tiros 9 und Tiros 10 war die Drallachse nach Erreichen der Flugbahn um 90 Grad gekippt worden, so daß sie sich ähnlich wie ein rollendes Rad in ihrer Bahn vorwärts bewegte. Die Kameras bzw. Flächen-Radiometer waren hier am Rand der „Hutschachtel“ angebracht. Erst bei diesen letzten beiden Satelliten war es möglich, während des gesamten Erdumlaufs Meßwerte bzw. Bilder zu erhalten.

Mit den Flächen-Radiometern wurde einmal die gesamte von der Erdoberfläche reflektierte Strahlung sowie die thermische Eigenstrahlung der Erde gemessen. Die Empfindlichkeit dieses Photometers reichte von 0,2–50 Mikron. Als zweites wurde die Eigenwärmestrahlung der Erdoberfläche photometrisch bestimmt. Dieses Instrument war für den Wellenlängenbereich von 8–12 Mikron empfindlich.

Das Abtast-Radiometer, mit dem nur ein schmaler Winkelbereich erfaßt wurde, besaß fünf verschiedene Sensoren. Diese waren bei den Tiros-Satelliten um 45 Grad geneigt gegen die Drallachse angebracht.

Mit einem dieser Photometer sollte der CO_2 -Gehalt der Erdatmosphäre bestimmt werden. Hier wurde nur Infrarotstrahlung im Bereich von 14,5–15,5 Mikron aufgenommen. Ein weiterer Sensor bestimmte die Intensität des reflektierten Lichtes im sichtbaren Bereich. Seine Empfindlichkeit reichte von 0,5–0,9 Mikron. Das Rückstrahlungsvermögen der Erde und ihrer Atmosphäre sollte mit dem dritten Sensor untersucht werden. Sein Meßbereich lag zwischen den Grenzen 0,25 und 6 Mikron. Mit dem vierten Photometer wurde wiederum die Gesamtstrahlung der Erde und ihrer Atmosphäre im Bereich von 7–30 Mikron bestimmt. Die Wärmestrahlung der Erdoberfläche bzw. der oberen Wolkenschichten hat man mit dem letzten der Sensoren gemessen. Der von ihm aufgenommene Bereich des Spektrums lag zwischen 7 und 12 Mikron.

Verglichen mit dem sowjetischen Wetter-Satelliten Kosmos 122 finden wir hier eine annähernde Übereinstimmung in den Strahlungsmeßaufgaben, nur mit dem Unterschied, daß bei dem sowjetischen Satelliten diese Messungen ständig ausgeführt wurden, während sie bei den amerikanischen Satelliten nur von begrenzten Gebieten zur Verfügung standen.

Die Angaben über die Strahlungsmessungen mit den Tiros-Satelliten sind natürlich nur eine Zusammenfassung aller mit Tiros-Satelliten ausgeführten Messungen und treffen nicht unbedingt auf jeden einzelnen dieser Satelliten zu.

Im folgenden eine tabellarische Zusammenfassung der amerikanischen Tiros-Satelliten mit den wichtigsten Angaben:

Tiros Nr.	Startdatum	Funktionsdauer Tage	Apogäum km	Perigäum km	Bahnneigung Grad
1	1. 4. 1960	77	750	690	48,4
2	23. 11. 1960	76	729	623	48,5
3	12. 7. 1961	145	815	742	47,8
4	8. 2. 1962	120	844	710	48,3
5	19. 6. 1962	330	972	590	51,1
6	18. 9. 1962	388	711	684	58,3
7	19. 6. 1963	etwa 700	649	621	58,2
8	21. 12. 1963	in Betrieb	748	687	58,0
9	22. 1. 1965	in Betrieb	2563	696	83,6
10	2. 7. 1965	in Betrieb	831	738	81,4

Bei den Angaben über Funktionsdauer bezieht sich „in Betrieb“ auf das Datum 31. 5. 1966.

Der fortgeschrittene Typ in der amerikanischen Wetter-Satelliten-Entwicklung sind die Satelliten der Serie „Nimbus“. Sie besitzen im Gegensatz zu den Tiros-Satelliten keine Drallstabilisierung, sondern die Ausrichtung der Kameraachsen nach der Erdoberfläche erfolgt mit Hilfe von Gasdüsensystemen, deren Steuerungssystem seine Orientierungsangaben durch Infrarot-Horizontsensoren erhält.

Auch hier zunächst Angaben über die mit diesen Satelliten ausgeführten Strahlungsmessungen. Dieses System hat die Bezeichnung MRIR (Medium Resolution Infrared Radiometer), also Infrarot-Radiometer mit mittlerer Auflösung. Im Gegensatz dazu haben diese Satelliten noch ein sogenanntes HRIR-System, d. h. High Resolution Infrared Radiometer, also Infrarot-Radiometer hoher Auflösung. Mit ihm werden die Aufnahmen vom Wolkenbedeckungsgrad auf der Nachtseite der Erde gemacht.

Das MRIR-System der Nimbus-Satelliten besitzt fünf verschiedene Sensoren. Einer der Sensoren ist im Bereich von 6,5–7 Mikron eingesetzt. Es ist das Gebiet einer starken Wasserdampfabsorption im Infrarotspektrum. Mit den Meßwerten dieses Detektors lassen sich gewisse Abschätzungen über die relative Luftfeuchtigkeit machen. Ferner bekommt man Angaben über Temperaturen in den oberen Gebieten der Troposphäre. Das zweite Photometer besitzt einen Filter, der nur Infrarotstrahlung nahe 10 Mikron hindurchläßt. Bei dieser Wellenlänge ist die Erdatmosphäre für Infrarotstrahlung sozusagen durchsichtig. Man kann also hierbei die Temperatur der Erdoberfläche bzw. die der Wolkenobergrenze bestimmen. Der dritte Detektor mißt wiederum den gesamten von der Erde reflektierten Wärmestrahlungsstrom; seine Empfindlichkeit liegt zwischen 7 und 30 Mikron. Mit dem vierten Detektor wird fast der gesamte von der Erde ausgehende Strahlungsstrom gemessen. Da mit ihm der Bereich von 0,2–4 Mikron erfaßt wird, handelt es sich hierbei um 99 Prozent der von der Erde ausgehenden Strahlung. Der fünfte Detektor schließlich mißt das sichtbare Licht im Bereich von 0,5–0,9 Mikron.

Kurz zusammengefaßt einige Angaben über die elektronische Verarbeitung dieser Meßwerte, wie sie bei den Tiros-Satelliten in ähnlicher Weise ausgeführt werden.

Die Meßwerte der fünf Detektoren modulieren fünf spannungsstabilisierte NF-Oszillatoren in der Frequenz. Einem Hub von 50 Hz entspricht dabei ein Modulationsgrad von 100 Prozent. Diegänge der fünf Oszillatoren werden in einer Additionsstufe zu einem komplexen Signal zusammengefaßt und zusammen mit einer 500 Hz Bezugsfrequenz übertragen. Die Direktübertragung ist aber nur dann möglich, wenn der Satellit sich im Empfangsbereich einer Bodenstation befindet. Da dies aber nur während eines relativ kurzen Zeitabschnittes seines Erdumlaufs der Fall ist, müssen diese Meßwerte auch gespeichert werden können, wozu wiederum zusätzliche elektronische Ausrüstungen notwendig sind.

Als Beispiel dazu wiederum die Speicheranlage der Nimbus-Satelliten. Die Bandaufnahme des komplexen Signals bei der Bezugsfrequenz erfolgt mit einer Geschwindigkeit von 9 cm/s. Auf Funkkommando können diese Bänder mit bedeutend höherer Geschwindigkeit abgespielt und wiederum durch Frequenzmodulation übertragen werden. Bei den Nimbus-Satelliten beträgt die Wiedergabegeschwindigkeit 30 cm/s. Bei einigen der Tiros-Satelliten hatte man sogar Wiedergabegeschwindigkeiten erreicht, die das Dreißigfache der Aufnahmegeschwindigkeit ausmachen. Damit war es möglich, alle Meßwerte eines Umlaufs innerhalb von 3 Minuten zur Erde zu übertragen. Zur Übertragung wurde ein Sender im 136-MHz-Bereich mit 2-W-Leistung verwendet.

Es folgen die wichtigsten Angaben über die Nimbus-Satelliten:

Nimbus Nr.	Startdatum	Funktionsdauer Tage	Apogäum km	Perigäum km	Bahnneigung Grad
1 (A)	28. 8. 1964	26	1046	540	99
2 (C)	15. 5. 1966	in Betrieb	1187	1095	100,33

Der zweite Start eines Nimbus-Satelliten, Bezeichnung „Nimbus (B)“, war nicht geglückt. Vollständigkeithalber sind noch die beiden ESSA-Satelliten zu nennen, die in der amerikanischen Fachpresse als Einsatz-Wettersatelliten bezeichnet werden.

ESSA Nr.	Startdatum	Funktionsdauer Tage	Apogäum km	Perigäum km	Bahnneigung Grad
1	3. 2. 1966	in Betrieb	845	702	97,9
2	28. 2. 1966	in Betrieb	1418	1385	100,9

Über Strahlungsmessungen, die mit diesen Satelliten ausgeführt werden oder wurden, liegen leider noch keine exakten Angaben vor.

Zu den Fernsehbilddaufnahmen wird berichtet:

Bei den Tiros-Satelliten wurden Vidicon-Röhren verwendet, die ein 500-Zeilen-Bild liefern (das kommerzielle Fernsehen in Mitteleuropa verwendet 625 Zeilen). Zur Übertragung bzw. Speicherung eines Bildes wurden 2 Sekunden benötigt. Die Speicherkapazität der Tiros-Satelliten betrug 32 Bilder.

Die Übertragung wurde auf folgende Weise vorgenommen: Der Vidicon-Ausgang der Kamera oder der Wiedergabeverstärker des Magnetbandspeichers modulierte einen 85-kHz-Oszillator in der Frequenz. Der Hub betrug 15 kHz. Der frequenzmodulierte Träger wurde zusammen mit einer Bezugsfrequenz und Synchronisationssignalen durch einen 2-W-Sender zur Erde übertragen. Die Vidio-Bandbreite betrug 62,5 kHz. Der Sender arbeitete auf einer Trägerfrequenz von 235 Mz und ist frequenzmoduliert. Das FM-FM-Verfahren ist verhältnismäßig unempfindlich gegen elektrische Störungen, was bei kleinen Sendeleistungen und großen Übertragungstrecken wichtig ist.

Die Satelliten Tiros 1 bis 8 und ESSA 1 arbeiteten nach dem genannten Verfahren. Bei den Nimbus-Satelliten wurde ein verbessertes System eingesetzt.

Mit Tiros 9 und Tiros 10 sowie Nimbus 1 wurde das sogenannte APT-System (Automatic Picture Transmission) erprobt. Bei ESSA 2 und Nimbus 2 wurde es eingesetzt.

Es handelt sich hierbei um eine automatische Bildübertragung eines 800-Zeilen-Bildes. Die Übertragung erfolgte im 136-MHz-Band bei einem Frequenzhub von ± 10 kHz mit einer Sendeleistung von 5 W. Die Übertragung eines Bildes erfolgt in 200 Sekunden, wobei vorher ein 3 Sekunden dauerndes 300-kHz-Startsignal und danach ein 5 Sekunden dauerndes Signal zum Einphasen der Empfangsapparatur gesendet wird. Danach erfolgt die Bildübertragung. Jede Station in jedem Land mit entsprechender Ausrüstung ist damit in die Lage versetzt, Wetterbilder empfangen zu können.

Das Saturn-Programm

1966 hat die zweite Phase bei der Erfüllung des Saturnprogramms begonnen: Der erste Start der Saturn 1 B. Insgesamt umfaßt das Saturnprogramm drei Phasen:

1. Den Start von zehn Saturn 1 (SA — 1 bis 10) in der Zeit von 1964—1965. Mit diesen Trägerraketen kann eine Nutzlast von je 10 000 kg auf eine Erdumlaufbahn gebracht werden. Alle zehn Versuche verliefen erfolgreich.
2. Den Start von 12 Saturn 1 B (SA — 201 bis 212) in der Zeit von Januar 1966 bis November 1968. Diese zweistufige Rakete kann bereits eine Nutzlast von 16 800 kg auf die Bahn bringen.
3. Den Start von 15 Saturn 5 (SA — 501 bis 515) in der Zeit von Dezember 1966 bis Januar 1970. Dieses dreistufige Trägerraketensystem soll in der Lage sein, eine Nutzlast von 43 100 kg ins All zu befördern.

Die Saturn 1 B gestattet es der NASA, Apollo-Fahrzeuge auf Erdumlaufbahnen zur Entwicklung dieser Fahrzeuge und zum Training der Kosmonauten einzusetzen.

Das Trägerraketensystem Saturn 1 B setzt sich wie folgt zusammen:

1. Stufe: Die Saturn 1 B (S-1 B) von der Space Division der Chrysler Corporation. Die S-1 B ist eine umkonstruierte Saturn 1 - Erststufe. Länge: 24,4 m; maximaler Durchmesser: 6,55 m; Leergewicht: 38 560 kg; Antrieb: 8 Flüssigtreibstoffraketenmotore (Rocketdyne H-1); Schub je 90 700 kp; Schub insgesamt 725 600 kp. Die Fertigung der Erststufe erfolgt im NASA-Montagewerk Michoud bei New Orleans, die Prüfläufe werden im Marshall Space Flight Center in Huntsville vorgenommen.

2. Stufe: Die Saturn 4 B (S-4 B) von der Douglas Missile and Space Division.

Etwas verändert dient die S-4 B als dritte Stufe für die Saturn 5. Der Rocketdyne-S-2-Raketenmotor arbeitet mit flüssigem Wasserstoff und flüssigem Sauerstoff. Länge: 17,7 m; Durchmesser: 6,55 m; Leergewicht: 10 900 kg; Treibstoffgewicht: 104 300 kg; Vakuumschub: 90 700 kp.

3. Stufe: Die Nutzlast wird auf die Zweitstufe montiert. Die Gesamthöhe der Saturn 1 B beträgt dann 68,6 m und das startbereite Gesamtgewicht 586 900 kg.

Nachfolgend die geplanten Starttermine für die Saturn-1-B-Erprobung:

SA-201 1966 Februar: Apollo-Fahrzeug auf ballistischer Bahn, Höhe 450 km.
SA-202 1966 Juli: Erstes unbemanntes Apollo-Fahrzeug auf einer Umlaufbahn.
SA-203 1966 Oktober: Erstes bemanntes Apollo-Fahrzeug auf einer Umlaufbahn.
SA-204 1966 Dez.: Zweites bemanntes Apollo-Fahrzeug auf einer Umlaufbahn.
SA-205 1967 Januar: Drittes bemanntes Apollo-Fahrzeug auf einer Umlaufbahn.
SA-206 1967 März: Erstes Mondlandefahrzeug auf einer Umlaufbahn.

Detaillierte Angaben liegen noch nicht vor über:

SA-207 1967 Juni; SA-208 1967 Oktober; SA-209 1968 Februar; SA-210 1968 Mai;
SA-211 1968 August; SA-212 1968 November.

Ab Dezember 1966 soll Saturn 5 erprobt werden. Ihr System hat folgenden Aufbau:

1. Stufe: Die Saturn 1 C (S-1 C) von Boeing mit fünf Rocketdyne-F-1-Raketenmotoren, die insgesamt einen Schub von 3 400 000 kp erzeugen.

2. Stufe: Die Saturn 2 (S-2) von der North American mit fünf Rocketdyne-S-2-Raketenmotoren, die über eine Gesamtschubleistung von 454 000 kp verfügen.

3. Stufe: Die Saturn 4 B (S-4 B) von Douglas, bestehend aus einem S-2-Raketenmotor mit einer Schubleistung von 90 700 kp.

Die Startliste sieht folgende Versuche vor:

SA-501 1966 Dezember: Erster Start einer Saturn 5.
SA-502 1967 April: Erster Saturnabschuß mit unbemanntem Apollo-Fahrzeug und Mondlandefahrzeug.
SA-503 1967 September: Erster Start eines bemannten Apollo-Fahrzeuges.
SA-504 1968 Januar: Zweiter Start eines bemannten Apollo-Fahrzeuges.
SA-505 1968 April: Erste Mondlandung, wenn erfolgreiche Vorversuche.
SA-506 1968 Juli; SA-507 1968 Oktober; SA-508 1969 Januar; SA-509 1969 März.
SA-510 1969 Mai: Erste Mondlandung, wenn bei den Vorversuchen Störungen.
SA-511 1969 Juli; SA-512 1969 November; SA-513 1969 November; SA-514 1970 Januar; SA-515 1970 Januar.

H. H.

Das Apollo-Programm

Innerhalb des Gemini-Programms steht noch ein Experiment bevor: GT-12. Die letzten Experimente waren:

GT-10: direkter Aufstieg mit Rendezvous im ersten Apogäum unter Verwendung sämtlicher Bordgeräte.

GT-11: Simulieren eines Rendezvous auf einer Mondumlaufbahn zwischen dem Apollo-Mutterschiff und dem Apollo-Mondlandefahrzeug.

GT-12: Simulieren eines abgebrochenen Einsatzes des Mondlandefahrzeuges, das den Abstieg beginnt, jedoch nicht landet, sondern den Mond auf einer eigenen Ellipsenbahn, gleicher Ebene und Periode umfliegt, nach einem Umlauf wieder zum Apollo-Fahrzeug gelangt und das Koppelmanöver ausführt.

Noch ist dieses Programm nicht abgeschlossen, da läuft bereits das anschließende Apollo-Programm an. Es ist qualitativ und quantitativ das anspruchsvollste amerikanische Raumfahrt-Programm. Für seine Erfüllung sind 300 000 Menschen in 20 000 Firmen tätig. Bis 1969 wird dieses Unternehmen 20 Milliarden Dollar kosten.

Das für den Drei-Mann-Mondflug bestimmte dreiteilige Apollo-Vehikel besteht:

1. aus der Apollo-Führungsgruppe – Gewicht 4990 kg;
2. aus der Apollo-Gerätebaugruppe – Gewicht 22 680 kg;
3. aus dem Apollo-Mondlandefahrzeug – Gewicht 13 600 kg.

Hinzu kommen Verbindungsteile und Übergangsverkleidungen – Gewicht 1830 kg, so daß das Apollo-Fahrzeug insgesamt 43 100 kg wiegt.

Die Hauptaufgabe des Apollo-Projektes besteht darin, zwei Astronauten auf dem Mond zu landen und wieder zur Erde zurückzuführen. Das Flugprogramm, das 197 Stunden, also rund 8 Tage umfaßt (alle Zeitangaben sind ab Start in Stunden gerechnet), sieht für den Normalverlauf folgendes vor:

0^h00^m: Die Erststufe der Saturn 5 wird auf der Abschußrampe in Cape Kennedy gezündet und hebt das dreiteilige und dreisitzige Apollo-System ab. Nach Brennschluß wird die erste Stufe abgetrennt, die Motore der Zweitstufe werden gezündet, die das System 6,5 Minuten lang antreiben. Nach dem Trennen der zweiten Stufe arbeitet für kurze Zeit der Raketenmotor der Drittstufe.

Das dreistufige Saturn-Trägerraketensystem hat das Apollo-Fahrzeug einschließlich der Drittstufe auf eine Satellitenbahn um die Erde gebracht, auf der sie die Erde anderthalbmal umkreisen.

2^h48^m: Die Drittstufe der Saturn wird erneut gezündet und bringt das Apollo-System auf die zweite kosmische Geschwindigkeit in Richtung Mond.

3^h18^m: Die Führungs- und die Gerätebaugruppe werden abgetrennt, um 180° bis 3^m30^h gedreht und mit dem Mondlandefahrzeug gekoppelt. Dann entfernt die Gerätebaugruppe das Mondlandefahrzeug von der Drittstufe.

Bei Annäherung an den Mond bremst der Motor der Gerätebaugruppe die Fahrzeuge so weit ab, daß sie in eine 60 km über der Mondoberfläche liegende Umlaufbahn eingesteuert werden können.

72^h48^m: Zwei der drei Astronauten begeben sich aus der Führungsgruppe in das Mondlandefahrzeug und trennen dieses von der Führungs- und der Gerätebaugruppe.

73^h18^m: Die beiden Mondbesucher zünden für eine Minute den Abstiegsmotor des Mondlandefahrzeuges und nähern sich mit etwa 6400 km/h dem Erdtrabanten. In 16 km Höhe wird der Motor nochmals gezündet, das Landefahrzeug setzt mit einer Geschwindigkeit von weniger als 3 m/s auf.

98^h30^m: Mit Hilfe eines Aufstiegsmotors starten die beiden Mondbesucher mit ihrem Fährboot, wobei sie die Landebaugruppe als Startplattform benutzen.

99^h54^m: Nachdem das Fährboot eine Mondumlaufbahn erreicht hat, erfolgt das Rendezvous und das Koppeln mit dem Mutterschiff.

100^h30^m: Die beiden Astronauten steigen vom Mondlandefahrzeug in die Führungsgruppe um, das Landefahrzeug wird abgetrennt.

103^h30^m: Die Führungsgruppe wird auf 9700 km/h beschleunigt und gelangt auf eine Rückkehrbahn zur Erde.

195^h30^m: Im Wiedereintrittskorridor trennen die Astronauten die Führungsgruppe von der Gerätebaugruppe.

195^h54^m: Die Führungsgruppe tritt in die dichten Schichten der Erdatmosphäre ein.

196^h 6^m: Drei große Bergungsfallschirme werden entfaltet.

196^h36^m: Die Apollo-Führungsgruppe mit den drei Astronauten landet auf der Erde.

Die achttägige Mondexpedition gliedert sich also in drei große Abschnitte: Hinflug 3 Tage; Aufenthalt 1 Tag; Rückflug 4 Tage. H. H.

Abgeschlossen im Oktober 1966.

Schwerelosler Mensch und schwerefreier Raum

Noch kein Mensch ist bis in einen schwerefreien Raum vorgedrungen. Da jede Masse von einem Gravitationsfeld umgeben ist, herrscht im Weltraum nur an bestimmten Punkten zwischen zwei oder mehreren Massen Schwerelosigkeit.

Was die Weltraumfahrer bisher erlebten, war infolge der besonderen Art des Fluges ein auf die Raumkapsel beschränkter Zustand der Schwerelosigkeit.

Die Maßeinheit für die Stärke des Gravitationsfeldes ist 1 Dyn pro Gramm. Das Dyn ist die in der Physik meist verwendete Krafteinheit, die unabhängig von etwa vorhandenen Gravitationsfeldern definiert ist. Die Kraft, mit der ein 1-Gramm-Stück von der Erde auf ihrer Oberfläche angezogen wird, beträgt bereits 981 Dyn.

Nachfolgend eine Tabelle über die Größe der Gravitationsfeldstärken der Erde, des Mondes und der Sonne an verschiedenen Orten des Weltraumes:

Dyn pro Gramm Feldstärke des Gravitationsfeldes

981	der Erde auf ihrer Oberfläche
950	der Erde in 100 km Höhe
894	der Erde in 300 km Höhe

Dyn pro Gramm Feldstärke des Gravitationsfeldes

732	der Erde in 1000 km Höhe
22	der Erde in 36 000 km Höhe
162	des Mondes auf seiner Oberfläche
0,0033	des Mondes am Ort der Erde
27000	der Sonne auf ihrer „Oberfläche“
0,59	der Sonne am Ort der Erde
0,0004	der Sonne in 6 Milliarden km Entfernung (im Gebiet der Pluto-Bahn)
0,00000000007	der Sonne in 1,5 Lichtjahren Entfernung (der nächste Fixstern ist etwa 4 Lichtjahre entfernt)

Alle bisherigen bemannten Raumflüge erfolgten in Höhen zwischen 150 km und 500 km. Die Tabelle zeigt, daß die Feldstärke in diesen Höhen nur wenig abgenommen hat. Als äußerste Grenze wurden 36 000 km gewählt. In diesen Höhen kreisen die Nachrichtensatelliten Telstar und Early Bird auf synchronen Umlaufbahnen.

Das Gravitationsfeld, das jede Masse umgibt, nimmt mit der Entfernung von deren Zentrum ständig ab, erreicht aber in keiner endlichen Entfernung den Wert Null. Gravitationsfreie Gebiete sind also im Kosmos nicht zu erwarten. Jedoch gibt es einzelne Punkte im Raum, wo Gravitationsfelder, die von verschiedenen Zentren ausgehen, sich gegenseitig genau aufheben.

Solche „neutralen Punkte“ gibt es im Mittelpunkt einer jeden kugelförmigen Massenansammlung, denn hier heben aus Symmetriegründen alle Kräfte einander auf.

Zwischen zwei Gravitationsfeldern ist die Lage dieses „neutralen Punktes“ abhängig vom Massenverhältnis der Körper. Das Massenverhältnis Erde – Mond beträgt 81 zu 1, also liegt der neutrale Punkt nahe am Mond und das Abstandsverhältnis ist 9 zu 1.

Über den neutralen Punkt führt nur die gerade Verbindungslinie zwischen Mond und Erde. Jede gekrümmte Bahn führt zwar auch über eine Stelle, an der das Gravitationsfeld der Erde gleich dem des Mondes ist, die Felder heben sich dann aber nicht auf, weil sie keine entgegengesetzte Richtung haben.

Der neutrale Punkt steht nicht im Raum fest, sondern läuft mit einer Geschwindigkeit von etwa 500m/s mit dem Mond um die Erde. Kompliziert werden die Beziehungen weiterhin dadurch, daß das Gravitationsfeld der Sonne im Raum zwischen Erde und Mond einen merklichen Einfluß nimmt. Bei Vollmond überlagert sich das Gravitationsfeld der Sonne verstärkend über das der Erde, der neutrale Punkt rückt näher an die Sonne heran. Das Abstandsverhältnis ist dann 16 zu 1, die Feldstärken von Sonne und Erde betragen an diesem Ort $0,59 + 0,31$ Dyn pro Gramm, die des Mondes 0,90 Dyn pro Gramm. Bei Neumond hingegen liegt der neutrale Punkt wesentlich entfernter vom Mond. Das Abstandsverhältnis beträgt dann 2 zu 1, und die Feldstärken von Sonne und Mond ergeben $0,59 + 0,03$ Dyn pro Gramm.

Neben diesem „inneren“ neutralen Punkt im System Erde – Mond – Sonne gibt es auch noch einen „äußeren“, der zwischen dem Erde-Mond-System und der Sonne liegt.

H. H.

Sind passive Nachrichtensatelliten noch aktuell?

H. D. NAUMANN

Durch die Erfolge mit aktiven Nachrichtensatelliten, die, gemessen an Umfang und Schwierigkeiten des Objektes nach einer relativ kurzen Zeit der Entwicklung und Erprobung Einsatzreife erlangt haben, sind passive Nachrichtensatelliten in letzter Zeit mehr und mehr in Vergessenheit geraten. Es wäre jedoch falsch, daraus zu schließen, daß sie in Zukunft gänzlich ohne Bedeutung sind. Abgesehen von Anwendungen passiver Satelliten für Zwecke wissenschaftlicher Forschungen (z. B. für geodätische Vermessungen des Erdballs, wie sie mit dem Ballonsatelliten PAGEOS durchgeführt werden) haben sie auch für die Belange der Nachrichtentechnik auf Grund einer Reihe positiver Eigenschaften in Zukunft verschiedene Einsatzmöglichkeiten.

Hauptnachteil der passiven Nachrichtensatelliten ist ihre ungünstige Leistungsbilanz. Da am Satelliten keine Regeneration des Signalpegels erfolgt, sondern eine mit Verlusten behaftete Streuung, ist das an der Bodenstation ankommende Signal äußerst schwach. Um deshalb empfangsseitig die gleichen Leistungsverhältnisse zu erhalten, wie sie mit aktiven Satelliten möglich sind, ist einmal eine höhere Leistung des Senders am Boden, zum anderen ein entsprechend großer Reflektorsatellit, dessen Dimensionen die der bisher erprobten Vertreter weit übersteigen, erforderlich. So ist es durchaus möglich, mit passiven Nachrichtensatelliten Fernsehübertragungen durchzuführen. Bei einer Empfängerrauschtemperatur von 100°K und einer Betriebsfrequenz von 6 GHz wären dazu ein Ballonsatellit von 130–150 m Durchmesser bei etwa 3500 km Bahnhöhe, eine Empfangsantenne am Boden von 25 m Durchmesser und eine Leistung des Bodensenders von 100 kW erforderlich [1]. Man erkennt aus diesen Angaben, daß passiven Satelliten für kommerzielle Zwecke kaum eine Zukunft einzuräumen ist, wenngleich sie nicht generell ungeeignet sind für breitbandige Nachrichtenübertragungen, wie das in der populärwissenschaftlichen Literatur verschiedentlich behauptet wurde.

Dem Nachteil der ungünstigen Leistungsbilanz stehen folgende Vorteile gegenüber:

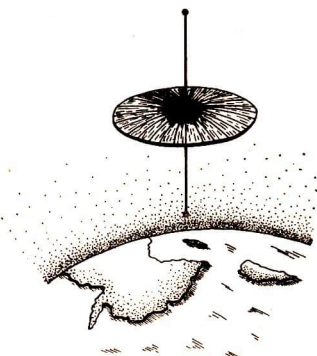
1. Passive Nachrichtensatelliten sind unkompliziert im Aufbau. Infolge nichtvorhandener elektronischer Ausrüstungen (außer einem oder zwei Bakensendern) haben sie eine geringe Störanfälligkeit, d. h. hohe Betriebssicherheit und lange Lebensdauer.

2. Passive Nachrichtensatelliten sind an keine bestimmte Übertragungsfrequenz gebunden. Deshalb sind sie anpassungsfähig und universell einsetzbar. Diese Eigenschaft macht sie besonders für militärische Anwendung brauchbar. Da während einer Übertragung ein häufiger Frequenzwechsel durchgeführt werden kann, bestehen nur geringe Möglichkeiten zur Störung des Funkverkehrs durch gegnerische Stationen. Auch die Abhörmöglichkeit ist dadurch geringer. Viele der auf diesem Sektor gebräuchlichen Funkdienste erfordern nur schmalbandige Nachrichtenverbindungen (Sprechfunk, Fernschreiben), so daß hierfür schwächere Sender und kleinere Satelliten als in dem eingangs angegebenen Zahlenspiegel eingesetzt werden können.

Die genannten Vorteile veranlaßten die amerikanische Weltraumbehörde NASA schon vor etwa 4 Jahren zur Vergabe von Studienaufträgen, die das Ziel hatten, verbesserte Typen passiver Nachrichtensatelliten zu entwickeln. Wie der NASA-Direktor für das Echo-Projekt, D. P. Rogers seinerzeit verlauten ließ, beabsichtigte die NASA, Programme für passive Nachrichtensatelliten aufzunehmen, wenn die Entwicklung eines Typs gelänge, der die Leistungsfähigkeit von Echo 2 um den Faktor 10 übersteigt [1].

Linsenförmiger, gravitationsstabilisierter, passiver Nachrichtensatellit.

Zwei Varianten wurden vorgeschlagen: Die erste sah die Verwendung eines linsenförmigen, gravitationsstabilisierten Satelliten (siehe Abb.) vor, der mit einem gut reflektierenden Überzug versehen sein sollte. An der Entwicklung dieses Projektes (POLES) waren u. a. die Firmen Philco und General Electric beteiligt. Da von diesem Typ nie wieder berichtet wurde, darf angenommen werden, daß er nicht realisiert wird. Die Gründe dürften darin zu suchen sein, daß die notwendige Stabilisation eines solchen Satelliten einen apparativen Aufwand erfordert, der einen wesentlichen Vorteil passiver Satelliten, ihre geringe Störanfälligkeit aufheben würde.



Die zweite Variante sah die Verwendung sphärischer Satelliten vor, die allerdings gegenüber den Echo-Satelliten verbesserte Eigenschaften aufweisen. Vorgeschlagen wurde die Verwendung eines aus einem Drahtgeflecht bestehenden Satelliten. Zum Einschuß in die Umlaufbahn und für die Aufrichtung des Drahtgeflechtes zur Kugelform wird das Netzwerk zunächst in einen lichtlöslichen Spezial-Plastikfilm eingebettet. Das Aufblasen dieses Ballons erfolgt dann nach der auch bei den Echo-Satelliten angewandten Methode mit Hilfe sublimierender Chemikalien. Nach Aufrichten des Ballons wird der Film durch die Einwirkung der solaren UV-Strahlung aufgelöst, so daß das Drahtgeflecht übrig bleibt. Die zweite Möglichkeit zur Aufrichtung eines solchen Drahtgeflechtes besteht in der Anwendung spezieller Fiberplastiken, die eine Art Speichereffekt für mechanische Energie zeigen. Bei Einwirken der Sonnenstrahlung wird diese Energie freigesetzt und der Ballon richtet sich auf.

Der Reflexionsfaktor derartiger Drahtgeflecht-Satelliten ist abhängig von der Maschenweite. Es gilt [1]:

$$\rho = \frac{1}{1 + 4 \frac{s^2}{\lambda^2} \log^2 \left(\frac{s}{\pi a} \right)}$$

a = Drahtdurchmesser, s = Zwischenlänge des Geflechtes, λ = Wellenlänge

Für hohe Betriebsfrequenzen sind engmaschige Netze notwendig, für niedrige Frequenzen weitmaschige. Oder anders ausgedrückt: Der Reflexionsfaktor wird umso geringer, je höher bei konstanter Maschenweite die Frequenz wird, wenn als Ausgangspunkt derselben der aus vorstehender Gleichung entnehmbare „Grenzwert“ genommen wird.

Gegenüber den Echo-Ballons wird mit derartigen Geflechten noch ein weiterer Vorteil erzielt, nämlich die Reduzierung des Einflusses des Strahlungsdruckes der Sonne. Es ist bekannt, daß bei den Echo-Satelliten starke Unregelmäßigkeiten der Bahn auftraten, die sich in Differenzen zwischen vorausgerechneten und tatsächlichen Durchgangszeiten äußerten, die z. T. die Größenordnung einiger Minuten erreichten. Derartige Unregelmäßigkeiten wirken sich erschwerend auf die Ab-

wicklung des Satellitennachrichtenverkehrs aus, besonders bezüglich der programm-gesteuerten Nachführung der Bodenantennen.

Es sind bis jetzt keine Pläne der NASA bekannt geworden, die den Einsatz oder Experimente mit diesen Satellitentypen vorsehen. Veröffentlicht wurde lediglich die Absicht, einen etwa 300 m großen sphärischen Reflektorsatelliten im Zusammen-hang mit dem geplanten amerikanischen Raumlaboratorium zu testen.

Aufgegriffen wurde die Idee des Drahtgeflecht-Satelliten hingegen von der ameri-kanischen Luftwaffe, die bei der Goodyear Aerospace Corp. einen etwa 10 m großen Reflektorsatelliten bauen ließ, der im Sommer 1966 von Vandenberg aus in eine knapp 900 km hohe Umlaufbahn gestartet wurde [2]. Für den Aufrichtvorgang wurde die erwähnte Methode mit einem lichtlöslichen Plastikum eingesetzt. Über Ergebnisse bzw. Erfolge dieses (militärischen Charakter tragenden) Experimentes lagen bei Niederschrift dieser Zeilen noch keine Berichte vor.

Literatur:

- [1] Electronics, 36 (1963), Nr. 36, S. 24/25.
- [2] das elektron, H. 9/10, 1966, S. 152.

ELDO-Kostenneuverteilung

Auf der Pariser-ELDO-Tagung verhandelten die Minister der Mitgliederstaaten über Fortsetzung, Reorganisation und Kostenneuverteilung ihres Raumfahrtpro-grammes. Nachfolgend der bisherige und jetzige Schlüssel sowie die Differenz zwi-schen beiden:

	bisher	jetzt	Differenz
Großbritannien	38,70 ‰	27 ‰	— 11,70 ‰
Westdeutschland	22,01 ‰	27 ‰	+ 4,99 ‰
Frankreich	23,93 ‰	25 ‰	+ 1,07 ‰
Italien	9,87 ‰	12 ‰	+ 2,13 ‰
Belgien	2,85 ‰	4,5 ‰	+ 1,65 ‰
Niederlande	2,64 ‰	4,5 ‰	+ 1,86 ‰

Die Tabelle zeigt, daß der Anteil der westdeutschen Beteiligung den größten An-tstieg aufweist. Im Zusammenhang mit dieser Neuverteilung der Kosten ergeben sich auch Änderungen für die Lieferung von Bauteilen. So wird Italien nunmehr den ELDO-PAS-Apogäumsmotor entwickeln und bauen. Die Äquatorialbasis der ELDO soll in Französisch-Guayana liegen. Diese Basis soll mit der in Doswin, Australien, technisch und finanziell zusammenarbeiten. Das ELDO-PAS-Programm sieht vor, im Jahre 1970 einen 200 kg schweren Satelliten auf eine äquatoriale Um-laufbahn zu bringen.

H. H.



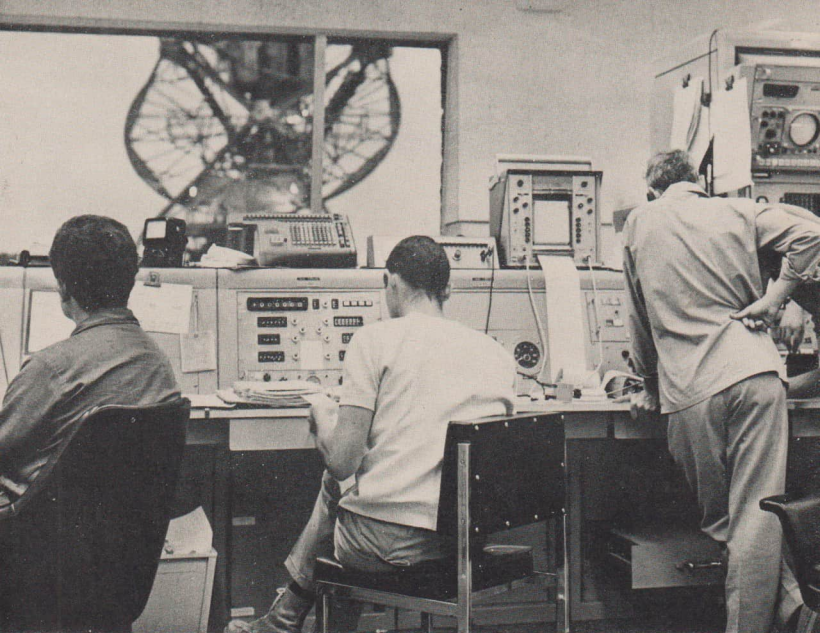
Die Erde am Himmel des Mondes

Eine erste historische Aufnahme eines Teiles der Mondoberfläche mit kleinen Kratern aus der Sicht von Lunar Orbiter 1.

Am Himmel des Mondes die zum großen Teil wolkenverdeckte Erde.







Radioastronomische Station in Robledo de Chavela (Spanien)

In Robledo de Chavela befindet sich eine radioastronomische Beobachtungs- und Bahnverfolgungsstation (richtiger müßte es radioastronautische Station heißen) der NASA-INTA. Diese von der NASA und dem Jet Propulsion Laboratory eingerichtete Station wird ausschließlich von spanischen Wissenschaftlern und Technikern betrieben. Die etwa 60 Meilen von Madrid entfernte Station besteht aus drei, in kurzen Abständen angeordneten Radioteleskopen (Radioantennen) von je 85 Fuß Durchmesser und 250 t Gewicht. Der Durchmesser entspricht etwa 26 m.

Abb. Seite 16: Eine 26-m-Antenne, mit der erfolgreich Bildsignale von Mariner 4 und Lunar Orbiter 1 aufgenommen wurden.

Abb. Seite 17: Diese Antenne ist speziell für die Bahnverfolgung der einzelnen Experimente im amerikanischen Apollo-Programm vorgesehen.

Oben: Blick auf eines der Antennensysteme aus der elektronischen Empfangs- und Steuerungszentrale der Tracking-Station Robledo de Chavela.

Fotos: NASA-INTA, Madrid

Schutz von Raumfahrzeugbauteilen durch Oberflächenbehandlung

Dr. EBERHARD HOLLAX

Die Funktionstüchtigkeit von lebenswichtigen Bauelementen für Raumfahrzeuge ist in der Mehrzahl der Fälle an das Vorhandensein schützender Oberflächenbezüge gebunden.

Diese dienen insbesondere als Oxydationsschutz, können aber auch solche Aufgaben wie die Temperatursteuerung oder die Verbesserung des Reflexionsvermögens für Funkstrahlen übernehmen.

Die extremen Bedingungen, denen die entsprechenden Teile ausgesetzt sind — wie Temperaturen von -260°C bis $+5000^{\circ}\text{C}$, einem Vakuum von 10^{-6} bis 10^{-12} mm Hg, hoher Strahlenbelastung und starker mechanischer Beanspruchung — erzwingen die Entwicklung einer Reihe neuer und die Verfeinerung alter Verfahren der Oberflächenbehandlung.

Detailliertere Angaben hierüber wurden besonders durch einen Vortrag von M. E. Browning bekannt. Auf seine Ausführungen stützt sich der vorliegende Beitrag besonders.

Prinzipiell sind für die Oberflächenbehandlung folgende Methoden gebräuchlich: Galvanotechnik, Spritzlackierung und -galvanisierung, Elektrophorese sowie Abscheidungen aus der Dampfphase und im Vakuum.

Bei der Galvanotechnik werden außerordentlich festhaftende Schutzüberzüge elektrolytisch auf leitenden Stoffen bei Gleichstromspannungen von 3–8 Volt und hohen Stromdichten in Schichtdicken von 1 bis $200\text{ }\mu$ niedergeschlagen.

Beste Ergebnisse mit galvanisch abgeschiedenen Goldlegierungsniederschlägen wurden bei vielen in der Raumfahrttechnik benutzten elektronischen Geräten, welche extrem niedrigen Temperaturen ausgesetzt sind, erzielt. Auch die auf der Rumpfnase von Gemini 7 montierte Radar-Ortungs-Vorrichtung wurde galvanisch vergoldet. Indiumhaltige, elektrolytisch abgeschiedene Goldlegierungsniederschläge erbrachten in einem für Raumfahrtzwecke verwendeten Motor die erforderliche Schmierung, während normale Schmiermittel versagten. Galvanisch niedergeschlagene — allerdings sehr kostspielige — Iridium-Überzüge garantieren äußerste Hitzebeständigkeit.

Neue Oberflächenbehandlungsmethoden mußten für die in zunehmendem Maße in der Raumfahrt eingesetzten Metalle Beryllium, Titan, Magnesium und spezielle Magnesium-Lithium-Legierungen erarbeitet werden. So wird für eine Welle zur Umdrehungssteuerung im Apollo-Orientierungssystem galvanisch vernickeltes Titan eingesetzt. Für zahlreiche Kreiselssysteme dient Beryllium und für Wellenleiter und andere Mikrowellen-Bauteile in Nachrichtensatelliten Magnesium als Werkstoff. Um im letzten Fall die erforderliche elektronische Leitfähigkeit (Bereich 4 und 6 GHz) zu erreichen, muß in einem doch recht aufwendigen Prozeß — nämlich über die Stufen: Behandlung mit Sandstrahlen, Ätzen, galvanische Verzinkung und Verkupferung — eine etwa $10\text{ }\mu$ dicke Silberschicht elektrolytisch aufgebracht werden.

Das auf eine Erfindung des Schweizers Schoop zurückgehende Spritzverfahren gestattet die Aufbringung gut haftender Überzüge, sowohl auf metallischen als auch

auf nichtmetallischen Oberflächen. Es wurden Spezial-Spritzpistolen entwickelt, welche eine genaue Einhaltung der Schichtdicke des Überzuges gestatten. Das genannte Verfahren ist dann vorteilhaft, wenn dünne Überzüge mit bestimmten Eigenschaften aus Metallen, Oxyden, Silicaten und anderen hochschmelzenden Stoffen auf Bauteilen hergestellt werden, welche bei den für diese Zwecke an sich üblichen Vakuum-Aufdampfungsverfahren durch die hohen Temperaturen geschädigt werden könnten.

Der auf den Abbildungen der Gemini-Kapseln erkennbare, nach dem Spritzverfahren aufgebraute weiße Überzug (auf dem Führungsteil) besteht aus Zinkoxid, welches mit Kaliumsilicat gebunden wird. Er dient insbesondere als Oxidationsschutz sowie zur Temperatursteuerung und weist ein Absorptions-Emissions-Verhältnis von 0,17 für Sonnenstrahlung auf. Nach dem genannten Verfahren wird auch eine Vergoldung des Glasfasergewebes, das als Hitzeschild (an der Rückseite der Gemini-Kapseln) dient, ausgeführt. Welchen harten Bedingungen standgehalten werden muß, läßt sich immerhin an der Tatsache ermesen, daß bei einem unlängst durchgeführten Apollo-Probeflug beim Eintritt in die Atmosphäre Temperaturen zwischen 2300 °C und 2800 °C registriert wurden.

Die Spritztechnik führte auch zur Gewinnung des Werkstoffes β -Tantal (Beta-Tantal), dessen Verwendung in Form von Dünnschicht-Widerständen und weiteren elektronischen Bauelementen für die Raumfahrt vielversprechend ist.

Die Abscheidung aus der Dampfphase hat sich vor allem bei der Aufbringung von Überzügen auf Kunststoffen bewährt. So war die „Mylar“-Kunststoffhülle der Ballon-Satelliten „Echo“ mit einer im Vakuum aufgedampften Aluminiumschicht zur Reflexion der Mikrowellen und der Wärmestrahlung versehen worden. Gleichartig wurde auch die Ballonhülle des Satelliten „Pageos“ (Durchmesser: 30 m) behandelt.

Die für entsprechende Zwecke beim LEM-Projekt eingesetzten Metalle Niob, Tantal und Molybdän werden durch Überzüge aus Silicium oder Aluminium, welche aus der Dampfphase abgeschieden werden, gegen die hohe Temperatur und die oxydierenden Einflüsse geschützt. Schließlich sei noch erwähnt, daß der bereits angeführte Iridium-Überzug hier besonders geeignet ist.

Literatur:

Browning, M. E.: Vortrag auf der Fachtagung „Oberflächenbehandlung“ der Messe in Hannover im Jahre 1966 (veröffentlicht in Galvanotechnik, Saulgau/Württ. 57, 433 [1966]).

Neue Ergebnisse der astronautischen Wissenschaft

KARL-HEINZ NEUMANN

Auf der Cospar-Tagung im Mai 1966 in Wien standen die Beiträge der sowjetischen Wissenschaftler über die Ergebnisse der vorläufigen Auswertung des Raumflugunternehmens „Luna 9“ und der mit Hilfe einiger Kosmos-Satelliten ausgeführten meteorologischen Messungen im Mittelpunkt des Interesses. Es soll deshalb in diesem Beitrag hauptsächlich auf die genannte Thematik eingegangen werden, wobei im Anschluß noch über einige interessante Beiträge aus den USA und anderen Staaten kurz berichtet werden soll.

Über die vorläufigen Ergebnisse von Luna 9 trug Prof. Lebedinski vor. Da bereits in früheren Veröffentlichungen über das Raumflugunternehmen „Luna 9“ berichtet wurde und zahlreiche Einzelheiten bekannt sind, sollen hier von diesem Vortrag nur die wesentlichsten neuen Angaben gebracht werden.

Der Meßgerätebehälter erreichte nach der Trennung vom Antriebsteil die Mondoberfläche mit einer Geschwindigkeit von wenigen Metern pro Sekunde. Der Landungsort befindet sich nahe dem Krater Cavallieri Gamma im Oceanus Procellarum. Die Aufnahmen der einzelnen Panoramen erfolgten über ein Spiegelsystem, wobei sich die eigentliche Kameraoptik in der vertikalen Achse des kugelförmigen Behälters befand. Zu einem vollständigen Panorama (entstanden durch Drehung des Spiegels um 360 Grad) gehörten 8 Aufnahmen. Die Übertragung der Bilder erfolgte mit einer Linie pro Sekunde. Für die Übertragung wurden Rundstrahl-Antennen eingesetzt. Beim ersten Panorama ist der Mondhorizont, der bei 1,5 km Abstand liegt, ringsherum mit abgebildet. Im Bereich zwischen 35 und 133 Grad Azimut geht der Mondhorizont über den oberen Bildrand hinaus. Die Station lag beim ersten Panorama leicht geneigt auf der Mondoberfläche. Die Winkelabweichung der Vertikalachse der Station von der Lotrechten der Mondoberfläche betrug 16 Grad. Das Kamerasystem befand sich 65 cm über dem Mondboden. In Richtung der Neigung konnte der Mondboden deshalb bis zu einem Abstand von 1,5 m (unterer Bildrand) aufgenommen werden. Die Station war in Richtung des Azimuts von etwa 90 Grad, also in Richtung der gerade aufgegangenen Sonne, geneigt. Beim ersten Panorama sind zwei der Bilder in Richtung zur Sonne infolge auftretender Reflexe nicht klar.

Im weiteren Verlauf änderte sich die Neigung kontinuierlich bis zum dritten Panorama auf 22,5 Grad. Durch diese Neigungsänderung hatte sich linear die Lage des Aufnahmespiegels um 9 cm verändert. Diese Tatsache machte es möglich, stereoskopische Bilder zu erhalten, wenn man den jeweils gleichen Ausschnitt vom ersten und dritten Panorama nebeneinander stellte. Die wechselnde Sonnenhöhe veränderte auch die Helligkeit des aufgenommenen Mondbodens. Diese Helligkeitsänderung wurde fotometrisch bestimmt und damit automatisch die Empfindlichkeit der Aufnahmeapparatur geregelt.

Durch die Neigungsänderung und die Auswertung der auf den Bildern mit abgebildeten drei Doppelspiegel war es möglich, exakte Entfernungsmessungen bis zu einem Abstand von 5 m zu machen. Die Entfernungsbestimmungen für größere Abstände werden mit der Zunahme des Abstandes unsicherer.

Das erste Panorama wurde bei einem Sonnenstand von 7 Grad, das zweite bei 14 Grad und das dritte bei 27 Grad aufgenommen. Ein Teilpanorama konnte noch zusätzlich bei einer Sonnenhöhe von 41 Grad übertragen werden, da der Batterie-strom durch die drei Panoramaübertragungen noch nicht vollständig aufgebraucht war. Sowohl mit Hilfe des Stereoeffektes als auch direkt wurden die erhaltenen Bilder bzw. Panoramen ausgewertet.

Es konnte zunächst festgestellt werden, daß sich die Station auf der Innenböschung einer Vertiefung befindet, möglicherweise handelt es sich um einen kleinen Krater. Der Rand dieses Kraters ist auf allen Aufnahmen festzustellen. Nimmt man an, daß dieser Rand horizontal verläuft, kann man auf jedem der Panoramen unabhängig die Form des Kraters bestimmen. Man kam zu dem Ergebnis, daß er praktisch rund ist und einen Durchmesser von über 15 m hat. Er kann nicht mehr als einen Meter, wahrscheinlich nur 70 cm tief sein.

Die nahe der Station abgebildeten Details der Mondoberfläche erlauben morphologische Besonderheiten festzustellen. Einzelheiten bis zu einem Millimeter Durchmesser sind zu unterscheiden. Die Strukturgleichheit der nahen und der weiter entfernten Oberflächendetails schließt die Möglichkeit aus, daß die zu beobachten-

den Formen durch zufällige Beleuchtungseffekte oder durch zufällige Anordnung von nicht miteinander verbundenen Elementen — besonders was die sehr kleinen Gebilde betrifft — entstanden sind. Die Auswertung der Bilder bei Gegenüberstellung verschiedener Gebiete der Panorama-Aufnahmen und ihr Vergleich bei verschiedenem Sonnenstand ergibt folgende charakteristische kleine Details der Oberflächenstruktur:

1. Lunker oder Trichter. Es handelt sich um runde Vertiefungen kleinen Ausmaßes, die in der Regel keine Randaufhäufung oder eine kaum angedeutete haben. Die größeren von ihnen sollen im weiteren als Krater bezeichnet werden, wie es für die bekannten Mondoberflächengebilde üblich ist.
2. Linienstrukturen verschiedenen Typs. Sie kreuzen sich in verschiedenen Richtungen und bilden oft charakteristische strahlenförmige oder gewundene Gebilde.
3. Steine.

Neben den eben aufgezählten Formen gibt es noch gemischte oder solche ohne die aufgezählten charakteristischen Details. Man führt letztere auf den mehrmaligen Einfluß verschiedener Prozesse sowohl endogenen als auch exogenen Charakters zurück. Exogene Prozesse sind Aufschläge von Meteoriten sowie Einwirkungen der Teilchen des Sonnenwindes.

Der überwiegende Teil des Mondreliefs wird durch negative Formen, die wie runde Vertiefungen aussehen, gebildet. Diese charakteristische Form scheint für die Mondoberfläche sowohl im großen als auch im kleinen typisch zu sein.

Tabelle 1

Zahl der Klein- und Kleinstkrater, die in einem topographischen Plan der Umgebung des Landeplatzes des Instrumentenbehälters von Luna 9 eingezeichnet sind. Als untere Grenze für den Durchmesser eines Kleinstkraters wurde 6 cm gewählt.

Durchmesser in Zentimetern	Anzahl der Kleinstkrater
6 — 9	6
10 — 12	11
13 — 16	14
16 — 18	8
19 — 21	6
22 — 24	3
25 — 27	2
28 — 30	2
31 — 33	2
34 — 36	1
37 — 39	2
40 — 45	2

Einzelne Kleinstkrater findet man mitunter auf den Hängen etwas größerer Krater, sogar auch auf der Oberfläche einzelner Steine. Diese zeigen mitunter muschelartige Bruchstellen. Kleinstkrater sind auch eng zusammengruppiert. Sie bilden dabei zerrissene zellenartige Abschnitte der Mondoberfläche. Die Oberfläche nimmt an manchen Stellen beinahe das Aussehen von Bienenwaben an.

Bei den Kleinstkratern findet man alle möglichen Neigungswinkel der inneren Kraterböschung. Bei einigen kleineren Kratern gelang es, das Verhältnis von Durchmesser und Tiefe zu bestimmen. Es schwankt zwischen 6 und 4. Ein Krater von 1,6 m Durchmesser hat sogar das Verhältnis 10. Der größte Neigungswinkel ist mit 55 Grad bestimmt worden, das rührt aber daher, daß dieser Kleinkrater auf dem Hang eines größeren Kraters liegt.

Die interessanteste Feststellung war, daß ein verhältnismäßig großer Teil der kleineren Krater keine tassenförmige oder konische Form hat, sondern die Innenböschung nach oben aufgewölbt ist, daß diese Krater in ihrer Form also einem Grammophontrichter ähneln. Schon die letzten Aufnahmen der amerikanischen Ranger-Serie, die in ziemlich geringem Abstand von der Mondoberfläche gewonnen wurden, haben auf eine derartige Form bei einer großen Zahl von Kratern aufmerksam gemacht. Ähnliche Formen entstehen bei der Explosion eines Sprengkörpers, wenn sich die Festigkeit der Unterlage von oben nach unten stark ändert. Auf der in den Aufnahmen einzusehenden Innenböschung der kleinen Krater sieht man in den meisten Fällen kein weiteres Material. Nur in wenigen Fällen sind auf der Innenböschung oder auch im Zentrum Anhäufungen von kleineren Teilchen zu erkennen. Einige der kleinen Krater zeigen auch in ihrer Innenböschung so großzellige Struktur wie die übrige Mondoberfläche.

Die oben erwähnten Linienstrukturen sind naturgemäß in den Gebieten nahe dem Landepunkt besonders deutlich zu erkennen. Die geringe Breite der Linienstruktur — meist nur Zentimeter — und ihr nicht besonders auffallendes Relief, macht sie nur bei bestimmten Beleuchtungsbedingungen sichtbar. Bei sehr niedrigem Sonnenstand ist sie nicht zu erkennen, da sie größtenteils durch die langen Schatten der Bodenebenheit ihrer Umgebung verdeckt wird. Ein weiterer Faktor, der die Realität dieser Oberflächenstruktur in gewissem Maße zweifelhaft macht, ist das natürliche Bestreben des Auges, durcheinander angeordnete Punkte in ein bestimmtes System zu bringen. Deutlich nachweisbare Linienstrukturen in einer Länge von 20 bis 30 cm sind aber vorhanden, wie aus der genauen kartographischen Darstellung der erkennbaren Oberflächendetails nachzuweisen ist. Diese Linienstrukturen zeigen zwei Vorzugsrichtungen. Sie liegen zwischen den Azimuten 0 bis 10 Grad und 40 bis 50 Grad.

Gedeutet werden diese Linienstrukturen als Oberflächengebilde, die härter sind als das umgebende Gebiet und infolge einer „Erosionswirkung“ freigelegt wurden. Man kommt deshalb zu der Auffassung, daß der 15-Meter-Krater, an dessen Böschung sich der Instrumentenbehälter von Luna 9 befindet, in „mondgeologischem“ Sinne relativ alt ist.

Die Bezeichnung Steine ist geologisch nicht eindeutig. Der Ursprung dieser „Steine“ ist keineswegs klar.

Für die Auswertung wurde nur eine Fläche von 50 m² ausgewählt, sie umfaßt jenes Gebiet, das mit Hilfe der stereoskopischen Aufnahmen exakt untersucht werden konnte und in dem die Entfernungsbestimmungen der einzelnen Objekte noch einen hohen Grad an Sicherheit haben. Dieses Gebiet entspricht auch dem topographischen Plan, der in Auswertung der Luna-9-Aufnahmen gezeichnet wurde.

In diesem Gebiet sind 75 Steine vorhanden, deren Durchmesser größer als 2 cm ist. Zählt man alle Steine, die auf dem Panoramabild nachzuweisen sind, so verdoppelt sich deren Zahl. Es ergibt sich eine mittlere Häufigkeit von 3 Steinen pro Quadratmeter.

Tabelle 2

Überblick über die Durchschnittsgrößen und Zahl der einzelnen Steine im kartographierten Gebiet.

Größe in cm	Anzahl der Steine
2 — 5	32
5 — 10	31
10 — 15	4
15 — 20	6
20 — 25	2

Dabei ist zu bedenken, daß im Vordergrund eine bedeutend größere Zahl kleinerer Steine zu erkennen ist als im Hintergrund, wo dies durch das geringe Auflösungsvermögen nicht ermöglicht wird.

Bei einer relativ großen Zahl von Steinen entsteht der Eindruck, daß sie sozusagen „freiliegend“ sind, bei einigen sogar, daß sie auf einem „Podest“ ruhen. Man deutet diese Tatsache damit, daß die Steine selbst eine Art „Schutzschatten“ vor den Erosionswirkungen bilden.

Staubartiges Material konnte nicht festgestellt werden. Im ganzen gesehen entsteht der Eindruck, als würde die Mondoberfläche durch Erosionseinwirkungen ständig abgetragen. Die einzelnen Strukturelemente können deshalb kaum durch einen einmaligen Prozeß erklärt werden.

Auch über die Strahlungsmessungen, die mit Luna 9 sowohl während des Fluges als auch nach der Landung auf der Mondoberfläche ausgeführt wurden, ist ausführlich berichtet worden.

Das Meßinstrument befand sich innerhalb des Behälters nahe der äußeren Umhüllung, wobei die „Abdeckung“ durch den Behälter aus 19 Gramm pro cm^2 bestand. Es handelte sich um einen Gasentladungszähler mit 6 mm Durchmesser und 10 mm Länge.

Die Zählrate zeigte einen schroffen Abfall der Strahlungsintensität nach der Landung von Luna 9. Nach der Landung hätte die Strahlung durch die Abschirmung der Mondoberfläche um 50 Prozent absinken müssen. Aus dem tatsächlichen Wert des Absinkens der Strahlungsintensität konnte man ableiten, daß die von der Mondoberfläche ausgehende Strahlung (natürliche Radioaktivität des Mondes plus „induzierter“ Radioaktivität des Mondgesteins durch kosmische Strahlung) etwa 14 Prozent stärker ist als die im interplanetaren Raum zwischen Erde und Mond festgestellte (ausgenommen Strahlungsgürtel und aktive Sonne). Damit ist die Radioaktivität des Mondgesteins etwa um das 20fache größer als die des irdischen Gesteins. Eine Gefahr für die Landung von Menschen entsteht daraus nicht.

Auch während des Fluges von Luna 7 und Luna 8 wurden Strahlungsmessungen ausgeführt. Der Strahlungsfluß betrug für diese beiden Mondsonden 5,4 und 5,9 Teilchen pro cm^2 und Sekunde. Der Wert von Luna 9 betrug 5,35 Teilchen pro cm^2 und Sekunde. Die geringfügige Abnahme der Intensität während des Fluges von Luna 9 ist hervorgerufen durch den Beginn des neuen Zyklus der Sonnenaktivität.

Sehr stark beachtet wurden auch die Ausführungen sowjetischer Wissenschaftler über meteorologische Messungen durch Erdsatelliten.

Mit Kosmos 45, 65 und 92 wurden mehr als 10 000 Spektren der von der Erde reflektierten Infrarotstrahlung im Wellenlängenbereich von 7 bis 20 und von 14 bis 38 Mikron aufgenommen. Verwendet wurde ein Gitterspektrometer, wobei die Kalibrierung durch Wechsel der Aufnahmen der Erdoberfläche und des kosmischen Hintergrundes erfolgte.

Die Genauigkeit der spektralfotometrischen Ergebnisse war außerordentlich hoch, da die Meßwerte über einen 6-Kanal-Oszillographen auf 35 mm Normalfilm aufgezeichnet werden konnten, der nach der Landung des Satelliten entwickelt und ausgewertet wurde. Die Meßwerte stimmten im wesentlichen mit den zu erwartenden Werten überein. Lediglich im Bereich von 14 bis 16 Mikron Wellenlänge, einem Gebiet des Spektrums also, in dem eine Absorptionslinie des Ozons auftritt, ergaben sich unerwartet hohe Änderungen der Intensität. Sie betrugen maximal bis zu 50 Prozent.

Dieser Effekt läßt sich heutzutage noch nicht deuten. Die möglichen Ozonkonzentrationsänderungen in der Hochatmosphäre würden nur eine Intensitätsänderung dieser Linie von 5 Prozent zulassen.

Zahlreiche andere Messungen in verschiedenen ausgewählten Spektralbereichen ergaben ebenfalls interessante Resultate. So konnte man bei der Umwandlung der spektralfotometrischen Meßwerte im roten Bereich in entsprechende Grauwerte praktisch ein Bild der Erdoberfläche erhalten. Wolkengebiete zeichneten sich deutlich ab. Vegetationsgebiete, Wüstenflächen und Wasseroberflächen zeigten deutlich unterscheidbare Intensitäten.

Diese Messungen, die praktisch „Sondierungen“ der Erdatmosphäre im Bereich von 0,5 bis 40 km darstellten, sind für die meteorologische Forschung außerordentlich wichtig.

Französische Wissenschaftler berichteten über die wissenschaftlichen Aufstellungen ihres Satelliten „FR-1“. Mit ihm wurden erstmalige Experimente über die Ausbreitung von Funkwellen sehr niedriger Frequenz ausgeführt. Dabei konnte in der Auswertung ihrer Ergebnisse nachgewiesen werden, daß sich diese Wellen entlang den Kraftlinien des irdischen Magnetfeldes bewegen.

In den USA wurden im letzten Jahr erste Experimente zur Positionsbestimmung von Erdsatelliten mit Laser-Strahlung ausgeführt. Dabei verglich man die mit den Baker-Nun-Kameras des Satellitenbeobachtungsnetzes vom Smithsonian Astrophysical Observatory gewonnenen optischen Positionen mit den Laser-Beobachtungen. Etwa 200 Messungen konnten ausgeführt werden. Die bisherigen Ergebnisse deuten darauf hin, daß die Genauigkeit der Laser-Beobachtungen denen der optischen Positionsbestimmungen entspricht. Sie haben den Vorteil, daß sie auch am Tage und in jenen Zeiten, in denen sich der Satellit im Erdschatten befindet, ausgeführt werden können. Man erwägt deshalb, die 11 Stationen des Smithsonian Astrophysical Observatorys mit Laser-Beobachtungseinrichtungen auszurüsten.

Interessant war ferner die Feststellung, daß in den unteren Bereichen der Ionosphäre nicht nur Atomionen existieren, sondern bei massenspektrometrischen Untersuchungen Ionen des NO nachgewiesen werden konnten.

Untersuchungen über Mikrometeoriten wurden im Rahmen des sogenannten „Luster“-Programms ausgeführt. Mit Hilfe von Ballons und bei Raketenaufstiegen konnten zahlreiche Mikrometeoriten „eingefangen“ werden. Als wesentlichstes Ergebnis konnte von sowjetischen Wissenschaftlern als auch von amerikanischen bezüglich der Mikrometeoriten festgestellt werden, daß in Erdnähe eine erhöhte Dichte von Partikeln auftritt. Im interplanetaren Raum wurden mit Hilfe der sowjetischen Sonde Mars 1 als auch mit Sonde 3 einzelne bisher nicht bekannte Meteoritenströme gefunden.

Während des Leonidenstroms am 16.11.1965 sind durch Raketenaufstiege massenspektrometrische Untersuchungen der ionisierten Teilchen in den unteren Gebieten der Ionosphäre durchgeführt worden. Man fand, daß die Häufigkeit von Metallionen sowie von Siliziumionen abnorm zugenommen hatte. Diese Ionen sind – wie man annimmt – bei der Verdampfung von Meteoriten bzw. Mikrometeoriten des Leonidenstroms entstanden.

Seit rund 6 Jahren wurden fast kontinuierlich Messungen der solaren Röntgenstrahlung ausgeführt. Die Röntgenstrahlungsintensität ist sehr eng mit der Sonnenaktivität korreliert. Die Auswertung der Ergebnisse führt zu der Schlußfolgerung, daß die Intensität des für 1969 zu erwartenden nächsten Maximums der Sonnenaktivität die des letzten noch um 20 Prozent übersteigen wird.

Astronautische Projekte der Gegenwart

HORST HOFFMANN

Ein Mond-Flughafen

Abschußanlage 39 ist die Bezeichnung für die Bodenanlagen, von denen die Apollo-Raumfahrzeuge gestartet werden sollen. Diese zu Cape Kennedy gehörenden Einrichtungen entstehen auf der Merritt-Insel mit einem Kostenaufwand von 1 Milliarde Dollar und werden 10 000 Menschen beschäftigen.

Die Abschußanlage umfaßt 35 000 Hektar und verfügt über zwei Abschußplattformen. Während bisher die Raketen und Raumfahrzeuge auf der Abschußplattform montiert und geprüft werden, sollen die Saturn 5 und das Apollo-Mondfahrzeug in einer Montagehalle zusammengesetzt und dann in vertikaler Stellung zur Abschußplattform transportiert werden. Diese Methode bietet drei wesentliche Vorteile:

1. Die Montage in einem geschlossenen Raum erhöht die Zuverlässigkeit eines so komplizierten und umfangreichen Systems.
2. Die Montage in einer riesigen Halle, die das gesamte Zubehör aufnehmen kann, erspart viel Zeit.
3. Da der Start die Abschußanlage nur während eines Fünftels der sonst benötigten Zeit beansprucht, ist eine raschere Startfolge möglich.

Die Abschußanlage 39 setzt sich aus folgenden Hauptelementen zusammen:

Das Montagegebäude, das 52 Stockwerke hoch ist und vier riesige Hallen umfaßt, in denen vier Saturn 5/Apollo-Systeme gleichzeitig montiert werden können. Die Tore sind 139 m hoch und an der Basis 45,4 m breit. Für den inneren Transport gibt es im Gebäude 141 Hebewerkzeuge. Die beiden Riesen unter ihnen sind zwei 230-t-Kräne mit 139 m Hub, welche die volle Last 30 Minuten lang ohne Bremsen halten können.

Die mobile Abschußvorrichtung, die zweistöckig ausgeführt ist, soll beim Abschuß der Bedienungsmannschaft Sicherheit und den Geräten Schutz bieten. Ein Aufzug mit einer Geschwindigkeit von 10 m/sec und eine Metallrutschbahn ermöglichen es den auf der Plattform des Versorgungsturms Tätigen bei Gefahr schnell nach unten in das Innere der Abschußvorrichtung zu gelangen. 2,5 cm dicke Stahlplatten mit schwingungsdämpfendem Belag schützen gegen Druck und Lärm der Abgasstrahlen.

Das Transportfahrzeug, das sich auf acht Ketten bewegt, ermöglicht den Transport des ganzen Saturn 5/Apollo-Systems von der Montagehalle zur Startrampe. Während der Fahrt muß das System auf 10 Bogenminuten genau waagrecht gehalten und auf 5 cm genau auf der Abschußplattform abgesetzt werden. Die Höchstgeschwindigkeit des Fahrzeuges beträgt 1,6 km/h. Das Transportfahrzeug, die mobile Abschußvorrichtung (4800 t) und die Saturn 5 mit dem Apollo-Fahrzeug (43 t) wiegen zusammen 7900 t.

Die mobile Wartungseinrichtung, ein Stahlgerüsturm von 120 m Höhe mit fünf Arbeitsbühnen, gestattet die letzten Arbeiten auf der Abschußplattform. Sie wird vom Transportfahrzeug geholt, nachdem die mobile Abschußvorrichtung abgesetzt und verankert ist. Sieben Stunden vor dem Start wird die Wartungsvorrichtung

zurückgezogen und die 320 t schwere mobile Flammenablenkvorrichtung auf Schienen an Ort und Stelle gebracht.

Die Transportstraße führt von dem Montagegebäude zu den beiden Abschußplattformen. Ihre beiden je 12,2 m breiten Spuren sind durch einen 27,4 m breiten Mittelstreifen getrennt. An den beiden Endpunkten hat die Straße eine Steigung von 5 Prozent. Der Straßenbelag hält für kurze Zeit Drucke von 78 000 kg/m² aus.

Die beiden achteckigen Abschußplattformen A und B sind je 1000 m groß und liegen 2660 m voneinander entfernt. Später soll noch eine dritte Plattform hinzukommen. Im Zentrum der Plattformen befinden sich die Helium- und Stickstoffbehälter, an der Peripherie lagert Kerosin, Flüssigwasserstoff und Flüssigsauerstoff. Die eigentliche Plattform mit dem Flammenabzugsgraben besteht aus Stahl und Beton und liegt 14,6 m über dem Meeresspiegel.

MOL = Militärische Raumstationen der USA

Im August 1965 wurde im Pentagon die folgenschwere Entscheidung über den Bau der bemannten militärischen Raumstationen mit der Bezeichnung Manned Orbiting Laboratory — MOL — gefällt. Den Löwenanteil an diesem gefährlichen Milliardenbissen bekamen die Douglas Aircraft Company für den Bau der Zelle und die General Electric Company für die Entwicklung der militärischen Ausrüstung. Die Produktion der Trägerrakete Titan 3 C erfolgt bei der Martin Company.

Beim MOL handelt es sich unter anderem um ein modifiziertes Gemini-Fahrzeug. So vergab die NASA für die US Air Force einen 3-Millionen-Dollar-Auftrag zur Wiederherstellung der Gemini-Kapsel GT 2, mit der vor Beginn der eigentlichen MOL-Experimente der neue Wärmeschild erprobt wurde. Ein anderer Auftrag über 4 Millionen Dollar, der direkt von der US Air Force vergeben wurde, dient technischen Studien in Verbindung mit der beim MOL zu verwendenden Gemini. Die Gesamtkosten des MOL-Programms, einschließlich Trägerraketen, werden auf 1,5 Milliarden Dollar angegeben. Eine Summe, mit der zehn bemannte Gemini-Versuche durchgeführt werden könnten.

Zum Leiter des MOL Program Office im Pentagon wurde der Vier-Stern-General Bernard A. Schiever, Kommandeur des Air Force Systems Command, ernannt. Seine unmittelbaren Vorgesetzten sind der Secretary of the Air Force, Dr. Harold Brown, und dessen Stellvertreter, Brigadegeneral Harry L. Evans.

Das MOL wird im Pentagon als Nachfolger des Spionageflugzeuges Lockheed U 2 und des Spionagesatelliten Samos betrachtet und soll das fallengelassene Projekt des bemannten Raketenflugzeuges Dyna-Soar ersetzen. Als Hauptaufgabe des MOL wird die fotografische und visuelle Aufklärung angegeben. Für diese Spionagezwecke hat die US Air Force in den letzten fünf Jahren fast 100 eigens für diesen Zweck gebaute Spezialsatelliten von Vandenberg und Point Arguello gestartet.

Das MOL soll aus einem zylindrischen Laboratorium und der Gemini-Kapsel bestehen. Es hat eine Länge von 16,46 m — wovon 12,50 m auf das Laboratorium und 3,96 m auf die Kapsel entfallen — und einen Durchmesser von 3,05 m. Das Gesamtgewicht beträgt 11 340 kg, davon 9520 kg für das Laboratorium und 2720 kg für die modifizierte Gemini-Kapsel, deren Grundtyp mit 3175 kg schwerer ist. Das Laboratorium besteht aus zwei Teilen, einem druckbelüfteten Raum für die Besatzung und einem nicht druckbelüfteten Raum für Meßgeräte und Bordsysteme. Die Offiziere, die mit der MOL militärische Manöver im Kosmos exerzieren sollen, kommen alle von der Air Force Aerospace Research Pilot's School. Jeweils drei von ihnen sollen bis zu 30 Tagen um die Erde kreisen. Den Auf- und Abstieg soll die Besatzung in der Gemini-Kapsel, mit Druckanzügen bekleidet, absolvieren.

Im Laboratorium, in das die Piloten durch eine Klappe im Gemini-Wärmeschutzschild gelangen, benötigen sie dagegen keine Druckanzüge.

Die umfangreiche MOL-Ausrüstung dient ausschließlich militärischen Aufgaben. Im MOL-Program Office spricht man von zwanzig militärischen Experimenten – darunter visuelle und fotografische Beobachtungen, Messungen der Wärmestrahlung, Feststellung von Hintergrundeffekten, Untersuchung der Ausbreitung von elektromagnetischen Wellen, Ausstieg der Piloten zur Montage, Wartung und Reparatur. Für die Spionage verfügt das MOL über Spezialfernseheräte für ungünstige Lichtverhältnisse, L-Band-Radar hoher Auflösung, Fotoapparate mit Objektiven langer Brennweite und Infrarotgeräten.

Auf dem Flugprogramm stehen zwei Flüge ohne Besatzung und ab Ende 1968 fünf Flüge mit jeweils drei Piloten. Für die beiden unbemannten Vorversuche sollen geborgene Gemini-Kapseln verwendet werden. Die Starts erfolgen von Vandenberg und Cape Kennedy aus. Mit Hilfe der Titan-Übergangstufe sollen Änderungen der Aufstiegsbahn ermöglicht werden, so daß das MOL auch auf äquatorialen und polaren Umlaufbahnen fliegen kann. Die maximalen Flughöhen sollen bei 650 km liegen.

Japans vierte Raketengeneration

Seit 1955 werden in Japan Forschungs- und Entwicklungsarbeiten auf dem Gebiet der Raumfahrt und Raketentechnik betrieben. Diese zielstrebige, kontinuierliche und geduldige Tätigkeit wird Japan nach der UdSSR, den USA und Frankreich bald zum vierten Land machen, das einen Satelliten mit einem eigenen Träger-Raketensystem auf eine orbitale Bahn bringt.

Das vierstufige Trägerfahrzeug trägt die Bezeichnung My-4 S, ist 22 m lang, hat ein Startgewicht von etwa 34 t und kann einen 40 kg schweren Satelliten befördern. Die erste Stufe dieses Systems ist mit einem Feststoffmotor von 142 cm Durchmesser und acht Hilfsmotoren ausgerüstet, die zusammen einen Schub von 181 500 kp entwickeln.

Der erste Start soll Ende 1967, spätestens Anfang 1968 von dem Kagoshima Space Centre auf Kyushu, der größten Insel im Süden Japans, erfolgen. Von hier aus wurden auch die meisten bisherigen japanischen Raketen sonden abgeschossen. Der erste japanische Satellit soll mit Meßgeräten zur Untersuchung der kosmischen Strahlung ausgerüstet werden. Sämtliche Bauteile der Rakete und des Satelliten wurden von japanischen Firmen hergestellt.

Den Hauptanteil an diesem erstaunlichen Entwicklungsstand trägt das Institute of Industrial Science der Universität Tokio, das mit 30 japanischen Firmen zusammenarbeitet und diese Leistung mit relativ geringen Kosten vollbrachte.

Ein Rückblick auf die elfjährige Geschichte der modernen japanischen Raketentechnik macht deutlich, daß die My-4 S bereits zur vierten Raketengeneration Nippons gehört.

Die erste Generation wird durch die Raketen der Pencil-Serie verkörpert. Diese bescheidenen einstufigen Feststoffraketen sind 30 cm lang und haben einen Durchmesser von 18 mm. Der Abschluß von 150 Raketen dieses Typs brachte der Forschungs- und Entwicklungsarbeit in dreifacher Hinsicht Nutzen: Über die grundlegenden Konstruktionsmerkmale für Raketen konnten viele Erfahrungen gewonnen werden; die verschiedensten Treibstoffe und Schubdüsen konnten erprobt werden; über die Steuerungscharakteristiken konnten wichtige Erkenntnisse erzielt werden.

Eine Weiterentwicklung der Pencil-Rakete war die Baby-Rakete. Diese größere zweistufige Rakete hat einen Durchmesser von 8 cm und enthält 1 kg Treibstoff. Ihre erste Stufe verfügt über vier Steuerflächen.

Die zweite Generation repräsentieren die Kappa-Raketen, mit denen sich Japan auch am Internationalen Geophysikalischen Jahr 1957/1958 beteiligte. Die zweistufigen Feststoffraketen der Serie Kappa-6 wurden während des Internationalen Geophysikalischen Jahres von dem Akita-Testgelände in Michikawa gestartet und erfolgreich für folgende Messungen eingesetzt: Temperaturen und Wind, Intensität der kosmischen Strahlung und atmosphärischer Druck in Höhen von über 60 km.

Die Kappa-6 hat eine Gesamtlänge von 6,5 m, einen größten Durchmesser von 0,25 m, ein Gesamtgewicht von 270 kg und kann eine Nutzlast von 20 kg bis auf 60 km Höhe transportieren.

Die Kappa-9 L ist eine dreistufige Weiterentwicklung dieser Feststoffrakete und wurde 1961 zum ersten Mal gestartet. Sie hat eine Gesamtlänge von 12,5 m, einen größten Durchmesser von 0,42 m, ein Gesamtgewicht von 1550 kg und kann eine Nutzlast von 15 kg in eine Höhe von 350 km tragen.

Die Kappa-9 M, die 1963 zum ersten Mal abgeschossen wurde, ist eine zweistufige Feststoffrakete mit einer Gesamtlänge von 11,5 m, einem größten Durchmesser von 0,42 m, einem Gesamtgewicht von 1500 kg und kann eine Nutzlast von 50 kg auf eine Höhe von 350 km befördern.

Zur dritten japanischen Raketengeneration gehören die Lambda-Raketen. Die zweistufige Feststoffrakete Lambda-2, mit einer Gesamtlänge von 16,5 m, einem größten Durchmesser von 0,735 m, einem Gesamtgewicht von 6300 kg und einer Nutzlast von 180 kg, erreichte im Jahre 1963 bei einem Abschuwinkel von 80 Grad eine maximale Höhe von 500 km.

Die Lambda-3, eine dreistufige Version mit einer Gesamtlänge von 19,1 m, einem größten Durchmesser von 0,735 m, einem Gesamtgewicht von 7000 kg und einer Nutzlast von 170 kg, erreichte 1964 sogar eine Höhe von 1000 km.

Die schnelle Entwicklung der Raketentechnik ermöglichte es Japan, sich am COSPAR-Forschungsraketenprogramm während des Jahres der ruhigen Sonne 1964 bis 1965 zu beteiligen. Innerhalb des Jahres der ruhigen Sonne wurden sechs Kappa-9 M und drei Lambda-3-Raketen mit diverser wissenschaftlicher Aufgabenteilung gestartet.

Das interessanteste Zukunftsprojekt, an dem die japanische Raketentechnik arbeitet, ist ein Satelliten-Trägerfahrzeug mit der Bezeichnung Mu. Dieses vierstufige Feststoffraketen-system wäre in der Lage, bemannte Raumkapseln auf orbitale Bahnen zu bringen.

Zur Zeit wird an dem Feststoff-Raketenmotor M 10 gearbeitet, der einen Durchmesser von 137 cm hat und einen Schub von 907 000 kp entwickeln soll. Das wäre eine Schubleistung, die der der Saturn-1 B entspricht, mit deren Start-Erprobung die USA in diesem Jahr begonnen haben und die eine Zwischenstufe zu dem Apollo-Trägerfahrzeug Saturn-5 darstellt.

Die ersten statischen Versuche mit der japanischen M 10 im Jahre 1965 waren erfolgreich. Bereits im März 1964 wurden Probeläufe mit dem Feststoff-Raketenmotor M 20, der nur ein Drittel der Länge des M 10 hat, erfolgreich durchgeführt. Die ersten Versuche für die M 10 werden mit der My-2 gemacht, die Attrappen der dritten und vierten Raketenstufe auf eine Höhe von 700 km bringen soll.

Betrachtungen zum Problem der Raumanzüge

HANS-K. REMANE

Die Arbeitskleidung der Kosmonauten ist der Raumanzug. Seine drei wesentlichsten Aufgaben sind:

1. Schutz des Kosmonauten für seinen Austritt in den leeren Raum. Der Raumanzug muß den im Weltraum fehlenden Luftdruck ersetzen und auch einen entsprechend wirksamen Strahlenschutz bieten.
2. Zusätzlicher Schutz bei Ausfall der Klimaanlage in der Kabine oder bei Beschädigung der Raumschiffkabine.
3. Schutz des Kosmonauten beim Betreten von Himmelskörpern ohne Atmosphäre, z. B. bei einer Mondlandung.

Allgemein lassen sich je nach der Art der Sauerstoffzufuhr, der Luftreinigung und der Ventilatoren zwei Arten der Raumanzüge unterscheiden.

Schutzanzug mit offenem System

Bei diesem System werden Frischluft und Sauerstoff ununterbrochen zugeführt. Die verbrauchte Luft wird dabei in den den Kosmonauten umgebenden Raum abgeleitet. Falls sich der Kosmonaut mit einem derartigen System im freien Raum aufhält, müßte hierzu ein automatischer Wärmeabstrahler geschaffen werden. Hierzu schlug Hermann Oberth 1954 auf dem V. Internationalen Astronautischen Kongreß in Innsbruck einen Raumanzug mit einem Wärmeabstrahler vor, der die Form eines querschnittenen Hühnereis besaß. Die Außenseite sollte eine spiegelnde Fläche sein, während die Innenseite dunkel gehalten werden sollte. Seinen Berechnungen nach müßte die geschwärmzte Fläche einen Durchmesser von rund 65 cm haben. Dieser Abstrahler sollte mittels Deckel verschließbar gestaltet werden, damit die Wärmeabstrahlung reguliert werden kann.

Beim offenen System muß also ständig Frischluft und Sauerstoff zugeführt werden, die verbrauchte Luft wird an den umgebenden Raum abgeführt. Daraus wird ersichtlich, daß dieses System unökonomisch ist, da der Kosmonaut den notwendigen Sauerstoffvorrat immer bei sich führen muß. Zwar waren die ersten verwendeten Raumanzüge nach diesem Prinzip konstruiert, für längere Arbeiten im Kosmos und zukünftige Mondlandungen sind jedoch Raumanzüge mit geschlossenem System weitaus vorteilhafter.

Schutzanzug mit geschlossenem System

Diese Anzüge werden auch als Regenerations-Anzüge bezeichnet, da die verbrauchte Luft in diesem System regeneriert wird. In der Regenerationsanlage wird die verbrauchte Luft von allen schädlichen Beimengungen wie z. B. Kohlendioxid, Wasserdampf usw. gereinigt, mit Sauerstoff angereichert, auf eine bestimmte Temperatur abgekühlt und dem Kosmonauten wieder zugeführt. Derartige Regenerationsgeräte beanspruchen einen relativ kleinen Raum und lassen sich vom Kosmonauten wie ein Tornister auch auf dem Rücken transportieren. Somit ist es dem Kosmonauten möglich, sich auch von seinem Raumschiff zu entfernen.

Bei der Konstruktion von Raumanzügen muß darauf geachtet werden, daß der Kosmonaut im freien Raum u. a. auch Montagearbeiten durchzuführen hat. Der Schutzanzug darf also nicht mechanisch starr sein, sondern muß auch bestimmte

Bewegungen der Arme und Beine zulassen und die Durchführung der Arbeitsvorgänge nicht erschweren. Zu diesem Zweck schlug schon Ziolkowski entsprechend gerippte Hüllen vor. Spätere Konstruktionen basierten auf der Anwendung hermestisch geschlossener Lager.

Da aber ein großer Druckunterschied zwischen Innenmedium des Raumanzuges und dem Außenmedium auftritt, waren rein konstruktionsmäßige Lösungen nicht in der Lage, eine notwendige Bewegungsfreiheit zu garantieren. Aus diesem Grunde griff man zu den Ergebnissen der Raumflugmedizin und setzte den Innendruck des Raumanzugs herab. So wurde beispielsweise laut Meldungen der sowjetischen Nachrichtenagentur TASS beim Ausstieg des Kosmonauten Leonow der Innendruck des Raumanzugs auf etwa eine halbe Atmosphäre verringert. Dies geschah durch längeres Einatmen von reinem Sauerstoff, da dieser den Stickstoff aus dem Körpergewebe auswäscht. Jedoch ist es bei diesem Verfahren auch nicht vollkommen möglich, dem Kosmonauten uneingeschränkte Bewegungsfreiheit zu verschaffen.

In der Sowjetunion ist man zur Zeit dabei, Raumanzüge zu entwickeln, die die Prinzipien der Biosteuerung ausnutzen. Hierbei geht es um die Schaffung mechanischer Manipulatoren, die durch die Bioströme der menschlichen Muskeln in Betrieb gesetzt werden. Dieses Prinzip wurde erstmals 1957 in der Sowjetunion in Form einer biogesteuerten Handprothese verwirklicht. Elektroden nahmen hierbei die entsprechenden Summenpotentiale der Muskelfasergruppen ab, die die Bewegungen der Finger bewirken. Durch Verstärkung, Gleichrichtung und anschließende Übertragung an die mechanisch-hydraulische Steuerung der Handprothese war es möglich, daß vier Finger der künstlichen Hand bewegt werden konnten. Zweifellos wird von diesem neuen Wissenschaft — Bionik genannt — auch auf raumflugtechnischem Gebiet noch einiges zu erwarten sein.

Betrachten wir uns einige der Baugruppen des Raumanzugs etwas genauer, so wäre erstens der Helm zu nennen. Dieser Schutzhelm verfügt über ein Vollsichtfenster. Bevorzugt verwendet man hierfür in den USA Helme aus Polycarbonat. Dieser glasklare und verzerrungsfreie Kunststoff gewährleistet auch bei einem Aufenthalt im freien Raum optimale Sichtverhältnisse. An der Außenseite der Helme werden meist noch Blendschutzte getragen, die die Aufgabe haben, das Sehorgan des Kosmonauten vor den grellen und ungeschwächten Sonnenstrahlen zu schützen. Zu diesem Zweck kann der Blendschutz vor das Sichtfenster geklappt werden. Das Sichtfenster kann auch zur Vermeidung einer Beschlagung beheizt werden.

Im Helm selbst befinden sich die Zuleitung für den zum Atmen notwendigen Sauerstoff, das Mikrophon und andere Spezialgeräte zur Aufrechterhaltung einer stabilen Funkverbindung vom Raumschiff zur Erde oder zwischen zwei Raumschiffen.

An den Füßen trägt der Kosmonaut Schuhe spezieller Konstruktion und an den Händen Spezialhandschuhe.

Der Raumanzug selbst besteht aus mehreren Schichten. Bei den bisherigen Raumanzügen waren es meist vier. Es handelt sich bei diesen Schichten von außen nach innen gehend um:

1. Die Reflexionsschicht. Sie hat die Aufgabe, die Wärmestrahlung der Sonne zu reflektieren und somit zur Schaffung einer mäßigen Temperatur auf der Oberfläche des Raumanzugs beizutragen. Meist besteht diese Schicht aus isolierendem und hitzebeständigem Kunststoff.
2. Die Formstabilisierungsschicht. Diese Schicht verhindert, daß der Raumanzug sich auf Grund des fehlenden Außendrucks beim Aufenthalt im freien Raum aufbläht.

3. Die Wärmeisolationsschicht. Die Wärmeisolationsschicht schützt den Kosmonauten vor zu starker Wärmeeinstrahlung durch die Sonne und auch vor der Wärmeabstrahlung nach außen.
4. Die Ventilationsschicht. Diese besteht aus hitzebeständigem Nylon. In das Material sind wasserführende Kapillarröhrchen eingebettet, die eine beständige Kühlung ermöglichen. Weiterhin befinden sich in dieser Schicht noch andere Leitungen, die dafür sorgen, daß der Innenraum des Schutzanzuges auch erwärmt und ventiliert werden kann. Findet im Raumanzug keine Ventilation statt, so sammelt sich die vom Kosmonauten abgestrahlte Wärmemenge und bewirkt dann ein rapides Ansteigen der Innentemperatur des Raumanzugs.

Für den wirksamen Gebrauch des Schutzanzuges ist es unbedingt notwendig, daß der Kosmonaut sich schon längere Zeit vor dem geplanten Flug mit ihm vertraut macht. Er muß lernen, in ihm zu leben und zu arbeiten. Selbstverständlich gehören zu diesem Komplex auch die Probleme der Körperhygiene wie z. B. Mund- und Hautreinigung, Haarpflege, Wäschewechsel, Ausscheidungen usw. Zur Erfüllung dieser Zwecke ist es notwendig, daß der Raumanzug auch während des Fluges geöffnet werden muß. Durch besonders konstruierte Schnellverschlüsse konnte dieses Problem bereits gelöst werden. Selbstverständlich müssen auch diese Verschlüsse einen hermetischen Abschluß des Raumanzugs garantieren.

Sternwarten im Weltall

Die amerikanische Luft- und Raumfahrtbehörde NASA hatte einer Kommission der National Academy of Sciences den Auftrag erteilt, Empfehlungen auszuarbeiten, wie man mit Hilfe der Raumfahrt in Zukunft Sternwarten in den Weltenraum verlegen kann, um dort ungestört durch eine Atmosphäre astronomische Beobachtungen vornehmen zu können. Diese Auftragsarbeit wurde jetzt abgeschlossen. Demnach sollen bis 1975 zwei bemannte astronomische Stationen auf eine Erdumlaufbahn gebracht werden. Diese außerirdischen Observatorien sollen mit Teleskopen (Reflektoren) bestückt werden, die einen Spiegeldurchmesser zwischen 1 und 2 m haben. Fünf bis zehn Jahre später soll sogar mit einer Bedienungsmannschaft ein Spiegelteleskop von mindestens 3 m Öffnung in den Kosmos entsandt werden. Die astronomischen Spiegel sollen speziell für Strahlungen der Wellenlängen zwischen 800 Ångström im ultravioletten Bereich und 1 mm im infraroten Teil des Spektrums korrigiert werden.

In wissenschaftlichen astronomischen und raumfahrttechnischen Kreisen wird gegenwärtig diskutiert, ob die astronomischen Stationen auf einer relativ niederen Bahn — 400 km oder weniger — oder in einer hochliegenden Umlaufbahn — 30 000 km oder mehr — um unseren Planeten umlaufen sollen.

Wenn auch naturgemäß eine möglichst hohe Bahn nach astronomischen Gesichtspunkten vorzuziehen wäre, so könnten doch die Strahlungsdosen in dieser Höhe für die Menschen gefährlich werden, da bereits in 1000 km Höhe das Gebiet der mit kosmischen Strahlungsteilchen angereicherten Strahlungsgürtel der Erde beginnt.

Die um die Erde umlaufenden Teleskope könnten, da sie eine kürzere Umlaufzeit um die Erde haben als der Mond, später auf dem Monde eingerichtete astronomische Observatorien in vielerlei Hinsicht ergänzen. Von einigen Wissenschaftlern wird sogar diesen kreisenden Sternwarten in Erdnähe der Vorzug gegeben. H. P.

Hinweis für die neuen Leser der Zeitschrift „Astronomie und Raumfahrt“ zur Ergänzung ihrer astronomischen und astronautischen Handbücherei

Von der Zeitschrift „Astronomie und Raumfahrt“ sind die vier ersten Jahrgänge (1963, 1964, 1965, 1966, je 6 Hefte) noch vollständig zu beziehen. Preis eines Jahrgangs 9 MDN.

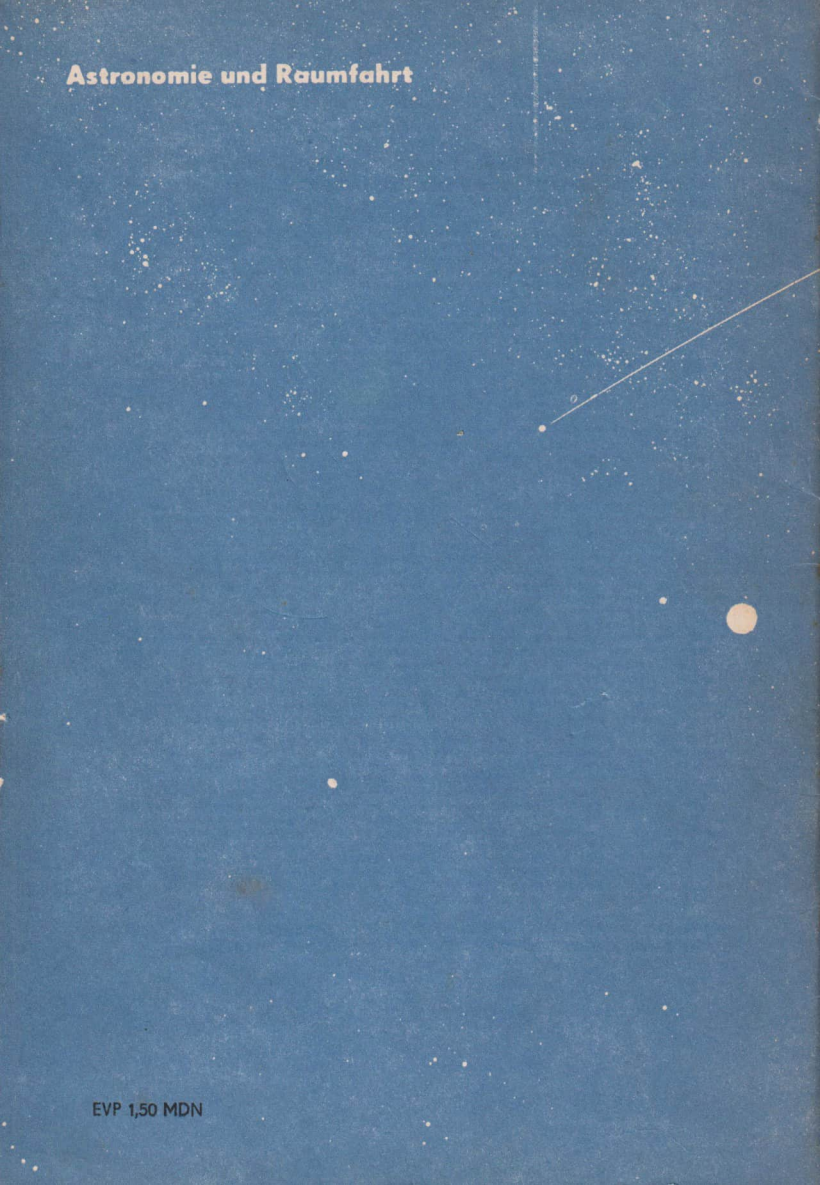
Der Jahrgang 1963 enthält u. a. folgende Beiträge: Technische Probleme des zweiten bemannten Gruppenfluges – Aspekte der Weltraumfahrt in Ost und West – Fragen des Weltraumrechts vor der XVIII. UNO-Vollversammlung – Teilbericht über die Konferenz der Vertreter von Satellitenbeobachtungsstationen sozialistischer Länder über Fragen der fotografischen Vermessung künstlicher Satelliten in Leningrad – Strahlungsmessungen mit Kosmos III und V – Der Start von „Syncom I“ – Ist der Mond unpünktlich? – Bestimmung des Durchmessers von Mond-Ringgebirgen mit einfachen Mitteln – Elektronenoptik im Dienste der Astronomie – Die Ökosphäre Veränderlicher Sterne – Bald totales Rendezvous – Beobachtung von Jupitermondvulkanismen und Sternbedeckungen als lohnende Aufgabe für Volksternwarten und Amateurastronomen – Die Taschenuhr als Stoppuhr – Ebene Flächen auf dem Mars – Geometrische und Wellen-Optik in der Astronomie – Zwei neue Entdeckungen auf dem Gebiete der LASER-Struktur – Zum Problem der Synchronsatelliten – Der Satellitenbeobachtungsdienst der USA – Amerikanische Nachrichten-Satelliten – Eine Bilanz über fünf Jahre – Mercury-Programm beendet – Von Mars 1 bis Wostok VI – Automatische Mondforscher – Probleme bei der Durchführung astrophysikalischer und astronomischer Messungen mit Hilfe von Raumflugkörpern – Astrophysikalische Forschungen im Jahr der ruhigen Sonne – Astronomische Beobachtungen und Raumfahrt – Radioteleskope, Ohren im Weltall – Die Raumforschung in Frankreich – Grundlagen der Kosmoteknik – Die Steuerung von Raumflugkörpern.

Der Jahrgang 1964 enthält u. a. folgende Beiträge: Die Zuverlässigkeit von Raumflugkörpern – Strahlenprobleme beim Flug ins All – Zukünftige Anwendungsmöglichkeiten von LASER in der Raumfahrttechnik – Berechnung der Ephemeriden künstlicher Erdsatelliten an der Ephemeridenzentrale der DDR – Gedanken zur Behandlung astronautischer Probleme im Astronomie-Unterricht – Energieversorgung in Raumkörpern – Echo 2, der zweite passive Relaisatellit – USA-Raketen-Budget – Die Grunderscheinungen und Anwendungsmöglichkeiten der Polarisation von Lichtstrahlen – Versuch zur Bestimmung der nächtlichen Extinktion aus Helligkeitsbeobachtungen des künstlichen Satelliten Echo 1 (1960) – Einiges zur Strahlungseinwirkung auf Satellitengeräte – Ergebnisse der Untersuchungen der kosmischen Strahlung – Vom Wirkungsquantum zum Sternspektrum – Funktechnische Satellitenbeobachtungsstation der Deutschen Astronautischen Gesellschaft – ISIS-Jonosphärensatelliten – Comsat – Das USA-Nachrichtensatelliten-Monopol – ELDO und ESRO – Probleme des Raumfluges im Erde-Mond-Bereich – Einige Betrachtungen zum Mondflug-Programm der USA – Künstliche Erdsatelliten kontrollieren die Einhaltung des Moskauer Teststoppabkommens. Über den Nachweis von Kernexplosionen in großen Höhen und im kosmischen Raum – Über die Verwendung von künstlichen Erdsatelliten zu Navigationszwecken – Nimbus A 1 – Eine Näherungsmethode zur Messung der Höhen von Mondbergen mit einfachen Mitteln – Funktechnische Beobachtungen der sowjetischen Erdsatelliten mit rund 60° bzw. 51° Bahnneigung.

Der Jahrgang 1965 enthält u. a. folgende Beiträge: Einige Probleme des Nachrichtenverkehrs mit künstlichen Satelliten und Raumsonden – Die Satelliten der Elektron-Serie – Über die aerodynamische Erwärmung von Flugkörpern – Astronomische Ergebnisse der Astronautik – XV. Internationaler Astronautischer Kongreß, Warschau – Sonde 2, Mariner 3 und 4 – Rechtsgrundlagen des amerikanischen Nachrichten-Satelliten-Systems – Die Träger Rakete Europa 1 – Betrachtungen zu den Satelliten der Kosmos-Serie – Über den Nachweis extraterrestrischen Lebens – Ergänzungen zu den Flügen der Raumschiffe Wostok 1 und 2 – Zentren der amerikanischen Raumfahrtindustrie – Die ionisierende Wirkung von Meteoriten und deren praktische Bedeutung – Mariner 4 und Sonde 3, zwei Raumflugkörper mit astronomischer Aufgabenstellung – Werkstoffe für die Raketentechnik – Raumforschung und Nachrichtentechnik – Nimbus 1 – 5. Europäischer Raumfahrt-Kongreß – Bemerkungen über Dichtungsprobleme in Raumfahrzeugen – Betrachtungen zu Wettersatelliten – Die Präzisierung der astronomischen Einheit nach den Ergebnissen der Venus-Funkortung.

Zu beziehen von der Abteilung Natur und Heimat des Bundessekretariats des Deutschen Kulturbundes, 102 Berlin, Liebknechtstraße 31, Telefon 51 53 84/85

Astronomie und Raumfahrt



EVP 1,50 MDN