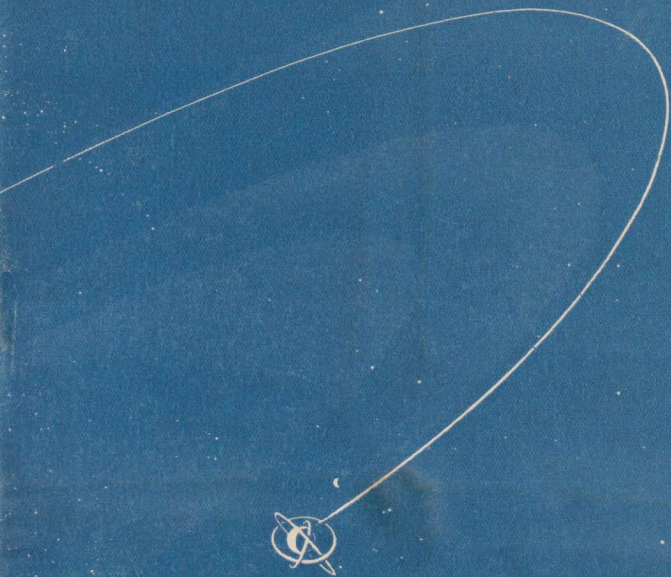




Astronomie und Raumfahrt

1965 **1**

Inhalt:

Einige Probleme des Nachrichtenverkehrs mit künstlichen Satelliten und Raumsonden · <i>Hans Dieter Naumann</i>	1
Physiologische Optik in der Astronomie · <i>Ing. F. T. Max Rötisch</i>	11

Amateure beobachten und berichten

Eröffnung der Volkssternwarte Radeberg · <i>Erich Bär</i>	18
Plauener Tagung der Amateurastronomen · <i>Karl Gerlach</i>	19
Eine verhinderte Finsternisbeobachtung · <i>K. Löchel</i>	21
Die Sonnenfleckentätigkeit im Jahre 1964 · <i>Erich Schütz</i>	22

Mitteilungen der Deutschen Astronautischen Gesellschaft

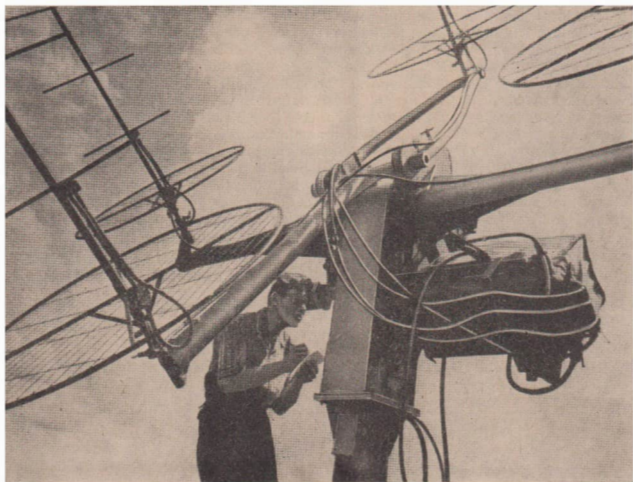
Die Satelliten der Elektron-Serie · <i>Karl-Heinz Neumann</i>	23
Über die aerodynamische Erwärmung von Flugkörpern · <i>Ing. W. Strubell</i>	31

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. Jch. Hoppe, Prof. Dr. Lambrecht, Heinz Mielke, Dr. H. Oleak, Prof. E. Penzel, Dr.-Ing F. Ruhle, Dr. K. H. Schmidt, Prof. D. Wattenberg, Prof. Dr. Wempe

Dieses Heft wurde – mit Ausnahme der Seiten 15 bis 18 – in Vertretung typographisch gestaltet und umbrochen von Peter Stache.

Redaktion: Berlin C 2, Littenstraße 79 a. Fernsprecher: 51 53 84/85. „Astronomie und Raumfahrt“ erscheint 1965 mit 6 Hefen. Bezugspreis einschließlich 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 (Saale), Geiststraße 22



HANS DIETER NAUMANN

Einige Probleme des Nachrichtenverkehrs mit künstlichen Satelliten und Raumsonden

Die Entwicklung der Satelliten- und Raumflugtechnik hat auch die Nachrichtentechnik vor eine Reihe neuer Aufgaben und Probleme gestellt. Die Herstellung und Aufrechterhaltung drahtloser Funkverbindungen zwischen irdischen Bodenstationen und künstlichen Raumflugkörpern ist letztlich entscheidend für den Erfolg oder Mißerfolg eines Raumflugexperimentes überhaupt. Dabei kommt es darauf an, Nachrichtenverbindungen von Raumflugkörpern zu irdischen Bodenstationen, von irdischen Bodenstationen zu Raumflugkörpern sowie zwischen Raumflugkörpern untereinander zu gewährleisten.

Bereits in der Antriebsphase eines Satellitenstarts erfüllen Nachrichtensignale wichtige Aufgaben. Die funkttechnische Bahnverfolgung einer Rakete liefert Informationen über die Einhaltung der vorausbestimmten Bahn. Elektronische Datenverarbeitungsanlagen ermitteln eventuell auftretende Abweichungen und erteilen der Rakete per Funk entsprechende Korrektursignale. Hat der Flugkörper die Freiflugbahn erreicht, dienen Funksignale vor allem der laufenden Bahnvermessung sowie der Übermittlung gewonnener Meßwerte und Bildinformationen. Über Funksignale, die zum Satelliten ausgesandt werden, können diesem Kommandobefehle für eventuelle Bahnkorrekturen oder für Inbetriebnahme bzw. Außerbetriebsetzung bestimmter Geräte erteilt werden. Nachrichtenverbindungen zwischen Satelliten untereinander spielten bisher eine untergeordnete Rolle, ihre Bedeutung wird aber in Zukunft wachsen, z. B. bei synchronen Nachrichtensatellitensystemen [1], den geplanten Wetternachrichtensatelliten im Rahmen der Wettersatellitensysteme sowie der Rendezvousteknik.

Gegenüber irdischen Nachrichtenverbindungen unterscheiden sich solche mit Satelliten und Raumsonden in quantitativer und qualitativer Hinsicht. Die wichtigsten Besonderheiten des kosmischen Funkverkehrs ergeben sich aus folgenden Tatsachen:

1. Beim Satellitenfunk haben die HF-Signale mehrere Zonen unterschiedlicher Übertragungseigenschaften zu durchdringen.
2. Kosmische Funkverbindungen erstrecken sich über sehr große Entfernungen.
3. Die Endpunkte einer kosmischen Funkstrecke befinden sich relativ zueinander in Bewegung.

Einige der hieraus resultierenden Grundprobleme des kosmischen Nachrichtenverkehrs seien im folgenden behandelt.

DIE BETRIEBSFREQUENZ

Für den Nachrichtenverkehr mit Satelliten und Raumsonden kommen zwei Frequenzbereiche in Frage, die durch die Durchlässigkeit der Erdatmosphäre für elektromagnetische Wellen festgelegt sind (Bild 1). Einer dieser Bereiche liegt im Gebiet des sichtbaren und infraroten Lichtes. Er kann durch die Vervollkommenung der Lasertechnik für die Belange des Weltraumnachrichtenverkehrs in Zukunft an Bedeutung gewinnen. Zur Zeit muß man sich auf das zweite Fenster im Gebiet der Meter- und Zentimeterwellen beschränken. Dieses wird nach tiefen Frequenzen durch die ionosphärische Absorption, nach hohen durch die molekulare Wasserstoff- und Sauerstoffabsorption sowie die troposphärische Dämpfung begrenzt. Am günstigsten ist der Bereich zwischen 1 und 10 GHz, zumal hier auch der Beitrag des kosmischen Rauschens zum Gesamttrauschen sehr gering ist.

ALLGEMEINE ÜBERTRAGUNGSPROBLEME

Innerhalb des oben genannten Frequenzbereiches kann man für den Nachrichtenverkehr mit Satelliten mit guter Näherung eine Freiraumausbreitung der hochfrequenten Wellen annehmen. Dann gilt für eine Nachrichtenstrecke Satellit = Erde die grundlegende Ausbreitungsgleichung

$$\frac{P_E}{P_S} = \frac{G_E \cdot G_S \cdot \lambda^2}{16 \pi^2 a^2} \quad (1)$$

P_S, P_E = Sende- und Empfangsleistung,

G_S, G_E = Gewinn von Sende- und Empfangsantenne,

λ = Betriebswellenlänge,

a = Entfernung Satellit = Erde.

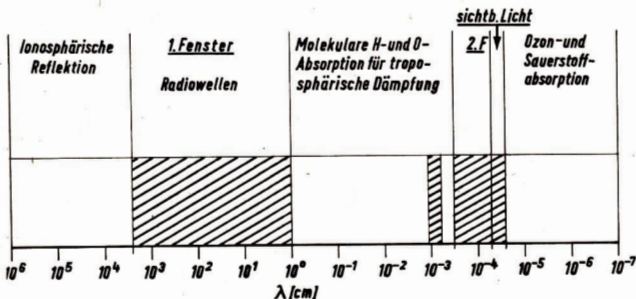


Abbildung 1

Ist der Satellit ein isotroper Strahler (Leistungsgewinn $G_{\text{Sat}} = 1$), so gilt

$$\frac{P_E}{P_S} = \frac{G_E \cdot \lambda^2}{16 \pi^2 \cdot \alpha^2} \quad (2)$$

Die erforderliche Sendeleistung dann

$$P_S = P_E \cdot \frac{16 \pi^2 \cdot \alpha^2}{G_E \cdot \lambda^2} \quad (3)$$

Man erkennt hieraus, welche Wege für die Verbesserung der Leistungsbilanz einer kosmischen Nachrichtenverbindung zu beschreiten sind. Da eine beliebige Erhöhung der Sendeleistung in Satelliten und Raumsonden heute noch nicht möglich ist, sind dies:

1. hohe Betriebsfrequenz,
2. geringe, mindest erforderliche Empfängereingangsleistung,
3. hoher Antennengewinn.

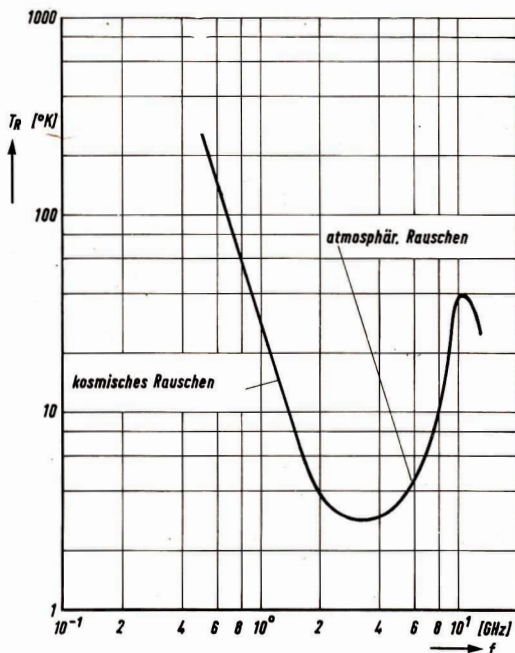
Die Wahl der Betriebsfrequenz unterliegt den eingangs erwähnten Beschränkungen, so daß das Hauptaugenmerk auf die Punkte 2 und 3 zu richten ist.

Das Gesamttrauschen P_{Rges} am Empfängerausgang setzt sich nach der Beziehung

$$P_{\text{Rges}} = P_{\text{RE}} + V_P \cdot P_{\text{RA}} \quad (4)$$

aus einem inneren Anteil P_{RE} und einem äußeren P_{RA} zusammen (V_P = Leistungsverstärkung). Der äußere Anteil wiederum besteht aus einem von der Antenne selbst herrührenden und durch die Antennenrauschtemperatur T_A gekennzeichneten Beitrag und einem Beitrag des Kopplungsvierpols zwischen Empfänger und Antenne. Letzterer kann vernachlässigt werden, wenn der Eingangsverstärker direkt an der Antenne angebracht wird. Das Antennenrauschen hat seinen Ursprung ausschließlich in auf die Antenne eingestrahlten Rauschspannungen, wenn die Antenne selbst als verlustfrei angesehen werden kann. Die wichtigsten Beiträge zum Antennenrauschen liefern einmal die Erdatmosphäre selbst mit der bereits erwähnten molekularen O- und H-Absorption, zum anderen das kosmische Rauschen. Die kosmische Rauschstrahlung nimmt mit zunehmender Frequenz ab, während das atmosphärische Rauschen im gleichen Sinne zunimmt. Die Überlagerung beider führt zu dem in Bild 2 dargestellten Verlauf

Abbildung 2



mit einem ausgeprägtem Minimum zwischen 1 und 10 GHz. Für die Rauschtemperaturen sind in Bild 2 mittlere Werte angegeben. Beim Nachrichtenverkehr mit Raumsonden zum Mond oder zur Sonne ist ferner das Rauschen dieser Himmelskörper zu berücksichtigen. Bei hohen Frequenzen sind heute mit stark bündelnden Richtantennen Antennenrauschtemperaturen kleiner als 290° K erreichbar [2]. Bei geringen Antennenerhebungswinkeln, wie sie z. B. auftreten, wenn sich ein Satellit in Horizontnähe bewegt, ist außerdem das thermische Rauschen des Erdkörpers von Einfluß. In welcher Weise es das Antennenrauschen erhöht, zeigt Bild 3 [2]. In diesem ist die Abhängigkeit der Rauschtemperatur einer Richtantenne für vertikale Polarisation vom Erhebungswinkel der Antenne dargestellt. Die Kurve verdeutlicht die Notwendigkeit, beim Weltraumfunkverkehr Antennen mit hoher Rückdämpfung, d. h. geringen Strahlungskomponenten zum Erdboden hin zu verwenden [2].

Der innere Beitrag zum Gesamtrauschen kann bei den für den Weltraumnachrichtenverkehr in Frage kommenden Frequenzen durch Einsatz moderner Mikrowellenver-

stärker gering gehalten werden. Für diese Zwecke werden heute ausschließlich parametrische und molekulare Verstärker angewendet, deren Rauschtemperaturen in Bild 4 dargestellt sind [3].

Eine weitere Verbesserung der Leistungsbilanz einer Satellitenfunkstrecke ist durch Verwendung von Antennen mit hohem Gewinn möglich. Da zwischen Antennengewinn G und den Halbwertsbreiten $\alpha_{0,5}$ und $\beta_{0,5}$ der Richtkeule in waagerechter und senkrechter Ebene die Beziehung

$$G \approx \frac{2}{3} \pi \frac{1}{\alpha_{0,5} \cdot \beta_{0,5}} \quad (5)$$

besteht [4], ist eine Erhöhung des Gewinns mit einer höheren Bündelungsschärfe verbunden. Damit ergibt sich nicht nur eine Erhöhung der Empfangsleistung, sondern gleichzeitig eine Verringerung der von der Erdoberfläche aufgenommenen thermischen Rauschleistung.

Die Verwendung von Richtantennen mit schmalen Antennendiagramm verlangt allerdings eine Ausrichtung von Sende- und Empfangsantenne. Für den Flugkörper macht sich deshalb eine Stabilisierung notwendig, die bei Satelliten infolge ihrer hohen Kreisbahngeschwindigkeit in der Erdumlaufbahn relativ schwierig ist. Einfacher ist die Stabilisierung bei Planetensonden, die sich mit geringeren Geschwindigkeiten bewegen. Die Antennen der Bodenstationen müssen dem Satelliten mit hoher Präzision nachgeführt werden. Die Gestaltung der mindest biaxialen Nachführeinrichtungen hängt vor allem von der Winkelgeschwindigkeit des Satelliten ab, die maximal etwa $2^\circ/\text{sec}$. betragen kann [2]. Zu beachten ist ferner, daß die Winkelgeschwindigkeit eines Satelliten mit elliptischer Erdumlaufbahn nicht konstant ist. Die Nachführeinrichtungen müssen deshalb so ausgelegt sein, daß sie eine Veränderung der Nachführgeschwindigkeit der Antenne ermöglichen. Die Nachführung der Antennen geschieht

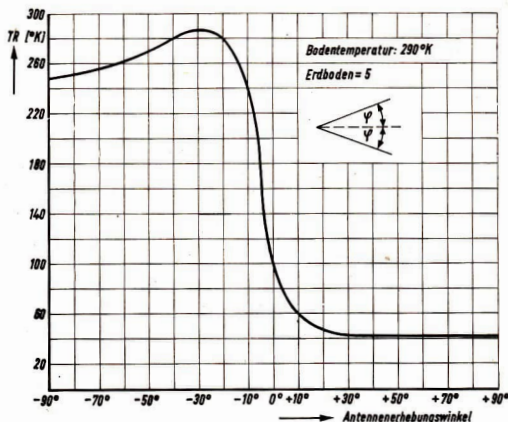
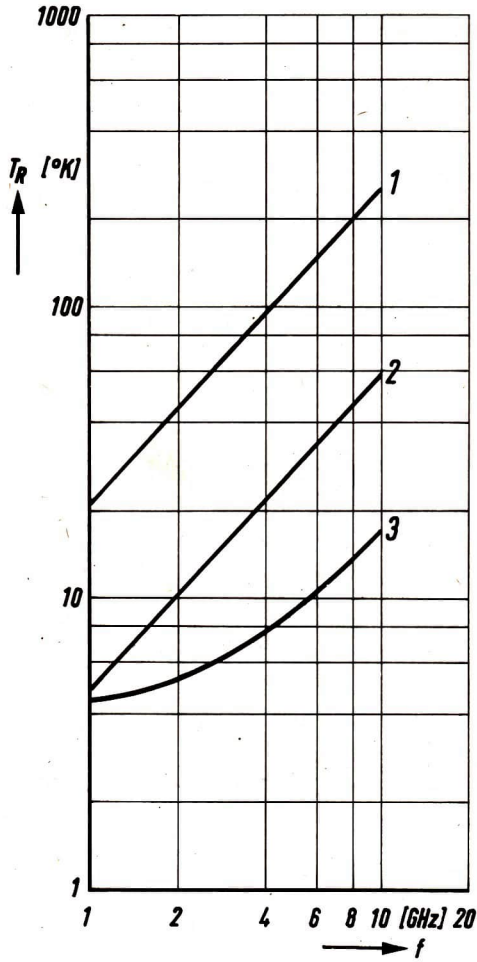


Abbildung 3

Abbildung 4



auf Grund sogenannter Bakensignale, die vom Satelliten ausgesandt werden. Sie kann auch durch Programmsteuerung bei vorher hinreichend genau bekanntem Bahnverlauf erfolgen.

Als letztes Problem sei die Möglichkeit der Verringerung der Übertragungsbandbreite betrachtet. Wie bekannt, ist die Rauschleistung am Empfängeranfang von der Bandbreite des Empfängers abhängig. Durch eine Verringerung der Bandbreite kann deshalb die Rauschleistung vermindert und damit der Störabstand verbessert werden. Da jedoch nach einem Grundgesetz der Nachrichtentechnik das Produkt aus der für die Übertragung einer Nachrichtenmenge notwendigen Zeit t_0 und dem dazu erforderlichen Frequenzband Δf eine Konstante

$$k = t_0 \cdot \Delta f \quad (6)$$

ist [5], ist eine Verringerung der Bandbreite gleichbedeutend mit einer Verkleinerung der Übertragungsgeschwindigkeit. Um Verluste an Informationen zu vermeiden, ist man deshalb gezwungen, eine bestimmte Mindestbreite einzuhalten. Im allgemeinen macht man das Verhältnis $\Delta f : v$ (v_0 = Übertragungsgeschwindigkeit) größer als 1. Für $\Delta f : v_0 = 2$ wird beispielsweise $P_E : P_R = 5$ [6]. Darüberhinaus hat auf die Bandbreite der Dopplereffekt Einfluß, worauf weiter unten eingegangen wird.

DIE SIGNALLAUFEZEITEN

Eine weitere, nicht unwesentliche Besonderheit kosmischer Funkverbindungen sind die nicht mehr zu vernachlässigenden Laufzeiten der Signale. In Tabelle 1 sind für die Planeten unseres Sonnensystems die maximal möglichen Laufzeiten der Signale angegeben. Man erkennt hieraus, daß auch in dieser Hinsicht der Nachrichtenverkehr im Weltall mit anderen Maßstäben bewertet werden muß, als der irdische. Aus den langen Signallaufzeiten ergeben sich zwei wichtige Konsequenzen für den Nachrichtenverkehr mit Raumsonden. Einmal ergibt sich eine geringe Geschwindigkeit des beiderseitigen Informationsaustausches, zum anderen müssen die Richtantennen mit einem bestimmten Vorhaltewinkel ausgerichtet werden, was die Technik des Nachführens weiter kompliziert. Bei einer Nachrichtenverbindung zwischen einer Erdstation und einer interplanetaren Sonde sind demnach Sende- und Empfangsantenne auf verschiedene Punkte im Raum ausgerichtet.

DER DOPPLEREFFEKT

Da sich bei einer Funkverbindung Erde – Satellit oder Raumsonde die beiden Endstationen der Funkstrecke relativ zueinander bewegen (abgesehen von einigen Spezialfällen z. B. den Synchronsatelliten) tritt der sogenannte Dopplereffekt in nicht mehr zu vernachlässigender Größe in Erscheinung. Er äußert sich in einer Frequenzänderung elektromagnetischer Wellen bei Vorhandensein einer Relativgeschwindigkeit zwischen Sender und Empfänger, wobei bei der Annäherung des Senders von dem Empfänger eine höhere, bei der Entfernung eine niedrigere als die tatsächliche Sendefrequenz f_0 wahrgenommen wird. Ist v_r die radiale Geschwindigkeitskomponente und c die Ausbreitungsgeschwindigkeit der Wellen, so gilt bei $v_r \ll c$ für die beobachtete Frequenz f

$$f = f_0 \left(1 \pm \frac{v_r}{c} \right) \quad (7)$$

(plus bei Annäherung, minus bei Entfernung). Die beobachtete Frequenzabweichung ist

$$\Delta f' = f_0 \cdot \frac{v_r}{c} \quad (8)$$

Zeichnet man nun z. B. beim Vorüberfliegen eines Satelliten die empfangene Frequenz als Funktion der Zeit auf, ergibt sich der in Bild 5 dargestellte charakteristische s-förmige Verlauf. Der gesamte Frequenzhub dieser Kurve ist dann

$$\Delta f = 2 \cdot f_0 \cdot \frac{v_{\text{r max}}}{c} \quad (9)$$

Wie groß bei Satelliten, die sich mit rund 8 km/sec in der Bahn bewegen, die maximal mögliche Dopplereffrequenz sein kann, ist für einige Satellitenfrequenzen in Tabelle 2 angegeben [7]. Aus dem Auftreten des Dopplereffektes ergibt sich einmal die Tatsache, daß bei einer kosmischen Nachrichtenverbindung Sender und Empfänger auf verschiedene Frequenzen abgestimmt sein müssen. Im Falle einer Venussonde ist beispielsweise die maximal mögliche Dopplereffrequenz [8]

$$\Delta f_v = 0,00022 \cdot f_0, \quad (10)$$

d. h. die von einer irdischen Bodenstation empfangene Frequenz kann um 0,022 % von der von der Venussonde ausgesandten abweichen. Bei $f_0 = 10$ GHz entspricht das immerhin rund 2,2 MHz [8]. Da die Empfängerbandbreite aus den oben diskutierten Gründen bedeutend geringer sein muß, macht sich eine Frequenzverstimmung zwischen Sender und Empfänger notwendig. Will man bei einem künstlichen Erdsatelliten während der gesamten Zeit des Überfliegens einer Bodenstation Funksignale empfangen, und will man mit einer Bandbreite arbeiten, die kleiner als der maximale Frequenzhub der Dopplerkurve ist, ist eine laufende Nachstimmung des Empfängers notwendig. Durch Anwendung sogenannter Synchronphasenfilter kann diese Nachbestimmung automatisch vorgenommen werden. Damit sind effektive Bandbreiten von 1 Hz erreichbar. Gegenüber einer Bandbreite von 6 kHz, wie sie z. B. bei einer Satellitensendefrequenz von 108 MHz erforderlich ist, ergibt sich eine Verbesserung des Rauschabstandes um 37,8 dB [9].

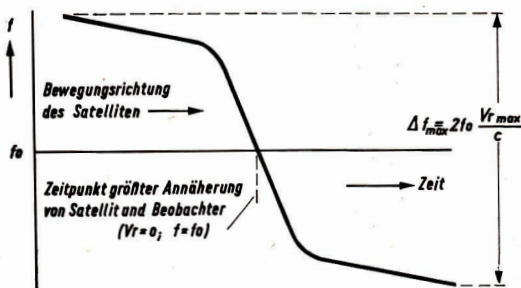
Bild 6 zeigt das Prinzip des Synchronphasenfilters nach Gardner [9]. In dem Phasendemodulator am Eingang erfolgt ein Phasenvergleich des Eingangssignals mit dem Signal eines geregelten Oszillators. Die Ausgangsspannung, die proportional dem Kosinus des Phasenwinkels ist, wird ≈ 0 , wenn $\varphi \approx 90^\circ$ ist. Das nachfolgende Tiefpaßfilter sperrt die hochfrequenten Rauschsignale, während die langsamen Änderungen der Ausgangsspannung des Phasendemodulators durchgelassen werden. Durch die Ausgangsspannung des folgenden Gleichspannungsverstärkers wird der Oszillator so geregelt, daß die Phasendifferenz immer wieder null wird. Das Blockschaltbild einer Empfängeranlage mit Synchronphasenfilter für den Empfang unmodulierter Satellitensignale zeigt Bild 7 [9]. Sowohl die Satellitenfrequenz als auch die zur Umsetzung dieser in den NF-Bereich dienende, quarzstabilisierte Hilfsfrequenz werden durch den Konverter und Empfänger getrennt verstärkt und erst im Demodulator überlagert. Durch diese Verfahrensweise ergibt sich eine weitere Verbesserung des Rauschabstandes [9].

Planet	Maximale Laufzeit
Merkur	21,78 m
Venus	18,98 m
Mars	12,03 m
Jupiter	51,67 m
Saturn	1,46 h
Uranus	2,80 h
Neptun	4,31 h
Pluto	5,31 h

Tabelle 1: Maximal mögliche Signallaufzeiten beim Nachrichtenverkehr im Planetensystem. — **Tabelle 2:** Maximal mögliche Dopplereffrequenzen für einige Satellitensendefrequenzen [7]:

Satelliten sendefrequenz	Maximale Dopplereffrequenz
50 MHz	$\pm 1\,250$ HZ
100 MHz	$\pm 2\,500$ HZ
200 MHz	$\pm 5\,000$ HZ
500 MHz	$\pm 12\,500$ HZ

Abbildung 5



SCHLUSSBEMERKUNG

Mit den vorstehenden Ausführungen ist die umfangreiche Problematik des Weltraumnachrichtenverkehrs keinesfalls erschöpft. An Hand einiger Grundprobleme wurde aber vor Augen geführt, daß dieser unter anderen Aspekten zu betrachten ist, als der irdische Nachrichtenverkehr.

Während die Reichweite in der Richtfunktechnik vor allem durch die Erdkrümmung sowie Geländehindernisse begrenzt wird, erfolgt diese Begrenzung im Weltraum primär durch die Leistungsbilanz. Ihre Vergünstigung stößt auf eine Reihe von Schwierigkeiten, die sich einmal aus noch nicht beherrschten technischen Problemen, zum anderen aus zusätzlichen, beim Satellitenfunk auftretenden Effekten ergeben. Zum ersteren gehört die Problematik der Stabilisierung von Raumflugkörpern bei Verwendung von Richtantennen sowie die z. Z. noch begrenzte Leistung in einem Satelliten. Zum zweiten gehören die Probleme der Antennennachführung sowie der zusätzliche Aufwand, den das Auftreten des Dopplereffektes bedingt, Erscheinungen also, die aus der relativen Bewegung zwischen Sender und Empfänger resultieren.

Abbildung 6

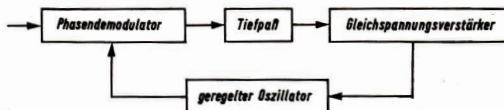
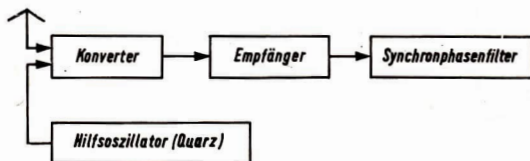


Abbildung 7



Literaturangaben:

- [1] Naumann, H. D.: Künstliche Erdsatelliten als Relaisstationen im transkontinentalen Nachrichtenverkehr, radio und fernsehen, 13 (1964) 13, S. 389-392.
- [2] Huber, R. H.: Antennen und Antennenanlagen für den Empfang der Signale künstlicher Erdsatelliten, Rohde und Schwarz Mitteilungen, 1964, H. 18, S. 131-143.
- [3] Klinger, H. H.: Probleme der Nachrichtenübertragung im Weltraum, Funk-Technik, 19 (1964) 8, S. 246-248.
- [4] Schröder, H.: Elektrische Nachrichtentechnik, Bd. 1, Verlag für Radio-, Foto-, Kinotechnik, Berlin-Borsigwalde.
- [5] Merten, R.: Funkverbindungen mit der Außenstation in: Hochfrequenztechnik und Weltraumfahrt, herausgegeben von R. Merten, Hirzel-Verlag, Stuttgart, 1951, S. 92-101.
- [6] Ruhle, F.: Probleme bei der Durchführung astrophysikalischer und astronomischer Messungen mit Hilfe von Raumflugkörpern, Astronomie und Raumfahrt, 1 (1963) 3/4, S. 111-127.
- [7] Rath, H. L.: Die elektrischen Einrichtungen von Navigationssatelliten und der zugehörigen Bodenstationen, Elektronische Rundschau, 15 (1961) 10, S. 461-466.
- [8] Naumann, H. D.: Dopplereffekt und Raumfahrttechnik, Wissenschaft und Fortschritt, erscheint demnächst.
- [9] Gardner, F. M.: Dopplerfrequenzfilter mit 1 Hz Bandbreite, radio-mentor, 26 (1960) 4, S. 260-261.

Physiologische Optik in der Astronomie

Blickt man mit einem Opernglas, das aus zwei nebeneinander liegenden holländischen Fernrohren besteht, abends nach dem Sternenhimmel, so sieht man eine bedeutend größere Anzahl von Fixsternen als mit unbewaffnetem Auge. Dies ist nicht die Folge der Vergrößerung des Sehwinkels eines Sternes, der auch jetzt noch unmeßbar klein erscheint, sondern die Folge der vergrößerten Helligkeit. Da infolge der Vergrößerung des Sehwinkels die einzelnen Punkte weiter auseinandergerückt erscheinen, findet eine Erhöhung der Flächenhelligkeit des Gesichtsfeldes oder flächenhafter Dinge nicht statt. Die geringen Lichtverluste im Fernrohr beim Durchgang durch die Linsen sind unerheblich. Die Lichtstärke ist daher ein Hauptvorteil des holländischen Fernrohrs. Aus diesem Grunde wird es gern gewählt, wenn lichtschwache Objekte beobachtet werden sollen, z. B. in der Nacht oder im Theater. Die Augenpupille ist beim holländischen Fernrohr Aperturblende. Die Helligkeit des erzeugten Bildes eines Punktes ist dem Quadrat des Pupillendurchmessers des Auges und dem Quadrat der Vergrößerung des Fernrohrs proportional.

Um die Wirkungsweise eines Fernrohres beim Betrachten eines fernen Objektes zu verstehen, muß man unterscheiden, ob das Objekt trotz der großen Entfernung noch unter einem meßbaren Sehwinkel erscheint oder ob der Sehwinkel infolge der großen Entfernung auch bei noch so starker Vergrößerung unter dem möglichen Maß, d. h. als Punkt erscheint. Dieser Fall tritt ein, wenn man einen Fixstern mittels eines Fernrohres beobachtet. Ein Fixstern erscheint mit bloßem Auge und auch durch ein Fernrohr betrachtet, punktförmig, genauer als ein von Beugungsringen umgebenes Beugungsscheibchen. Daher kann auch von einer wirklichen Vergrößerung eines einzelnen Fixsternes nicht die Rede sein. Der Vorzug besteht darin, daß die Entfernungen benachbarter Fixsterne voneinander vergrößert werden und die Fixsterne heller erscheinen.

DIE EMPFINDLICHKEIT DES AUGES

Die lichtempfindliche Netzhaut des Auges dient als der Auffangschirm für die von den optischen Systemen entworfenen Bilder. Nicht alle Teile der Netzhaut sind in gleicher Weise befähigt, einerseits geringe Lichtreize zum Bewußtsein zu bringen, andererseits an einem betrachteten Objekt feinere Einzelheiten zu erkennen. Beide Arten von Empfindungen sind in ihrer größten Leistungsfähigkeit an verschiedene Teile der Netzhaut gebunden. Die Fähigkeit, möglichst viele Einzelheiten an einem betrachteten Objekt zu erkennen, ist in anderer Ausdrucksweise das Vermögen, zwei optisch verschiedene nahe beieinander stehende punktförmige kleine Objekte noch als getrennt wahrzunehmen. Das Maß dieser Fähigkeit ist die „Sehschärfe“. Das Auge hat ferner die Fähigkeit, durch Verengung oder Erweiterung des Pupillendurchmessers den in das Auge tretenden Lichtstrahl zu regeln.

DAS NATÜRLICHE SEHEN MIT BEIDEN AUGEN

Obwohl die Beidäugigkeit des Menschen den Griechen schon aufgefallen war (sie hatten auch schon versucht, in gewissen einfachen Fällen geometrische Folgerungen daraus abzuleiten) und obwohl der große Kepler schon 1604 nicht ohne Erfolg versucht hatte, die Möglichkeit der Tiefenwahrnehmung zahlenmäßig auszuwerten, blieb doch das Verständnis für das beidäugige Sehen und die Tiefenwahrnehmung bis zum 4. Jahrzehnt des 19. Jahrhunderts unerschlossen. Erst Ch. Wheatstone, ein Physiker an der Londoner Universität, wies schon 1833 in einer vorläufigen, ganz unbeachteten gebliebenen Mitteilung, eingehend aber 1838 darauf hin, daß der Mensch beim beidäugigen Sehen gleichzeitig von dem betreffenden Raumdng zwei verschiedene Perspektiven erhalte, die – im Gehirn vereinigt – ihm die Tiefenwahrnehmung mäßig entfernter Raumdng vermitteln. Die Wheatstone'sche Lehre wurde dann 1866 in dem Schlußteil des Helmholtz'schen Handbuches der Physiologischen Optik auch mathematisch behandelt, doch entging dem Forscher der Nachweis von einer in dem Bau unserer Augen liegenden, besonders hohen Feinheit der Tiefenwahrnehmung, die erst 1899 von E. Hering begründet wurde.

STAND DER HEUTIGEN FORSCHUNG

Einen Wendepunkt in der physiologischen Optik dürften ohne Zweifel die gegenwärtig durchgeführten bedeutsamen Forschungen sein, die auf Grund von eingehenden Versuchen am Institut für Experimentelle Psychologie der Universität Innsbruck von Dr. Anton Hajos und Professor D. H. Fender vom Institut für Biologie und Elektrotechnik am California Institute of Technology durchgeführt worden sind und weitergeführt werden.

Bisher wurde die Meinung vertreten, daß das Auge des Menschen mit einem optischen Instrument, beispielsweise mit einer photographischen Kamera, zu vergleichen sei. Die Augenlinse ist das Objektiv und die photographische Platte die Netzhaut. Dr. Hajos ist der Meinung, daß das menschliche Auge – der Gesichtssinn – physikalisch betrachtet – kein optisches System darstelle, sondern eine Fehlkonstruktion sei. Nach der neuen Theorie werden gerade Linien auf der Netzhaut krumm abgebildet, es treten nach den angestellten Modellversuchen krumme Linien in der Abbildung auf. Es treten ferner starke Randverzerrungen auf, und Konturen verschwimmen unter regenbogenartigen Farbrändern. Erst unser Nervensystem füge aus den mangelhaften und verfälschten Umweltinformationen ein Bild der Wirklichkeit zusammen. Auch Untersuchungen des Professors D. H. Fender vom California-Institute of Technology haben neue Erkenntnisse in dieser Richtung ergeben. Prof. Fender stellte fest, daß das menschliche Auge nur einen kleinen Bildausschnitt erfäßt, nicht größer als ein Daumennagel an der ausgestreckten Hand. Infolgedessen muß das Sehorgan ein größeres Bild mit blitzschnellen, kaum merklichen Augenbewegungen abtasten. Um den Beweis für die neue Auffassung zu führen, trugen Versuchspersonen längere Zeit eine Prismenbrille, die die Eigenschaft hat, gerade Linien krumm erscheinen zu lassen, ferner die Bilder in Winkelverzerrung und die Konturen mit farbigen Rändern überzogen wiederzugeben. Doch schon nach wenigen Tagen hatte das menschliche Nervensystem das Täuschungsmanöver der prismatischen Brille ausgeglichen, nach und nach bekam die Versuchsperson wieder den Eindruck eines normalen, stabilen optisch nahezu einwandfreien Umweltbildes. Aber damit nicht genug: als nach längerem Tragen die Prismenbrille abgenommen wurde, erschien den Versuchspersonen die Welt wie ein Zerrspiegel eines Lachkabinetts. Nur bogen sich diesmal die geraden Linien nach der entgegengesetzten Seite und die Konturen verschwammen in den Komplementärfarben.

Nach diesen sensationellen Mitteilungen dieser Forscher dürfte erwiesen sein, daß erst das Nervensystem die Fehler des Auges so vollendet korrigieren kann, daß uns die Umwelt wirklichkeitstreu und in natürlicher Schönheit erscheint.

DIE FARBENEMPFINDUNGEN

Die farbenempfindlichen Elemente der Netzhaut sind die Zäpfchen, während die Stäbchen nur helligkeitsempfindlich sind. Da die farbenuntüchtigen Stäbchen lichtempfindlicher sind als die Zäpfchen, sieht man bei schwacher Beleuchtung (z. B. beim Mondschein) nur mit den Stäbchenorganen und nimmt deshalb keine Farben wahr (Stäbchensehen, Dämmerungssehen). Auch die sogenannte Grauglut ist auf Stäbchensehen zurückzuführen, z. B. scheint ein elektrisch erhitzter Draht in einem eigentümlichen farblosen Licht zu leuchten, ehe dann bei höherer Temperatur die Rotglut wahrnehmbar wird. Eine vollständig befriedigende Erklärung der Farbenempfindlichkeit unseres Auges gibt es noch nicht. Eine schon 1807 von Th. Young aufgestellte, dann 1867 von Helmholtz neu entwickelte und später von anderen Forschern ergänzte Anschauung nimmt an, daß wir in der Netzhaut drei verschiedene Arten von farbenempfindlichen Organen auf den Zäpfchen haben, von denen eine Art empfindlich ist für ein in Purpur spielendes Rot, die zweite für ein Grün, die dritte für ein Blau an der Grenze von Violett (trichromatisches Sehen).

KÖRPERFARBEN

Wesentlich verschieden von dem physikalischen Begriff der Spektralfarben, um die es sich in obigen Ausführungen handelte, sind die Körperfarben oder Pigmente (lat. pigmentum = Färbstoff). Ein rotes Tuch kann z. B. unserem Auge nur dadurch rot erscheinen, daß es hauptsächlich rotes Licht aussendet. Da das Tuch selbst aber keine Lichtquelle ist, so muß es Licht zurückstrahlen, das von einer Lichtquelle herkommt, die selbst rotes Licht enthält. Aus diesem Grunde erscheint uns das rote Tuch sowohl im Tageslicht als auch bei gewöhnlichem Lampenlicht rot. Bringen wir dagegen das rote Tuch in das objektive Spektrum des Sonnenlichtes, so erscheint es nur in dem roten Teile des Spektrums rot, dagegen in den übrigen Teilen des Spektrums schwarz, sofern es eben nur rotes Licht zurückstrahlt. Zumeist ist jedoch das rot aussehende Tuch nicht einfarbig, es strahlt dann außer dem roten Licht auch anders gefärbte Lichtstrahlen zurück, wenn auch schwächer. Machen wir den Versuch und halten ein größeres Stück gefärbten Tuches in das ganze Spektralgebiet, so überblickt man mit einem Male welche Teile des Spektrums von dem Tuche verschluckt (absorbiert) und welche zurückgeworfen werden. Man führt damit leicht den Beweis, daß Körperfarben, die dem Auge gleichfarbig erscheinen, oft ganz verschiedene Teile des Spektrums, oft nur schmale Gebiete, mit verschiedener Intensität zurückwerfen bzw. absorbieren. Körper sehen rot aus, wenn von dem auffallenden weißen Licht das die Ergänzungsfarbe zu Rot bildende Blaugrün mehr oder weniger stark absorbiert wird, ebenso entstehen blaugefärbte Pigmente durch Absorption von Gelb und umgekehrt.

Die Farbenlehre hat besonders in der Entwicklung der Fernrohre für astronomische Beobachtungen eine bedeutende Rolle gespielt. Selbst Newton, der sich bei der Weiterentwicklung des holländischen Fernrohres (Lisenfernröhres), speziell der Astro-Objektive sehr bemühte, konnte das Problem der Chromasie nicht ganz lösen. Er umging die auftretenden Schwierigkeiten durch die Erfindung des Spiegelteleskopes.

Die frühere Annahme, das menschliche Auge sei von Farbfehlern frei, veranlaßte nämlich den Engländer Chester Moor Hall (1704–1771) eine Sammellinse aus Kronglas mit einer Zerstreuungslinse aus Flintglas zu einem achromatischen Objektiv zu kombinieren. Schon 1665 hatte David Gregory (Aberdeen, 14. Juni 1661 – Maidenhead, Berkshire, 16. Oktober 1710) ein Neffe des berühmten James Gregory, empfohlen, ein Objektiv aus verschiedenen Medien zusammenzusetzen, wie es bei unserem Auge der Fall sei, um eine von Farbfehlern freie Abbildung zu erhalten, denn die Natur mache bekanntlich nichts umsonst. Obwohl schon Newton den chromatischen Fehler des Auges nachgewiesen hatte, wurde auch später noch verschiedentlich der gleiche Irrtum, das menschliche Auge sei farbenfehlerfrei, begangen, wie zum Beispiel von dem großen

Schweizer Mathematiker Leonhard Euler, der die Möglichkeit der Achromasie damit begründete. Normalerweise fällt der chromatische Fehler des Auges nicht auf. Man stellt ihn erst unter günstigen Versuchsbedingungen, wie z. B. beim Abdecken einer Pupillenhälfte als farbigen Saum an Hell-Dunkel-Grenzen fest.

Amateure beobachten und berichten

ERÖFFNUNG DER VOLKSSTERNWARTE RADEBERG

Nach fast dreijähriger Bauzeit konnte am 6. Juni 1964 der erste Bauabschnitt der Radeberger Volkssternwarte seiner Bestimmung übergeben werden. Lang war der Weg und manche Widerstände gab es zu überwinden. Den Ausgangspunkt zu diesem Bau bildete eine kleine Privatsternwarte am Felixturm bei Radeberg, die in den Jahren 1952/53 vom Unterzeichneten erbaut wurde. In das Jahr 1953 fällt auch die Gründung der Fachgruppe Astronomie im Deutschen Kulturbund durch fünf Radeberger Sternfreunde. Im August 1958 wurde der Bau einer Volkssternwarte in Radeberg angeregt und Herr Architekt C. Haupt erklärte sich bereit, das Projekt im NAW auszuarbeiten. Drei Jahre vergingen. Endlich im August 1961 konnte an der äußeren Stolpener Straße von einer kleinen Zahl Fachgruppenmitglieder der Baugrund aufgehoben werden. Maurer der größten Radeberger Betriebe konnten, unterstützt von eifrigen Aufbauhelfern und Schülern der Humboldt-Oberschule noch im Herbst den ersten Bauabschnitt im Rohbau fertigstellen. Leider ging der weitere Ausbau nur sehr schleppend voran. An der drehbaren Holzkuppel von 3,25 m Durchmesser wurde in dieser Zeit im VEB Rafena die Spaltabdeckung erneuert und unser Mitarbeiter A. Görner, Elektromeister im VEB Baufräsmaschinen versah die Kuppel mit elektrischem Antrieb für Drehung und Spaltöffnung. Viele Radeberger Betriebe haben uns geholfen, den Bau bis zum 6. Juni 1964 zu Ende zu führen. Ihnen allen sowie den Spendern der Einrichtungsgegenstände gilt unser Dank. Auch die Bewohner der anliegenden Häuser seien dabei nicht vergessen.

Bei der Eröffnung, die unser Bürgermeister Bundesfreund Genosse Hauswald vornahm, wurden die besten Helfer mit der goldenen und silbernen Aufbauadel ausgezeichnet. Es wurden 5275 Aufbaustunden im Werte von 14 416 MDN geleistet. Die Stadtverwaltung stellte für den Bau 11 000 MDN zur Verfügung. Dank allen Helfern.

Der erste Bauabschnitt umfaßt den Turm mit dem kleinen 90-mm-Refraktor (Leihgabe vom Unterzeichneten) unter der Drehkuppel, einen Vorraum und einen Aufenthaltsraum. Ein Klosett und ein Abstellraum schließen sich an. Die weitere optische Ausrüstung besteht aus einem 80-mm-Kometensucher (Zeiss-C-Objektiv) und einem 63-mm-Fernrohr. Beide azimutal montiert. Viele Nebenapparate und ein 250-mm-Parabol-Spiegel, der im nächsten Bauabschnitt aufgestellt werden soll, sind vorhanden. Geräte für Zeitzeichen- und Satellitensignalempfang stehen ebenfalls zur Verfügung. Ein Chronograph und ein Protuberanzenfernrohr befinden sich im Bau. Für die z. Z. vorhandenen Ausrüstungsgegenstände ist der jetzige Raum bereits zu klein und unser aller Wunsch ist, daß recht bald der zweite Bauabschnitt, der einen Vortragsraum, ein Trommeldach für das Spiegelfernrohr und weitere Arbeitsräume enthalten soll, in Angriff genommen wird. Die Grundmauern dazu liegen bereits.

So möge denn unsere kleine Volkssternwarte, die vor einigen Monaten ihren Beobachtungsbetrieb aufgenommen hat, weit über die Grenzen der Radeberger Schulastronomie hinaus wirken und vor allem unseren Erwachsenen die astronomische Bildung vermitteln, die zum naturwissenschaftlichen Bildungsgut des sozialistischen Menschen gehört. Viel ist bis zur endgültigen Fertigstellung noch zu tun. Gehen wir gemeinsam mit neuer Kraft ans Werk, dann wird der Sternwartenbau recht bald in seiner vollendeten Gestalt vor uns stehen.

Erich Bär



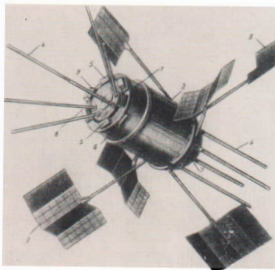
ZACHARIAS JANSSEN

Fernrohr und Mikroskop wurden zuerst in den Niederlanden benützt. Zacharias Janssen soll einer der umstrittenen Erfinder gewesen sein.

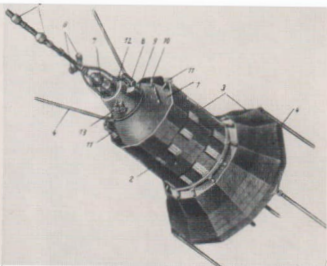
ZITRONEN- SÄURE- KRISTALLE

Säurekristalle in polarisiertem Licht, etwa 2000fach vergrößert. Aufgenommen mit dem neuen Mikroprojektor nach Max Rösch.





Der Satellit Elektron 1



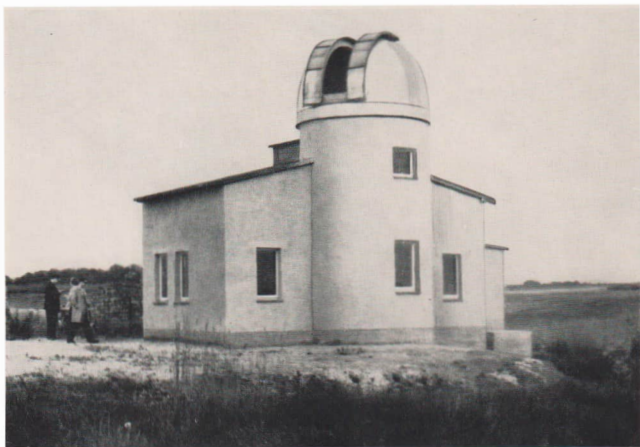
Der Satellit Elektron 2



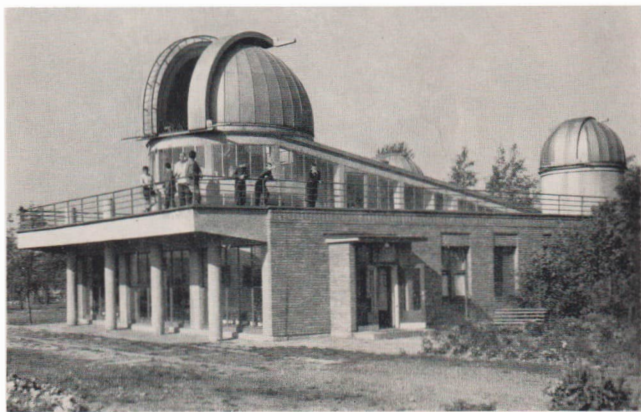
DER MOND RÜCKT IMMER NÄHER INS BLICKFELD DER KOSMONAUTEN

Zwei Mondaufnahmen von
Alfred Ansorge, Bernstadt (Sachsen).
Vom Mare tranquillitatis (Foto rechts:
links unten) sandte Ranger 8 a
20. 2. 1965 mehr als 7000 Aufnahmen.





Oben: Die Volkssternwarte in Radeberg. – Unten: Die Sternwarte in Valašské Meziříčí (ČSSR).



PLAUENER TAGUNG DER AMATEURASTRONOMEN

Die 6. Bezirkstagung der Amateur-Astronomen des Bezirkes im Klub der Intelligenz Plauen begann mit einem kleinen Programm, das Mitglieder der Freien Deutschen Jugend boten.

Prof. Penzel dankte in seiner Begrüßungsansprache den jungen Freunden und entbot allen Teilnehmern, besonders den Referenten, einen herzlichen Willkommensgruß in der vogtländischen Metropole.

Bundesfreund Gerlach würdigte anschließend die beispielhaften Leistungen der Mitglieder der Fachgruppe Astronomie Plauen beim Bau der Sternwarte und überreichte dem Leiter der Fachgruppe, Bundesfreund Schmidt, eine Urkunde der Bezirksleitung mit einer Geldprämie.

Bundesfreund Busch, der Leiter der Schulsternwarte in Hartha (Bezirk Leipzig), erläuterte in seinem Vortrag den anwesenden Freunden die Bedeutung, die der Beobachtung der rd. 20 000 Veränderlichen Sterne gegenwärtig zukommt. Die Teilnehmer wurden mit dem Bezeichnungsschema und mit dem Artenreglement (Pulsations-, Eruptions- und Bedeckungssterne) bekannt. Der Referent wies nach, daß gute wissenschaftliche Ergebnisse nur durch Beobachtungsreihen erzielt werden, die Berufsastronomen dann gründlich auswerten.

Assistent Horst Künzel vom Astrophysikalischen Observatorium Potsdam machte einleitend in seinem Vortrag Angaben über die heute gebräuchlichsten Klassifikationsschemata und demonstrierte dann das von ihm ausgearbeitete wesentlich erweiterte Klassifikationsschema für die Beobachtung von Sonnenfleckengruppen. Dieses in Fachkreisen noch zu diskutierende neunstufige Schema ermöglicht eine umfassendere Beschreibung von Sonnenfleckengruppen.

Gegen 20.00 Uhr besuchten die Teilnehmer gemeinsam die neue „Samuel-Dörffel-Sternwarte“ auf dem Nußberg und die von den Plauener Freunden anlässlich des 15. Jahrestages der Deutschen Demokratischen Republik und der 6. Bezirkstagung der Amateur-Astronomen in einem Nachbargebäude arrangierte sehenswerte Astronomieausstellung. Alle Besucher waren überrascht von der Aktivität der Plauener Freunde und dankten ihnen für die damit bewiesene wertvolle gesellschaftliche Tätigkeit.

Am zweiten Tag wartete Dr. med. Höring, Rochlitz, mit einem dreistündigen sehr wertvollen und zahlreiche Anregungen enthaltenden Vortrag auf.

Anhand eines Modells erläuterte Dr. Höring das Prinzip des Schiefspieglers und seines optischen und mechanischen Aufbaus. Er besitzt das einzige Instrument dieser Art in unserer Republik. Im zweiten Teil des Vortrages vermittelte Dr. Höring den Teilnehmern wertvolle Erfahrungen aus seiner intensiven Beschäftigung mit der Astrofotografie. Er sprach über die Methoden der Astrofotografie und führte dazu Fotoapparate, Dias und Originalvergrößerungen vor.

Nach der Diskussion zu diesem Vortrag, an der sich zehn Freunde beteiligten, berichteten die Leiter der Fachgruppen Glauchau, Karl-Marx-Stadt, Marienberg, Plauen und Schneeberg aus ihrer Arbeit im vergangenen Jahr.

Beispielhaft ist die Tätigkeit in Plauen, wo bisher 1200 Besucher der Sternwarten gezählt wurden und acht Referenten vorhanden sind, die lt. eines Themenplanes zu interessanten astronomischen Vorträgen eingesetzt werden. Die Fachgruppenveranstaltungen werden von jeweils 22 Freunden besucht.

In Marienberg entfalteten die Freunde eine lebhaftige Tätigkeit und erhalten besonders durch die Erweiterte Oberschule wertvolle Unterstützung. Der Bau einer Sternwarte ist geplant.

In Karl-Marx-Stadt ist für die Astronomie großes Interesse vorhanden. Eine Interessengemeinschaft Astronomie wird in Kürze geschaffen werden. 10 bis 15 Freunde sagten bereits ihre Teilnahme zu.

Vom Deutschen Kulturbund werden künftig mehr astronomische Informationen erwartet. In Glauchau gibt es Schwierigkeiten beim Besuch der Sternwarte, die sich in der Ingenieurschule für Bauwesen befindet. Die verantwortlichen Stellen werden gebeten, sich helfend einzuschalten, damit den Freunden das Beobachten jederzeit möglich ist.

Die Schneeberger Bundesfreunde unterstützten besonders die Jugendstunden und führten kontinuierlich Beobachtungen durch.

In seinen Schlußbemerkungen dankte Prof. Penzel, besonders den Referenten, für die vielen wertvollen Hinweise. Den Plauener Freunden und der Bezirkskommission Natur und Heimat für die gute Organisation. Er stellte fest, daß die 6. Amateur-Astronomen-Tagung unseres Bezirkes im Vergleich zu den vorhergehenden Tagungen ein außerordentlich hohes wissenschaftliches Niveau geboten habe und auch zahlreicher besucht gewesen sei.

Bundesfreund Gerlach vermittelte allen Teilnehmern den Dank der Bezirksleitung, besonders den Mitgliedern des Bezirksfachausschusses Astronomie und den Plauener Freunden für ihre Anstrengungen und für die Gestaltung der kleinen sehenswerten Ausstellung. Er gab die Empfehlung, die 7. Bezirkstagung 1965 der Amateur-Astronomen zur Unterstützung des Wirkens der Freunde in Glauchau bzw. in Karl-Marx-Stadt zu veranstalten und bat die Teilnehmer, die vielen Anregungen für eine intensive Beobachtungstätigkeit zu nützen und dafür zu wirken, daß in weiteren Städten und Gemeinden des Bezirkes neue Interessengemeinschaften bzw. Arbeitsgemeinschaften Astronomie entstehen.

Karl Gerlach

EINE VERHINDERTE FINSTERNIS-BEOBACHTUNG

Zur totalen Mondfinsternis 25. Juni 1964

Für die Beobachtung der totalen Mondfinsternis vom 25. Juni 1964 war an der Sternwarte Sonneberg ein umfangreiches Programm zusammengestellt und vorbereitet worden. Der Bewölkungsverlauf am Beobachtungsort Sonneberg während der Nachtstunden vom 24. zum 25. Juni war jedoch ausgesprochen dramatisch, so daß zu keiner Zeit irgendwelche Ergebnisse erlangt werden konnten.

Nachdem sich am 24. Juni während des Tages unter einer dünnen Cirrus-Decke Cumulus-Wolken ausgebildet hatten, die am Spätnachmittag wieder in Auflösung übergingen, verblieb die Cirrus-Bewölkung weiterhin und wurde um 21^h MEZ mit 5/10 registriert. Sie beeinträchtigte zunächst ganz erheblich die Sichtbarkeit des gegen 20^h 10^m MEZ im Südosten aufgehenden Mondes, zeigte dann aber auch die Tendenz zur Auflösung. Ganz unvermittelt zog jedoch ab 23^h von Südwest eine Altocumulus-Wolkenbank (Altocumulus stratiformis opacus) herauf, bedeckte den Mond und erreichte sehr bald das Zenit des Beobachtungsortes. Von dieser Zeit an konnte der Mond nur noch gelegentlich in kleinen Lücken der langsam gegen Ost treibenden Wolkenbank gesehen werden. Zur Zeit des 1. Kontaktes (gegen 0^h 10^m MEZ) war der Mond bedeckt, ab 0^h 30^m MEZ fehlten jegliche Wolkenlücken, so daß von der dann fortschreitenden Verfinsternis nichts mehr wahrgenommen werden konnte.

Die Wolkenbank ist nie wesentlich über das Zenit des Beobachtungsortes hinaus nach Norden vorangekommen, der Nordhimmel blieb jedenfalls während der gesamten Nacht frei, wenngleich dort die Durchsicht etwas beeinträchtigt war. Sehr wahrscheinlich hätte schon wenig nördlich des Rennsteiges des Thüringer Waldes der Gesamtverlauf der Finsternis störungsfrei beobachtet werden können. Um 3^h morgens zeigte sich der Himmel wieder wolkenlos. Zu dieser Zeit war die Totalität aber schon zu Ende (3. Kontakt gegen 2^h 57^m MEZ) und überdies auch die Dämmerung bereits erheblich vorgeschritten.

Der tückische Bewölkungsverlauf jener Nacht wurde verursacht durch ein über der Türkei liegendes Tief, dem ein Hochausläufer über Deutschland gegenüberstand, der von einer sehr kräftigen Antizyklone über dem westlichen Nordatlantik herrührte. Die Folge davon waren schwache, sich durch Wolkenfelder äußernde Aufgleitvorgänge, die schon tagsüber von Südosten her bis in den Raum Görlitz vordrangen, nachts aber auch weiter nach Westen und Norden reichten. Sie ergaben für Mitteleuropa offensichtlich gerade um die kritische Zeit der Finsternis von Norden nach Süden schlechter werdende Beobachtungsbedingungen. Dabei bestand eine sehr stark ausgeprägte Bewölkungsnordgrenze etwa längs des Thüringer Waldes und des Erzgebirges, wie sie in Sonneberg direkt beobachtet wurde.

Die schon in der Nacht vom 24./25. Juni angestellten Vermutungen bestätigten sich sehr bald: Beobachter aus Erfurt, Jena, Hartha (Sachsen), Berlin, aber auch aus Köln und Düsseldorf berichten in Verbindung mit der Finsternis von im allgemeinen außerordentlich günstigen atmosphärischen Bedingungen. Erwartungsgemäß waren Beobachter im südlich des Thüringer Waldes angrenzenden fränkisch-bayerischen Raum durch erhebliche Bewölkung beeinträchtigt, wie Berichte aus Nürnberg und München bezeugen. Aus Zadar (Jugoslawien) kommt die Meldung, daß dort durchgeführte Beobachtungen etwa 45 Minuten nach dem 1. Kontakt wegen aufkommender Gewitterwolken ihr Ende fanden.

Übereinstimmung herrscht in allen Berichten seitens der vom Wetter begünstigten Beobachter, daß es sich bei der Mondfinsternis vom 25. Juni 1964 wiederum – wie schon am 30. Dezember 1963 – um eine außergewöhnlich dunkle Erscheinung gehandelt hat. Der Mond war um die Zeit der Totalitätsmitte nicht nur für das bloße Auge, sondern selbst für Instrumente kleiner Öffnung unsichtbar. Es war zweifelsohne eine der dunkelsten überhaupt je beobachteten Verfinsternungen des Erdtrabanten.

K. Löchel, Sonneberg (Thüringen)

DIE SONNENFLECKENTÄTIGKEIT IM JAHRE 1964

Refraktor: 50 mm Öffnung, Vergrößerung 30fach

Monat	R_m	n	N	$N/n \%$	r_m
Januar	7,8	9	3	33	12,1
Februar	12,3	14	5	36	9,9
März	10,7	15	8	53	8,8
April	4,5	13	8	61	7,2
Mai	8,4	17	5	29	6,0
Juni	3,7	6	4	67	4,5
Juli	1,7	21	18	86	3,1
August	2,0	20	17	85	2,3
September	0	17	17	100	2,6
Oktober	3,1	12	9	75	
November	0	9	9	100	
Dezember	10,7	9	3	33	

R_m = Monatsmittelwert n = Anzahl der Beobachtungen N = Fleckenfreie Tage
 r_m = Ausgeglichene Monatsmittelwerte

Das Jahr 1964 hat bei 162 Beobachtungen eine mittlere Relativzahl von 5,7. An 106 Tagen war die Sonne fleckenfrei, das sind 65 %.

Im Jahresbericht der Deutschen Arbeitsgemeinschaft für Sonnenbeobachtung (herausgegeben von Prof. Wattenberg, Berlin-Treptow) wurden für die 106 von mir im Jahre 1961 eingesandten Beobachtungen die Reduktionsfaktoren berechnet; sie bewegen sich für die Monate meist zwischen 1,5 und 2,0, der Umrechnungsfaktor für das Jahr 1961 betrug 1,791.

Vom 20.–29. Dezember 1964 wurde eine Gruppe in hohen Breiten ($\beta = 35^\circ$) beobachtet und am 29. Dezember eine schwächere Gruppe in Äquatornähe. Die erstere eröffnet den neuen Zyklus, während die letztere zum abklingenden gehörte.

Erich Schütz, Hildburghausen

MITTEILUNGEN



DER DEUTSCHEN ASTRONAUTISCHEN GESELLSCHAFT - MITGLIED DER IAF

Präsident: Dr.-Ing. Ferdinand Ruhle, Institut f. Energetik, Leipzig. **Vizepräsident:** Prof. Dr. Johannes Hoppe, Direktor der Sternwarte Potsdam-Babelsberg der Deutschen Akademie der Wissenschaften zu Berlin. **Vizepräsident:** Heinz Mielke, Schriftsteller. **Sekretär:** Dipl.-Gewl. Herbert Praße

KARL-HEINZ NEUMANN

Die Satelliten der Elektron-Serie

Nach den zahlreichen Erfolgen der sowjetischen Kosmonauten nach dem ersten und zweiten bemannten Raumflugunternehmen begannen sowjetische Wissenschaftler im März 1962 mit der systematischen Untersuchung der Hochatmosphäre der Erde. In abnehmenden zeitlichen Intervallen wurden seither die Meßsatelliten der Kosmos-Serie gestartet, die der exakten Untersuchung und Analyse der physikalischen Verhältnisse, Prozesse und Veränderungen in der Hochatmosphäre bis zu rund 1000 km dienen.

Nachdem durch die sowjetischen Raumflugkörper Lunik 1 bis 3, die Venussonde, Luna 4 sowie Mars 1 die ersten informatorischen Überblicke über den erdnahen kosmischen Raum oder ander ausgedrückt, den interlunaren Raum gewonnen wurden, begann mit dem Start von Elektron 1 und Elektron 2 am 30. Januar 1964 die systematische Untersuchung dieses Bereichs. Bereits in der Mitte dieses Jahres, am 11. Juli 1964, gelangte das zweite Satellitenpaar dieser Art auf seine Umlaufbahn. Diese zwei Satellitenpaare hatten einen umfangreichen Komplex der Messung der verschiedensten physikalischen Parameter und der Untersuchung der verschiedensten Prozesse im erdnahen kosmischen Raum zur Aufgabenstellung.

Die wesentlichste Aufgabe bestand in der Untersuchung der erst mit den ersten Satelliten überhaupt entdeckten Strahlungsgürtel der Erde, die im engen Zusammenhang mit dem irdischen Magnetfeld stehen. Aber auch andere Erscheinungen und physikalische Größen wurden untersucht. Wie im weiteren aus den Angaben über die Bahnen der Satelliten zu ersehen sein wird, berühren sie in ihren Perigäen auch die Hochatmosphäre unserer Erde. Deshalb bezieht sich ein Teil des Meßkomplexes dieser Satelliten auch auf Untersuchungen in diesem Gebiet.

Betrachten wir als erstes die Flugbahnen dieser zwei Satelliten-Paare. Laut TASS erreichten Elektron 1 und Elektron 2 Bahnen, deren anfängliche Elemente folgenden Größen entsprachen:

Umlaufzeit	p	=	2 ^h 49 ^m
Bahnneigung	i	=	61°
Perigäum	h _p	=	406 km
Apogäum	h _a	=	7 100 km

Der zweite Satellit hatte anfänglich folgende Bahnwerte:

Umlaufzeit	p	=	22 ^h 40 ^m
Bahnneigung	i	=	61°
Perigäum	h _p	=	460 km
Apogäum	h _a	=	68 200 km

Beide Satelliten waren mit Hilfe einer einzigen sehr leistungsstarken Trägerrakete auf ihre Umlaufbahn gebracht worden. Das hierbei angewendete Verfahren ist neuartig in der bisherigen Technik des Starts von Erdsatelliten. Bekanntlich waren auch in früheren Zeiten schon mit einer einzigen Trägerrakete Mehrfach-Satelliten gestartet worden. Dabei hatten aber jeweils die einzelnen Komponenten sehr ähnliche Flugbahnen. Das bedeutet: bei Brennschluß der letzten Stufe der Trägerrakete wurden diese von der Endstufe getrennt. Diesmal ging es aber darum, bei einem einzigen Start Satelliten mit grundsätzlich verschiedenen Bahnen aufzulassen. Das Ziel bestand darin, einen dieser Satelliten auf eine Bahn zu bringen, auf der es möglich ist, die physikalischen Verhältnisse im inneren Strahlungsgürtel der Erde zu untersuchen. Der zweite Satellit dagegen hatte die Aufgabe, den äußeren Strahlungsgürtel zu durchfliegen, in seinem erdnähesten Punkt mußte er noch das Gebiet des äußersten Strahlungsgürtels der Erde in rund 70 000 km Abstand passieren. Ferner war vorgesehen, daß ein Teil der Flugbahn dieses Satelliten außerhalb der Strahlungsgürtel liegt, um die primäre kosmische Höhenstrahlung, die aus dem interstellaren Raum stammt, untersuchen zu können.

Die genannte Aufgabenstellung machte es nötig, die Flugbahnen sehr sorgfältig auszuwählen und – was das grundsätzlich Neue ist – die Apsidenlinien der beiden Bahnen gegeneinander zu neigen. Etwas derartiges war bisher bei einem Start mit einer einzigen Trägerrakete noch nicht in Angriff genommen, geschweige denn realisiert worden. Das Erstaunliche ist, daß die vorgesehenen Flugbahnwerte bereits bei dem ersten Start eines derartigen Satellitensystems mit hoher Genauigkeit erreicht werden konnten.

Die Voraussetzung dafür, zwei derartige Flugbahnen zu erreichen, bestand darin, einen der beiden Satelliten während des Arbeitens der letzten Raketenstufe von dem System zu trennen. Die Auswertung aller bisher über die Flugbahn sowie überhaupt über das System Elektron 1 und Elektron 2 veröffentlichten Angaben deutet darauf hin, daß bei der Trennung des ersten Satelliten von der in Tätigkeit befindlichen Raketenstufe folgendes Prinzip angewendet wurde: An der Spitze der Trägerrakete befand sich der Satellit Elektron 2. Unterhalb des Satelliten Elektron 2, in schräger Lage zur Längsachse, war der Satellit Elektron 1 angebracht. Wie aus den Veröffentlichungen hervorgeht, waren die Flächen mit den Solarbatterien an den eigentlichen Satellitenkörper herangeklappt. Satellit Elektron 1 besitzt – wie aus der Abbildung zu entnehmen ist – ohnedies walzenförmige Gestalt. Die Trennung soll, wie es in den Veröffentlichungen heißt, durch ein spezielles Triebwerk erfolgt sein. Dabei sei die Bewegung und der Antrieb des Systems der letzten Raketenstufe mit Elektron 2 in keiner Weise beeinflusst worden.

Man könnte sich vorstellen, daß auf ein bestimmtes Kommando hin das Spezialtriebwerk von Elektron 1 gezündet worden ist, das damit den Satelliten von dem System Trägerrakete und Elektron 2 trennt.

Bekanntlich existieren außer den beiden Satelliten Elektron 1 und Elektron 2 zwei weitere Teilobjekte mit der Bezeichnung 1964-06 C und 1964-06 D. Dabei hat das Objekt 1964-06 C eine Bahn, die der des Satelliten Elektron 1 sehr ähnlich ist, und das Objekt 1964-06 D hat eine Bahn, die fast mit der Bahn von Elektron 2 identisch ist. Man könnte sich also vorstellen, daß das Objekt 1964-06 C die Hülle mit dem Spezialtriebwerk zur Trennung von Elektron 1 darstellt und das Objekt 1964-06 D die letzte Stufe der Träger Rakete (für Elektron 2), die selbstverständlich eine ähnliche Bahn haben muß wie der Satellit selbst.

Erstaunlich ist, daß bei einem derart komplizierten Startvorgang, wie er hier angewendet wurde, die vorgesehenen Bahnwerte mit einer derartig hohen Genauigkeit erreicht wurden. Abgesehen von der eingangs kurz angedeuteten Aufgabenstellung, liefert praktisch der Start von Elektron 3 und Elektron 4 den Beweis dafür, daß die erreichten Bahnwerte bei diesem ersten System fast genau den vorgegebenen Werten entsprachen. Die Bahnen dieser beiden Satelliten entsprachen anfänglich laut TASS folgenden Werten:

Elektron 3 1964-38 A

Umlaufzeit	p	=	2 ^h 48 ^m
Bahnneigung	i	=	60°52'
Perigäum	h _p	=	405 km
Apogäum	h _a	=	7 040 km

Elektron 4 1964-38 B

Umlaufzeit	p	=	21 ^h 54 ^m
Bahnneigung	i	=	60°52'
Perigäum	h _p	=	459 km
Apogäum	h _a	=	66 235 km

Die Tatsache, daß bei dem zweiten Start eines derartigen Satellitensystems wiederum Bahnen erreicht wurden, die denen der Vorgänger praktisch vollkommen identisch sind, ist außerdem ein Beweis dafür, daß die Steuerungs- und Lenkungsprobleme von Satellitenträgerraketen mit einer kaum zu übertreffenden Genauigkeit beherrscht werden.

Wie schon erwähnt, bestand die Hauptaufgabe bei den Elektron-Satelliten in der Untersuchung der Strahlungsgürtel der Erde. Bekanntlich wurde der innere Strahlungsgürtel durch den amerikanischen Satelliten Explorer 1 entdeckt. Die Ausläufer des äußeren Strahlungsgürtels wurden erstmalig durch den zweiten Sputnik nachgewiesen, wobei die eigentliche Entdeckung des äußeren Strahlungsgürtels und die erste Feststellung über die Natur des inneren Strahlungsgürtels der Erde auf Sputnik 3 zurückgeht. Der äußerste Gürtel, der aus sehr energiearmen instabilen Elektronen besteht, ist schließlich durch die sowjetischen Luniks entdeckt worden. Mit den ersten Raumsonden, Luniks und Pioneers, die sich weiter von der Erde entfernten, hatte man erste Angaben über die Ausdehnung der Gürtel intensiver Strahlung gewonnen. Das vor dem Start der ersten Elektron-Satelliten vorhandene Bild über die Natur dieser Strahlungsgürtel war natürlich schon bedeutend umfangreicher. Trotzdem gab es und gibt es noch viele physikalische Problem, die es zu klären gilt.

Das betrifft vor allem die Probleme der Veränderungen, die in den Strahlungsgürteln vor sich gehen sowie Fragen der Entstehung und Erhaltung dieser Gebiete intensiver Strahlung.

Die Theorien über die Entstehung des inneren Strahlungsgürtels der Erde, die zur Zeit existieren, sind schon recht befriedigend. Man stellt sich den Vorgang der Entstehung des inneren Gürtels auf folgendem Wege vor: Durch die Einwirkung der primären kosmischen Strahlung (interstellarer Herkunft) erfolgt die Spaltung von Atomkernen der höheren und tieferen Atmosphäre. Die dabei als Spaltprodukt entstehenden Neutronen haben eine relativ kurze Lebensdauer, die etwa 12 Minuten beträgt. Danach zerfallen sie in ein Elektron und in ein Proton. Diese elektrisch geladenen Teilchen werden, wenn sie sich noch im unteren Bereich des irdischen Magnetfeldes befinden, sozusagen festgehalten. Durch die magnetischen Kräfte werden sie gezwungen, sich ständig auf Spiralbahnen längs der Kraftlinien des irdischen Magnetfeldes in Richtung der beiden Magnetpole hin und her zu bewegen. Nach einer gewissen Zeit können diese Teilchen allerdings in größere Entfernungen entweichen. Man konnte nach der Theorie berechnen, daß der Verlust von elektrisch geladenen Teilchen durch die ständig neu entstehenden gedeckt wird. Damit müßte der innere Strahlungsgürtel ein relativ stabiles Strahlungsgleichgewicht haben, was die bisherigen Beobachtungen bestätigen konnten.

Die Fragen nach dem Ursprung der Teilchen des äußeren Strahlungsgürtels und überhaupt nach der Entstehung dieses Gürtels sind noch weitgehend ungeklärt. Man hofft in der Auswertung der Meßergebnisse der Elektron-Satelliten weiteres umfangreiches Beobachtungsmaterial zur Klärung dieses Fragenkomplexes zu erhalten. Von besonderem Interesse sind dabei Untersuchungen in den sogenannten Randgebieten des äußeren Strahlungsgürtels. In diesen Gebieten muß das Einfließen der elektrisch geladenen Teilchen aus dem interplanetaren Raum erfolgen. Wie dieses Einfließen von statten geht, ist in der heutigen Zeit noch ein ungelöstes Problem. Die Teilchen aus dem interplanetaren Raum haben meist eine relativ geringe Energie. In dem Randgebiet der Strahlungsgürtel unserer Erde müßte deshalb ein Beschleunigungsmechanismus wirksam sein, der es diesen Teilchen gestattet, in den äußeren Strahlungsgürtel der Erde einzudringen. Sämtliche Versuche, dieses Problem theoretisch zu deuten, sind bisher fehlgeschlagen. Man ist deshalb gezwungen, weiteres Beobachtungsmaterial — vor allem aus den Randgebieten der Strahlungsgürtel zu erlangen — um den Mechanismus des Eindringens elektrisch geladener Teilchen in die Magnetosphäre unserer Erde deuten zu können.

Bei der Festlegung der Flugbahnen dieser Satelliten mußte deshalb eine Reihe von Faktoren berücksichtigt werden. Elektron 2 und Elektron 4, die mit bedeutend umfangreicheren Meßaufgaben betrauten Satelliten, mußten deshalb das Zentrum des äußeren Strahlungsgürtels durchfliegen, die Grenzzone passieren und schließlich auch in den Raum außerhalb der irdischen Magnetosphäre — also außerhalb des Bereiches der Strahlungsgürtel gelangen. Da die Sowjetunion nicht über die ganze Erde verteilte Empfangstationen besitzt, war es außerdem notwendig, bei der Festlegung der Flugbahn zu sichern, daß die erhaltenen Meßwerte aus geringer Entfernung über dem nördlichen Teil der Erde abgestrahlt werden können. Das Perigäum der Flugbahn dieser Satelliten mußte also auf der Nordhalbkugel der Erde liegen. Ferner war zu berücksichtigen, daß die Beleuchtungsverhältnisse dieser Satelliten durch die Sonne sehr günstig sind, da sie die Energie zum Betrieb der Meßinstrumente und Sendeanlagen durch Solarbatterien bezogen. Die erreichte Flugbahn bei Elektron 2 und Elektron 4 führte durch das Zentrum des äußeren Strahlungsgürtels, im Apogäum bis zu dem Gebiet der niederenergetischen Elektronen, also dem sogenannten äußersten Strahlungsgürtel, und im Perigäum durch Teile des inneren Strahlungsgürtels bzw. durch das für den Geophysiker besonders interessante Gebiete des Eindringens hochenergetischer solarer Partikel in die untere Atmosphäre, die sogenannten Zonen der Polarlichterscheinungen. Zum anderen war durch diese Flugbahn erreicht, daß sowohl im auf-

steigenden Teil der Flugbahn als auch im absteigenden Teil diese beiden „äußeren Satelliten“ während längerer Zeit sich praktisch über gleichen geographischen Breiten bewegen.

Da die Satelliten Elektron 1 und Elektron 3 der Untersuchung des inneren Strahlungsgürtels dienten, kam es bei diesen darauf an, daß sie dieses Gebiet in seinen interessantesten Abschnitten durchflogen. Dabei durchquerten sie ebenfalls in hohen geographischen Breiten die Ausläufer des äußeren Strahlungsgürtels der Erde sowie die eben genannten Zonen, in denen bei hoher Sonnenaktivität solare Partikel in tiefere Atmosphärenschichten eindringen.

Die Wahl der Bahnneigung von rund 61° spielt ebenfalls eine wesentliche Rolle. Bei diesem Bahnneigungswert hat für erdnahe Satelliten die Drehung der Apsidenlinie fast ein Maximum. Das bedeutet, daß das Apogäum der Bahn (der beiden Satelliten Elektron 1 und Elektron 3), vor allem bedingt durch die Störungen infolge der Erdbabplattung, eine Bewegung in nördlicher Richtung ausführt. Eine ungefähre Abschätzung der Drehung der Apsidenlinie ergibt, daß in etwa 300 Tagen eine Nordwärtsbewegung von rund 70° erfolgt. Wenn man also eine aktive Lebensdauer dieses Satelliten von mehreren Monaten annimmt (die Praxis der Elektron-Satelliten hat diesen Wert bestätigt), so bedeutet das, wenn man nach und nach ein vollkommenes Überstreichen des gesamten Gebietes des inneren Strahlungsgürtels erreichen will, daß das Apogäum anfänglich über südliche geographische Breiten von etwa 40° gelegt werden muß. Nach den bisherigen Angaben über die Bahn dieser Satelliten scheint man tatsächlich diesen Wert gewählt zu haben.

Bei der Flugbahnwahl für die Satelliten Elektron 2 bzw. Elektron 4 mußte fernerhin die nicht unbeträchtliche Störung durch Mond und Sonne berücksichtigt werden. Bei extremen Lagen dieser Flugbahnen könnten diese Satelliten schon nach wenigen Tagen durch diese Störungen so stark ihre Bahnen ändern, daß sie für die vorgesehenen Untersuchungen unbrauchbar werden. Daß man auch hier Bahnen gefunden hat, die relativ stabil sind, beweisen die bisher aufgetretenen Bahnänderungen.

Die dem Verfasser bisher bekannt gewordenen definitiven Bahnwerte von Elektron 2 seien deshalb in untenstehender Tabelle zusammengestellt.

Bahnwerte von Elektron 1 und Elektron 2

Name	Umlaufzeit	Bahnneigung	H _{pkm}	H _{Akm}	Epoche
Elektron 1	169 ^m 3	60 ^o 85	395	7 125	1. März 1964
	169 ^m 3	60 ^o 86	402	7 119	15. Juni 1964
	169 ^o 3	60 ^o 86	400	7 120	15. Juli 1964
Elektron 2	1 356 ^m 6	60,86	434	67 998	1. März 1964
	1 356 ^m 3	60 ^o 20	584	67 838	15. Juni 1964
	1 356 ^m 4	59 ^o 92	626	67 798	15. Juli 1964

Wie aus der Tabelle zu entnehmen ist, steigt bei Elektron 2 lediglich das Perigäum an, die Bahnneigung wird geringer, und das Apogäum nimmt geringfügig ab. Daraus wird deutlich, daß man auch hier eine Bahn gefunden hat, die einem Minimum an Bahnänderungen – bedingt durch die Störungen durch Mond und Sonne – entspricht.

Wie weiter aus der Tabelle zu entnehmen ist, sind die Änderungen der Bahnelemente (abgesehen von der Drehung der Apsidenlinie) bei Elektron 1 vernachlässigbar klein.

Die Wahl der fast identischen Bahnen bei Elektron 3 und Elektron 4 läßt darauf schließen, daß auch hier ähnliche Verhältnisse vorliegen.

Betrachten wir nun die Satelliten selbst. Die äußere Form der jeweils beiden Elektron-Satelliten ist aus den Abbildungen zu erkennen. Beide Satelliten beziehen ihren Energiebedarf aus Solarbatterien. Bei Elektron 1 bzw. Elektron 3 finden wir sechs an Auslegern befestigte Flächen, die zweiseitig mit Solarbatterien bedeckt sind. Diese Flächen sind außerdem in vier gegeneinander geneigte Abschnitte getrennt. Dabei sind durch die Ausleger jeweils drei dieser Flächen in ihrer Anordnungsebene gegeneinander geneigt. Der Satellit selbst hat zylinderförmige Gestalt, wobei am vorderen Teil sechs und am hinteren Teil vier Antennenstäbe angebracht sind. Am Außenmantel des Zylinders befinden sich aufklappbare Flächenelemente, die der Regulierung des Wärmehaushalts dieses Satelliten dienen.

Angaben über die Dimensionen des Satellitenkörpers liegen nicht vor. Man dürfte aber kaum fehlgehen in der Annahme (abgeleitet aus optischen Beobachtungen von Elektron 3, der visuell als Objekt 5. Größe zu sehen war), daß dieser Satellit eine Länge von etwa 1,50 Meter hat, wobei der Durchmesser des Satellitenkörpers etwa 80 cm betragen wird. Diese Größen sind geschätzte Werte. Der größte Teil der Meßwertgeber von Elektron 1 bzw. Elektron 3 ist am Kopfteil des Satelliten montiert.

Die äußere Form von Elektron 2 bzw. Elektron 4 ähnelt — was den eigentlich hermetisch abgeschlossenen Satellitenkörper betrifft — der der eben genannten Schwester-satelliten.

Die untere Fläche des zylinderförmigen Körpers ist halbkugelförmig ausgebildet, die obere Fläche ebenfalls, wobei sie sich im Zentrum verjüngt und in einen stabförmigen Ausleger übergeht. Die Solarbatterien dieser Satelliten sind hierbei rings um den zylinderförmigen Körper angebracht, wobei am unteren Teil eine regenschirmartig ausgebildete Fläche von Solarbatterien montiert ist, an deren unterem Rand finden wir vier Stabantennen. Am Kopfteil sind zwei weitere Antennen montiert. Die jalousieartigen Flächen zur Wärmeregulierung des Satelliteninneren sind hier in zwei Sektionen zwischen den Solarbatterien am walzenförmigen Teil des Körpers angebracht. (Die Wärmeregulierung durch diese jalousieartigen Flächen erfolgt dadurch, daß durch ihr Aufklappen die wärmeabstrahlende Oberfläche des Satelliten vergrößert wird. Bereits bei Sputnik 3 wurde ein derartiges System verwendet.)

Die von den verschiedensten Meßinstrumenten aufgenommenen Werte können entweder in dem Satelliten selbst gespeichert oder auch direkt zur Erde übertragen werden. Neben den Meßwerten der wissenschaftlichen Apparaturen werden bei diesen Satelliten gleichzeitig Angaben über die Arbeit der einzelnen Meßsystemkomplexe gemessen und übertragen bzw. gespeichert. Ferner erfolgt bei einigen der Meßinstrumente eine ständige Kalibrierung, zum anderen werden an verschiedenen Stellen des Satelliten Temperaturmessungen ausgeführt.

Die einzelnen Instrumente sind nicht alle ständig in Betrieb, sondern das Ein- und Ausschalten der einzelnen Meßinstrumente besorgt eine Automatik, die nach einem vorgegebenen Programm arbeitet. Zum anderen besteht auch die Möglichkeit, wahlweise auf Funkkommando von Bodenstationen aus bestimmte Instrumente oder Instrumentengruppen ein- oder auszuschalten. Sowohl bei den Satelliten Elektron 1 und Elektron 2 sowie bei den nachfolgenden Satelliten Elektron 3 und Elektron 4 wurde versuchsweise die Funkkommandosteuerung eingesetzt. Die Experimente ergaben, daß die Systeme der jeweils beiden Satelliten auch unabhängig von der Automatik exakt reagieren.

Die räumliche Lage der Satelliten während ihrer Bewegung um das Massenzentrum Erde wurde ständig kontrolliert. Dazu dienten die an beiden Satelliten angebrachten Sonnensensoren, mit deren Hilfe es möglich war, ständig die räumliche Lage dieser Flugkörper festzustellen. Die Meßwerte wurden gleichzeitig mit denen der Meßinstrumente aufgezeichnet und zur Erde übertragen bzw. gegebenenfalls auf Band gespeichert.

Damit konnten sich die Wissenschaftler in den Auswertungsstellen jeweils ein sehr genaues Bild von der räumlichen Orientierung der Meßwertgeber der einzelnen Instrumente machen.

Im folgenden seien nun die instrumentellen Ausrüstungen der jeweils zwei Satelliten der Elektron-Serie beschrieben. Dabei ist zu bemerken, daß die Meßinstrumente zur Untersuchung der Strahlungsintensität in den Gürteln intensiver Strahlung der Erde bei beiden Satelliten die gleichen waren.

Die bei beiden Satelliten vorhandenen Meßgeräte zur Untersuchung der kosmischen Strahlung bestanden aus folgenden Komplexen:

Apparatur zur Registrierung von Elektronen in einem Energiebereich von 40 keV bis 10 MeV.

Apparatur zur Untersuchung der Protonen im Energiebereich von 2 MeV bis 200 MeV.

Apparatur zur Messung der hochenergetischen Photonen im Energiebereich größer als 50 keV.

Diese Apparaturen bestanden aus Szintillationszählern, Zählrohrteleskopen und Photoelektronenvervielfachern.

Zur Messung des niederenergetischen Strahlungsanteils besaßen die Satelliten Elektron 1 und Elektron 3 ferner einen speziellen Photoelektronen-Vervielfacher, dessen Öffnung durch eine dünne Folie gegen Lichteinfall geschützt war. Damit die niederenergetischen Teilchen diese Folie durchdringen konnten, war vor dem Vervielfacher eine Beschleunigungsröhre für niederenergetische Teilchen angebracht. Damit war es möglich, Teilchen mit Energien bis herab zu 100 eV zu registrieren.

Ferner besaßen die Satelliten Elektron 1 und 3 ballistische piezoelektrische Geber zur Registrierung des Aufpralls von Mikrometeoriten. Diese Geber hatten eine Fläche von 0,03 m². Ihre Empfindlichkeit reichte aus, Teilchen mit einer Masse bis zu 10⁻⁸ Gramm (Mittlere Geschwindigkeit vorausgesetzt) zu registrieren.

Zur Ausrüstung aller vier Satelliten gehörte weiterhin ein Massenspektrometer, das es gestattete, beim Durchfliegen des perigäumsnahen Teils der Bahn die chemische Zusammensetzung der positiven Teilchen der Ionosphäre zu bestimmen. Diese Massenspektrometer konnten Teilchen mit dem Atomgewicht von 1 bis 34 unterscheiden.

Die Satelliten Elektron 1 und Elektron 3 besaßen ferner einen Funksender „Majak“, der auf den Frequenzen 20,005 MHz — 30,0075 MHz — 90,0225 MHz — arbeitete und dessen Signale der Bestimmung der Elektronenkonzentration und Elektronentemperatur der Ionosphäre dienten. Durch das Perigäum von über 400 km befanden sich die Satelliten ja ständig oberhalb des Maximums der Elektronenkonzentration der Ionosphäre.

Zur Messung der sehr niederenergetischen Elektronen, vor allem im Gebiet des äußersten Strahlungsgürtels unserer Erde, besaßen die Satelliten Elektron 2 und 4 einen sogenannten sphärischen Analysator. Durch Anlegen verschiedener Spannungen konnten jeweils nacheinander Teilchen verschiedener Energiebereiche registriert werden. Die Bereiche waren 100 eV, 200 eV, 400 eV, 1 keV, 2 keV, 4 keV und 10 keV.

Ferner waren die eben genannten Satelliten noch mit zwei verschieden empfindlichen Magnetometern ausgerüstet. Diese Magnetometer befanden sich am Ende des stabförmigen Auslegers an der Spitze des Satelliten. Das höher empfindliche Magnetometer konnte noch Feldstärken bis herab zu 2 bis 3 Gamma registrieren. (3 bis 4 Gamma beträgt die mittlere Feldstärke des interplanetaren Magnetfeldes.) Das weniger empfindliche Magnetometer diente der Registrierung des Magnetfeldes im erdnäheren Teil der Umlaufbahn. Maximal konnte es Feldstärken bis zu 1200 Gamma messen.

Die letztgenannten Satelliten besaßen ferner eine Anlage, mit deren Hilfe die solare Röntgenstrahlung untersucht werden konnte. Dabei wurde die Strahlungsintensität jeweils in zwei verschiedenen Bereichen gemessen, einmal von 2 bis 8 Å und zum anderen von 8 bis 18 Å. Da sich die Satelliten sehr weit von der Erde entfernten, also bis weit außerhalb der wirksamen Atmosphäre gelangten, konnten diese Messungen sehr exakt und ohne Störungen ausgeführt werden. Außerdem haben wir z. Z. das Minimum der Sonnenaktivität, so daß die ungestörten normalen Werte der solaren Röntgenstrahlung ermittelt werden konnten.

Als weiteren Instrumentenkomplex besaßen diese Satelliten ein Spektrometer zur Untersuchung der chemischen Zusammensetzung der kosmischen Strahlung, speziell der primären Strahlung interstellarer Herkunft. Mit diesem Spektrometer, das Teilchen mit Energien von mehr als 600 MeV untersuchen konnte, ließen sich folgende Atomgewichte unterscheiden: Größer gleich 2, größer gleich 5 und größer gleich 15.

Zwei besondere Empfangsanlagen dienten der Untersuchung der galaktischen Radiostrahlung in zwei Bereichen, bei 725 kHz und bei 1525 kHz. Da diese Satelliten sich weit außerhalb der wirksamen Ionosphäre im apogäumsnahen Teil der Bahn bewegten, waren diese Untersuchungen möglich.

Ferner besaßen sie noch besondere Kollektoren, mit deren Hilfe es ebenfalls möglich war, niederenergetische Elektronen sowohl solarer Herkunft als auch aus dem äußersten Strahlungsgürtel zu untersuchen.

Die Satelliten Elektron 2 und 4 waren ferner mit Sendeanlagen ausgerüstet, die außer den genannten auf der Frequenz von 19,943 MHz arbeiteten. Die entsprechende Sendeanlage von Elektron 1 und 3 arbeitet auf der Frequenz von 19,954 MHz.

Die Signale von Elektron 1 und Elektron 2 konnten nach den dem Verfasser vorliegenden Berichten bis Ende März 1964 empfangen werden. Die Satelliten Elektron 3 und Elektron 4 wurden bis Ende Juli auf den zuletzt genannten Frequenzen und auf 20,005 MHz vom sowohl Funkamt Beelitz als auch von den Berliner Satellitenbeobachtungsstationen (Funktechnische Satellitenbeobachtungsstation der DAG und Satellitenbeobachtungstation Junge Welt) verfolgt. Danach sind die weiteren Beobachtungen eingestellt worden. Es lassen sich also keine genauen Angaben darüber machen, wann diese Satelliten ihre Sendetätigkeit eingestellt haben. Bei den Signalen handelt es sich um etwa 2 bis 4 Sekunden lange Pfeiftöne ohne Modulierung mit 1 bis 2 zehntel Sekunden dauernden Unterbrechungen. Die Länge der einzelnen Pfeiftöne war unterschiedlich.

Auch Meldungen über optische Beobachtungen dieser Satelliten liegen vor. Dabei wurden die folgenden Sternhelligkeiten geschätzt:

Elektron 1	4 bis 5 ^m
Elektron 2	4 bis 5 ^m und 6 ^m
Elektron 4	4 bis 5 ^m und 6 bis 7 ^m
Elektron 3	6 ^m

Die unterschiedlichen Helligkeiten rühren von der verschiedenen Flughöhe bei einzelnen Beobachtungen her. Ihre maximale Helligkeit dürfte bei Perigäumsabstand und Zenitdurchgang etwa in der Größenordnung 4^m liegen.

Literatur:

- Prawda vom 15. März 1964.
- Kosmitscheski Isledownija Vol. II (1964) Nr. 3, S. 355-359.
- Avation Week, Vol. 80.
- Beobachtungsergebnisse verschiedener Satelliten-Beobachtungsstationen.

Über die aerodynamische Erwärmung von Flugkörpern

Heute, im Zeitalter des Weltraumfluges, gehören Überschallflüge zu Selbstverständlichkeiten. Eine wichtige Kenngröße der Aerodynamik von Überschallgeschwindigkeiten ist bekanntlich die Machzahl M . Sie ist ein Maß der Fluggeschwindigkeit v zur Schallgeschwindigkeit a .

$$M = \frac{v}{a}$$

Die wichtigste Größe in dieser Gleichung ist a . Unter Benutzung der Adiabatangleichung und der Gasgleichung erhält man für die Schallgeschwindigkeit a folgende Formel:

$$a = \sqrt{g \cdot x \cdot p \cdot v} = \sqrt{g \cdot x \cdot R \cdot T} = \sqrt{2 \cdot g \cdot R \cdot T_0} \cdot \frac{x}{x-1} \quad \left[\frac{\text{m}}{\text{sec}} \right]$$

$$g = \text{Gravitationskonstante } [\text{m/sec}^2] \quad R = \text{Gaskonstante} = \frac{848}{\text{Molgew.}} \quad [\text{m/Grd}]$$

x für Luft = 1,405

p = Druck $[\text{kp/m}^2]$ T u. T_0 = Temperatur $[\text{°K}]$

v = spezifisches Volumen $\left[\frac{\text{m}^3}{\text{kp}} \right]$

Die folgende Tabelle gibt die errechneten Werte der Schallgeschwindigkeit nach der Formel $a = \sqrt{g \cdot x \cdot R \cdot T}$

Höhe über Meer km	R für Luft m/Grd	Molgew. der Luft kg/Mol	Gravitations- konstante m/sec ²	Tempe- ratur °K	Schallge- schwindigkeit a m/sec
1,2	29,3	28,97	9,81	291,0	342,7
10	29,3	28,97	9,78	230,8	304,8
20	29,3	28,97	9,75	212,8	292,2
30	29,3	28,97	9,72	231,7	241,8
40	29,3	28,97	9,69	262,5	323,5
50	29,3	28,97	9,65	270,8	328,0
60	29,3	28,97	9,63	252,8	317,2
70	29,3	28,97	9,60	218,0	293,4
80	29,3	28,97	9,56	205,0	284,1

Man erkennt recht gut, daß die Schallgeschwindigkeit temperaturabhängig ist.

Vor dem mit hoher Geschwindigkeit fliegenden Flugkörper staut sich die Luft, so daß es hier zu einer Temperatur- und Druckerhöhung kommt. Diese Stautemperatur läßt sich nach der folgenden Formel berechnen:

$$T = \frac{v^2}{2 c_p \cdot A \cdot g} + T_0 \text{ [Grd]}$$

v = Fluggeschwindigkeit [m/sec] ·

c_p = spezifische Wärme [kcal/kg Grd]

A = Mechanisches Wärmeäquivalent 427 [m kp/kcal]

T_0 = Temperatur [°K] ·

Für T_0 wurde die Temperatur gewählt, die in der Höhe von 10 bzw. 20 km in der Atmosphäre herrscht (siehe vorhergehende Tabelle).

Stautemperatur

a) in einer Höhe von 10 km

M	v m/sec	a m/sec	T °K
1	304,8	304,8	277,4
2	609,6	304,8	417,1
3	914,4	304,8	649,9
4	1219,2	304,8	958,6
5	1524,0	304,8	1394,8

b) in einer Höhe von 20 km

1	292,2	292,2	255,75
2	584,4	292,2	384,6
3	876,6	292,2	599,3
4	1168,8	292,2	900,2
5	1461,0	292,2	1286,8

Die Druckerhöhung, die die Luft in dem vor dem Flugkörper entstehenden Stau-
punkt erfährt, läßt sich nach der folgenden Formel berechnen:

$$p = \frac{\rho \cdot v^2}{2} \cdot \beta + P_0$$

p = Staudruck [kp/m²]

P_0 = Bezugsdruck in 10 km Höhe = 2848,9 [kp/m²]

ρ = Dichte $\frac{\text{kp} \cdot \text{sec}^2}{\text{m}^4}$

v = Fluggeschwindigkeit [m/sec]

β = eine Funktion der Machzahl.

M : 0	1	2	3	4	∞
β : 1	1,275	1,655	1,75	1,80	1,85

In einer Flughöhe von 10 km ergeben sich bei Machzahlen von 1–5 die folgenden
Staudrucke:

M	v [m/sec]	p [at]
1	304,8	0,6
2	609,6	1,8
3	914,4	3,9
4	1219,2	6,9
5	1524,0	10,9

Ausgangspunkt für alle diese Berechnungen sind natürlich Messungen der zur Be-
rechnung nötigen Größen in den entsprechenden Höhen mittels Raketen.

Veröffentlichungen der Zentralen Kommission Natur und Heimat des Präsidialrates des Deutschen Kulturbundes

„Astronomie und Raumfahrt“ 1963, drei Doppelhefte 9,00 MDN; „Astronomie und Raumfahrt“ 1964, 4 Hefte und 1 Doppelheft 9,00 MDN. Bezug wird zur Ergänzung des laufenden Jahrgangs empfohlen! Ab Januar 1965 ist die Zeitschrift nur noch durch die Post zu beziehen.

„Astronomische Rundschau“ · Von dieser Veröffentlichung des Zentralen Fachausschusses Astronomie aus den Jahren 1959 bis 1963 sind noch erhältlich: Jahrgang 1959, Heft 1–6, 6,00 MDN. — Jahrgang 1960, Heft 1–6, 5,00 MDN. Jahrgang 1961, Heft 1–6, 5,00 MDN. — Jahrgang 1962, Heft 1–6, 6,00 MDN.

Von erschienenen Broschüren sind noch vorrätig:

„Beiträge zur Theorie und Praxis der ornithologischen Forschung“ · 43 Seiten, 0,50 MDN.

„Über das Vogelleben im Donau-Delta“ · 24 Seiten, 14 Abbildungen, 0,50 MDN.

„Das Roßmäßler-Büchlein — Ein Brevier für Natur- und Heimatfreunde“ · 155 Seiten mit 24 Kunstdrucktafeln, 1,00 MDN.

„Pflege historischer Parkanlagen“ · 72 Seiten, 24 Abbildungen, 1,50 MDN.

„Angewandte Dendrologie im Thüringer Becken“ · 108 Seiten, 16 Abbildungen, 2,50 MDN.

„Insekten unsere Freunde — Insekten unsere Feinde“ · 124 Seiten, 86 Abbildungen, 3,80 MDN.

„Trotz alledem“ — Beiträge zur Geschichte der örtlichen Arbeiterbewegung in der Zeit der Novemberrevolution 1918 · 130 Seiten, 12 Abbildungen, 1,00 MDN.

„Volks- und Heimatfeste — gestern, heute, morgen“ · 112 Seiten, 1,00 MDN.

„Denkmalpflege in unserer Zeit“ · 60 Seiten, 18 Abbildungen, 1,50 MDN.

„Wie das Neue in unseren Dörfern geboren wurde“ · 101 Seiten, 35 Abbildungen, 1,50 MDN.

„Leitfaden für den Ortschronisten“ · 176 Seiten, 23 Abbildungen, 2,00 MDN.

„Alte Bauten im neuen Dorf — Teil 1“ · 104 Seiten, 85 Abbildungen, 2,00 MDN.

„Alte Bauten im neuen Dorf — Teil 2“ · 80 Seiten, 74 Abbildungen, 1,50 MDN.

„Heimatgeschichte und Sozialismus“ · 144 Seiten, 31 Abbildungen, 1,50 MDN.

„Kinderspielflächen im schönen sozialistischen Dorf“ · 24 Seiten, 11 Abbildungen, 0,50 MDN.

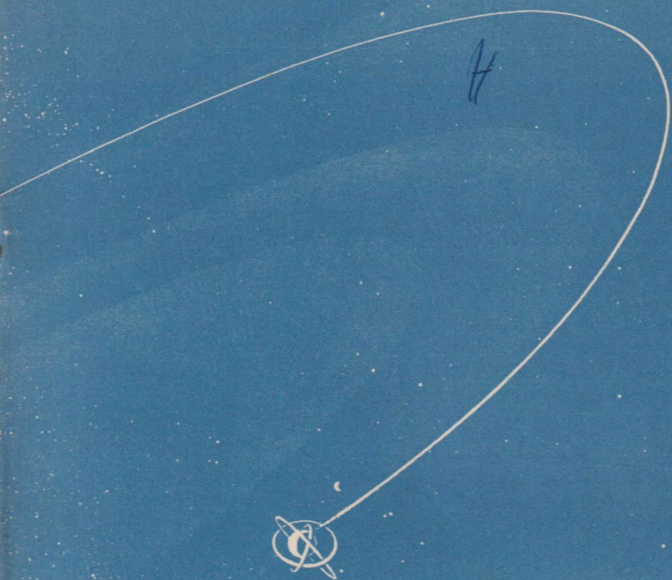
Arbeitsmaterial der Zentralen Kommission Natur und Heimat · Heft 2/3, 1963, 0,40 MDN; Heft 4, 1963, 0,20 MDN; Heft 5/6, 1963, 0,40 MDN; Heft 1, 1964, 0,40 MDN.

In Vorbereitung: „Das Forschen macht mir helle Freude“.

Alle Veröffentlichungen sind von der Abteilung Natur und Heimat des Bundessekretariats des Deutschen Kulturbundes, Berlin C 2, Littenstraße 79 a, Telefon 51 53 84/85, oder über die Bezirkssekretariate des Deutschen Kulturbundes zu beziehen.

Astronomie und Raumfahrt





Astronomie und Raumfahrt

Inhalt:

Sonde 2, Mariner 3 und Mariner 4 · <i>Karl-Heinz Neumann</i>	33
Astronomische Ergebnisse der Astronautik — Weitere Möglichkeiten der astronomischen Forschung · <i>Karl-Heinz Neumann</i>	39
Beobachtung des Vogelzuges vor der Mondscheibe · <i>Helmut Wolf</i>	44
Asphärische Spiegel — Ihre Anwendung in Astronomie und Astronautik <i>Ing. Max Röttsch</i>	46

Aus der Literatur

Frankreich errichtet Raketenbeobachtungsanlagen auf den Azoren	55
Italien schließt Abkommen mit Kenia	55
COMSAT und NASA einigen sich über den Start von „Early Bird“	55

Mitteilungen der Deutschen Astronautischen Gesellschaft

XV. Internationaler Astronautischer Kongreß, Warschau: Bodenhilfsausrüstungen und Starteinrichtungen im Kennedy-Raumfluggelände (NASA) für den bemannten Mondflug · <i>Rocco A. Petrone</i>	56
---	----

Aktuelle Berichte aus der Astronautik

Helium-Atmosphäre	62
120 Tage in der Kabine	63
Psychologische Probleme	64

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, Dr. K. H. Schmidt, Prof. D. Wattenberg, Prof. Dr. Wempe

Dieses Heft wurde — mit Ausnahme der Seiten 15 bis 18 — in Vertretung typographisch gestaltet und umbrochen von Peter Stäbe.

Redaktion: Berlin C 2, Littenstraße 79 a. Fernsprecher: 51 53 84/85. „Astronomie und Raumfahrt“ erscheint 1965 mit 6 Heften. Bezugspreis einschließlich 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 (Saale), Geiststraße 22

Sonde 2, Mariner 3 und Mariner 4

KARL-HEINZ NEUMANN

In der Startperiode für die Entsendung von Raumflugkörpern in die Nähe des Mars im Jahre 1964 wurden insgesamt 3 Starts ausgeführt. Zwei amerikanische Sonden, Mariner 3 und Mariner 4, sowie ein sowjetischer Raumflugkörper, Sonde 2, wurden aufgelassen. Der kurz nach Beginn der Startperiode auf seine Bahn gebrachte Mariner 3 versagte, wie später noch zu zeigen sein wird. Mariner 4 und Sonde 2 befanden sich auf dem Wege zu unserem Nachbarplaneten.

Betrachten wir als erstes den zuletzt gestarteten Raumflugkörper, die sowjetische Sonde 2. Die TASS-Meldung über den Start dieses Raumflugkörpers hat folgenden Wortlaut:

„Entsprechend dem Programm zur Erforschung des Weltraums ist am Montag (30. 11. 1964) in der Sowjetunion eine mehrstufige kosmische Trägerrakete mit der automatischen Station Sonde 2 in Richtung Mars gestartet worden. Die letzte Stufe der Trägerrakete brachte einen schweren künstlichen Erdsatelliten auf eine Zwischenbahn. Zur berechneten Zeit startete später vom Satelliten eine kosmische Rakete, die der automatischen Sonde 2 die notwendige Geschwindigkeit für den Eintritt in die Flugbahn zum Mars verlieh.

Der Start dient der Erprobung von Stationssystemen unter den realen Bedingungen eines längeren Raumfluges und der Sammlung praktischer Erfahrungen. Gleichzeitig werden Forschungen im interplanetaren Raum durchgeführt.

Die Steuerung des Fluges der automatischen Station und die Bestimmung der Parameter ihrer Bahn erfolgt von einem besonderen Kommandomeßkomplex aus. Dort werden auch die Informationen von der Sonde empfangen.

Sonde 2 übermittelt per Funk Angaben über die Flugbahn und über das Funktionieren der Bordsysteme. Nach den bisher empfangenen Angaben beträgt die Energieversorgung an Bord der Station ungefähr die Hälfte der erwarteten.

Die Flugbahn der automatischen Station kommt nach vorläufigen Angaben der berechneten Bahn nahe. Am Montag (30. 11. 1964) 20.30 Uhr Moskauer Zeit befand sich die Station 40 000 km von der Erde entfernt an einem Punkt mit den Koordinaten 156°09' östlicher Länge und 12°50' nördlicher Breite.

Das Koordinierungs- und Rechenzentrum wertet die eingehenden Informationen aus.“

Eine weitere Position von Sonde 2 wurde für den 2. Dezember 1964 angegeben. Zu diesem Zeitpunkt um 22.00 Uhr Moskauer Zeit befand sich die Sonde in einer Entfernung von 710 000 km. Die Projektion ihres Sternortes auf die Erdoberfläche lag zu diesem Zeitpunkt in 128° östlicher Länge und 5° südlicher Breite.

In einer weiteren Meldung, die von TASS gegeben wurde, finden wir die Mitteilung, daß in der Zeit vom 4. bis zum 8. Dezember 1964 insgesamt elfmal Funkverbindung mit Sonde 2 aufgenommen wurde. Die Entfernung der Raumsonde um 22.00 Uhr Moskauer Zeit am 8. Dezember 1964 betrug 2 470 000 km. In dieser Meldung kam ferner zum Ausdruck, daß entsprechend dem Programm weitere Funkverbindungen durchgeführt werden.

Der Trägersatellit, von dem aus Sonde 2 gestartet wurde, konnte von Satellitenbeobachtungsstationen festgestellt und vermessen werden. Dabei stellten sich folgende Bahnelemente heraus:

Bahnneigung	p	=	88° 19
Umlaufzeit	i	=	64° 72
Perigäum	h_p	=	151 km
Apogäum	h_a	=	219 km

Diese Bahnelemente gelten für den 30. November 1964 um 22.00 Uhr Weltzeit.

Das Argument des Perigäums der Flugbahn lag bei etwa 313,5 Grad. Die Richtung der Bahnebene auf den Sternhintergrund projiziert betrug 305,2 Grad. Dabei nahmen das Argument des Perigäums täglich um 0,4 Grad und der letztgenannte Winkel pro Tag 3,85 Grad ab.

Aus diesen Angaben über die Bahn kann man errechnen, daß der Start etwa gegen 13.30 Uhr Weltzeit stattgefunden haben müßte. Als Startort wird dabei das Startzentrum Baikunur angenommen. Bei Bahneintritt hätte dann die Sternorientierung der Bahn 306,6 Grad betragen, wobei die Sonne bei 246,6 Grad gestanden hat. Der Eintritt in die Raumflugbahn hat sehr wahrscheinlich im nördlichsten Bahnpunkt der Satellitenbahn stattgefunden. Damit kam die Sonde in eine Bewegung parallel zur Ekliptik. Die Möglichkeiten für den Start aus der Satellitenbahn lagen etwa zwischen dem ersten und dritten Umlauf am 30. November 1964. Eine weitere Möglichkeit hätte sich am 1. Dezember 1964 zwischen dem 13. und 19. Umlauf ergeben. Da aber, wie es in der TASS-Meldung heißt, die Sonde am Abend des 30. November 1964 schon rund 40 000 km von der Erde entfernt war, ist anzunehmen, daß der Start aus der Satellitenbahn schon während des ersten Umlaufes vor sich ging. Zu diesem Zeitpunkt befand sich der Trägersatellit samt Raketenstufe und Sonde über dem nördlichen Sibirien.

Der Trägersatellit, der nur wenige Male die Erde umkreist hat (das Datum seines Verglühens ist im Augenblick noch nicht bekannt), hat die astronomische Bezeichnung 1964-78 A. Ein zweites Objekt, 1964-78 B, hat ebenfalls die Erde umkreist, allerdings auf einer geringfügig höheren Bahn. Die Umlaufzeit dieses Objektes betrug 88° 38, seine Bahnneigung machte 64° 71 aus. Auch über das Ende dieses Satellitenobjektes ist nichts weiteres bekannt. Die Umlaufzeit beider Objekte hat täglich um etwa 0° 03 abgenommen.

Am 19. Dezember 1964 teilten sowjetische Wissenschaftler nähere Einzelheiten über die Station Sonde 2 mit. Das wesentlichste dabei war die Mitteilung, daß diese Sonde als erster Raumflugkörper Plasma-Triebwerke besitzt, die in diesem Fall für das Lageorientierungssystem eingesetzt wurden. Bekanntlich spielt das System der Lageorientierung eine wesentliche Rolle bei Raumflugkörpern, die sich im interplanetaren Raum bewegen. Die Energieversorgung dieser Raumflugkörper kann vorerst nur durch Solarbatterien erfolgen. Diese Solarbatterien, die in den meisten Fällen an großen Flächen angebracht sind, müssen exakt nach der Sonne ausgerichtet werden. Nur auf diesem Wege ist es möglich, die für den Betrieb der automatischen interplanetaren Station, ihrer wissenschaftlichen Instrumente sowie der Steuerungs- und Sendeanlagen die notwendige Energie zu gewinnen. Sonde 2 besitzt ein auf der Grundlage von Gasdüsen arbeitendes Lagestabilisierungs- und Ausrichtungssystem. Daneben besitzt Sonde 2 noch sechs sogenannte Plasma-Motore. Dieses System wird bei Sonde 2 erstmalig unter Raumflugbedingungen erprobt. Auf Funkkommando wurden diese elektrischen Triebwerke auf Bereitschaft geschaltet und anstelle des Gasdüsen-Lagestabilisierungssystems auf „Befehle“ des Steuerungssystems in Tätigkeit gesetzt. Es konnte festgestellt werden, daß sich diese Plasmatriebwerke während des Fluges und unter den Bedingungen des interplanetaren Raumes ausgezeichnet bewähren. Sie garantierten eine exakte Ausrichtung der Station nach der Sonne bzw. führten sämtliche Lageänderungsbefehle exakt aus. Damit ist bewiesen, daß die Sowjetunion über elektrische Triebwerke verfügt, die unter Raumflugbedingungen einsatzfähig sind.

Da der Starttermin von Sonde 2 nach den amerikanischen Starts liegt, ist anzunehmen, daß diese Sonde um ein bis zwei Tage vor Mariner 4 die größte Nähe unseres Nachbarplaneten Mars erreicht. Einzelheiten über die Instrumentierung von Sonde 2 sind nicht bekannt geworden. Es dürften aber kaum Zweifel daran bestehen, daß diese Sonde während ihres Fluges im interplanetaren Raum eine große Anzahl von Messungen mit automatisch arbeitenden wissenschaftlichen Instrumenten ausführt. In Frage kämen vor allem Untersuchungen über die interplanetare Materie, den sogenannten „Sonnenwind“ und die Mikrometeoriten in unserem Planetensystem. Ferner wird sicherlich die kosmische Strahlung im interplanetaren Raum durch diese Sonde gemessen werden. Möglicherweise wird – wie schon bei der ersten Marssonde – auch die kosmische Radiostrahlung in den Bereichen, die die irdische Atmosphäre nicht durchdringen, untersucht werden.

Am 5. November 1964, praktisch am Beginn des möglichen Startzeitraums für den Flug zum Mars, starteten die USA ihre erste Sonde. Dieser Raumflugkörper gelangte zwar auf eine Planetenbahn, aber man stellte kurz nach dem Start fest, daß diese Sonde nicht in der Lage ist, die ihr übertragenen Missionen auszuführen. An den beiden Empfangszentralen in Woomera und Johannesburg hatte man festgestellt, daß zumindest ein Teil der Schutzverkleidung von Mariner 3 sich nicht gelöst hatte. Damit war die Sonde zu schwer geworden, so daß es mit dem nochmaligen Zünden der Agena-Endstufe nicht möglich war, ihr die für die Annäherung an den Mars notwendige Geschwindigkeit zu erteilen. Wie man – allerdings nicht sicher – weiß, haben sich auch die Flächen mit den Solarbatterien wegen der an der Sonde haftenden Reste der aerodynamischen Schutzverkleidung nicht voll entfaltet. Damit gab es auch bei der Energieversorgung dieser Sonde einige Schwierigkeiten.

Nach dem Versagen von Mariner 3 hat man in den USA im Lockheed-Missiles and Space-Center eine Serie von Versuchen durchgeführt, um festzustellen, aus welchem Grund die aerodynamische Schutzhülle zerstört worden war. Man versuchte, derartige Schutzhüllen laboratoriumsmäßig den Bedingungen auszusetzen, die während des Aufstiegs der Trägersrakete herrschen. Dabei stellte man folgendes fest: Die innere Schicht des Schutzkörpers, aus Glasfaser bestehend, trennte sich unter der künstlich erzeugten aerodynamischen Erhitzung. Dr. Seymour Himmel, der Manager des Atlas-Agena-Lunch-Vehikel-Systems der NASA vom Lewis Research-Center äußerte die Ansicht, daß unter der aerodynamischen Erhitzung und dem starken Druckanstieg der Luft, die sich in den wabenartigen Zellen zwischen der inneren und der äußeren Schicht des Schutzkegels befanden, die innere Schicht getrennt hatte und an den eigentlichen Raumflugkörper herangepreßt wurde. Die auf ein Funkkommando abgesprengte Hülle bestand nur noch aus ihrer äußeren Schicht. Der größte Teil haftete an dem Raumflugkörper. Diese Gewichtserhöhung der Sonde führte dann sehr wahrscheinlich dazu, daß die notwendige Geschwindigkeit nicht erreicht wurde.

Um diesen Fehler auszuschalten, hatte man sich bei Mariner 4 dafür entschlossen, eine aerodynamische Schutzhülle aus einer Magnesiumlegierung zu verwenden. Weiterhin setzte man ein verbessertes Treibstoffsystem der Agena-D-Stufe ein, um bezüglich des notwendigen Schubes eine Reserve zu haben. Ferner wurde beim Steuerungssystem der Agena-Stufe ein neues Radiosystem verwendet. Es gelang auch innerhalb kurzer Zeit (in weniger als einem Monat), das Korrekturraketensystem von Mariner 4 gegenüber seinem Vorgänger zu verbessern, so daß eine zweimalige Bahnänderung möglich ist.

Genau wie die nachfolgende Sonde besaß Mariner 3 Ausrüstungen für acht wissenschaftliche Experimente. Sechs davon sollten Untersuchungen im interplanetaren Raum dienen, zwei weitere waren für den Zeitpunkt der größten Annäherung an den Planeten Mars vorgesehen. Da es sich hierbei um die gleichen Instrumente handelt, die bei Mariner 4 eingesetzt wurden, brauchen diese nicht näher erläutert werden.

Am 28. November 1964 starteten die USA die zweite für dieses Unternehmen vorgesehene Marssonde. Sie hat die offizielle Bezeichnung „Mariner 4“. Vorgesehen war, daß diese Sonde in 8 650 km unseren Nachbarplaneten passiert. Sie legt dabei genau wie die sowjetische Sonde eine Flugstrecke von etwa 560 Millionen Kilometer zurück. Da diese Sonde zwei Tage vor der sowjetischen gestartet wurde, ist anzunehmen, daß sie ohne Bahnkorrektur erst nach dem Passieren von Sonde 2 in die Nähe unseres Nachbarplaneten gelangt. Durch zusätzliche Bahnkorrekturen, die bei beiden Sonden während des Fluges ausgeführt werden können, gibt es möglicherweise andere Resultate.

Nach den bisher bekannt gewordenen Informationen hätte Mariner 4 seine größte Marsnähe ohne Bahnkorrektur am 17. Juli 1965 erreicht. Wie inzwischen bekannt wurde, ist die erste Bahnkorrektur von Mariner 4 erfolgreich verlaufen. Nach dieser Bahnkorrektur (wenn keine weitere erfolgt) erreicht Mariner 4 seine größte Marsnähe am 14. Juli 1964 um 17.00 Uhr Pazifische Standard Time. Damit würde seine Flugzeit 229 Tage und 11 Stunden betragen. Nach den bisher vorliegenden Meldungen führte die erste Bahnkorrektur dazu, daß Mariner 4 den Mars in einem Abstand von 8 600 km passiert. Die bisherigen Übermittlungen der wissenschaftlichen und technischen Messungen deuten daraufhin, daß bei Mariner 4 alle Instrumente, die für die Untersuchung des interplanetaren Raumes vorgesehen sind, einwandfrei funktionieren.

Von dem bisherigen Flugverlauf Mariners 4 liegen folgende Informationen vor: Zwei Stunden und 30 Minuten nach dem Start stellte man einen Ausfall der Strahlungsmeßgeräte fest. Der Grund dafür ist darin zu suchen, daß Mariner 4 zu diesem Zeitpunkt die Zone der intensiven Strahlung des äußeren Strahlungsgürtels der Erde durchflog. Der Ausfall der Strahlungsmeßgeräte dauerte etwa 15 bis 20 Minuten. Danach arbeiteten sie wieder normal. Sämtliche Geräte, die während dieser Zeit ausgefallen waren, wurden bei Experimenten ähnlichen Bedingungen ausgesetzt. Es zeigte sich, daß der Ausfall der Meßinstrumente nur auf eine „Überforderung“ zurückzuführen war.

Die Startzeit für Mariner 4 hatte an diesem Tage (28. Nov. 1964) eine Toleranz von 200 Minuten. Die Atlas-Agena-Rakete erreichte eine Geschwindigkeit, die nur 15 cm/sec zu klein war. Nach 332 Sekunden (die Brennzeit der Atlas-Rakete betrug 300 Sekunden) wurde die Schutzhülle getrennt. Zwei Sekunden später erfolgte die Trennung der Atlas-Stufe. 379 Sekunden nach dem Start trat die Agena-Zweitstufe in Tätigkeit, die erstmalig 147 Sekunden arbeitete. Damit war die letzte Stufe mit dem Raumflugkörper in eine Satellitenbahn gelangt, deren mittlere Höhe etwa 185 km beträgt. Die letzte Stufe mit dem Raumflugkörper befand sich 31 Minuten 59 Sekunden in der Parkbahn. Danach erfolgte sofort der Wiederstart der Agena-Rakete, die nach einer Brennzeit von 96 Sekunden den Raumflugkörper auf eine Geschwindigkeit von 11,44 km/sec beschleunigte. 160 Sekunden nach dem Brennschluß der zweiten Stufe trennte man auf Funkkommando die Agena. Diese wurde durch ein Lageorientierungssystem um 180 Grad gedreht, wonach mit dem Rest des Treibstoffes eine Bremsung der letzten Raketenstufe erfolgte. Die Agena-Stufe gelangte zwar auch auf eine Planetenbahn, allerdings war diese von der Bahn des Mariners 4 sehr unterschiedlich. Dieses Manöver war deshalb notwendig, weil man erreichen wollte, daß die Sternsensoren des Mariners nicht durch das von der Raketenstufe reflektierte Licht „irritiert“ werden.

Danach wurden die beiden Paddel mit den Solarzellen aufgeklappt. 149 Sekunden später lieferten sie den für den Betrieb dieser automatischen Sonde notwendigen Strom. Die endgültige Ausrichtung der Sonde bzw. ihrer Paddel nach der Sonne trat 18 Minuten und 40 Sekunden nach der Trennung von der letzten Raketenstufe ein.

Die rund 260 kp schwere Sonde bewegte sich darauf weiter im interplanetaren Raum.

Wie schon erwähnt, bestanden sechs der wissenschaftlichen Experimente in der Untersuchung der Verhältnisse des interplanetaren Raumes. Dabei wurden folgende Aufgaben in Angriff genommen:

1. Untersuchung des im interplanetaren Raum vorhandenen Plasmas; dabei wurde sowohl die Dichte als auch die Geschwindigkeit und Temperatur sowie die Richtung der Bewegung der Protonen des interplanetaren Mediums untersucht.
2. Untersuchung der kosmischen Strahlung im interplanetaren Raum. Für diese Untersuchungen besaß Mariner 4 eine Ionenkammer und einen Geigerzähler. Damit war es möglich, die kosmische Strahlung galaktischen Ursprungs zu messen.
3. Untersuchung der kosmischen Strahlung niederer Energie. Mariner 4 war mit Strahlungsmeßgeräten ausgerüstet, mit deren Hilfe es möglich ist, niederenergetische Strahlungsmessungen auszuführen. Diese Instrumente waren während des Durchfliegens der Strahlungsgürtel der Erde in Tätigkeit. Ihr Einsatz soll auch während der größten Annäherung an unseren Nachbarplaneten Mars erfolgen.
4. Heliumdampf-Magnetometer. Diese Instrumente sind eine neue Entwicklung. Mit ihnen ist es möglich, nicht nur die Stärke sondern auch die Richtung des Magnetfeldes zu messen. Derartige Untersuchungen dürften für das weitere Verständnis unserer Kenntnisse über die Einflüsse solarer Vorgänge auf die Hochatmosphäre der Erde von großem Interesse sein. Sämtliche solaren Partikelstrahlungseinflüsse wirken auch auf die magnetischen Verhältnisse im interplanetaren Raum ein. Exakte Messungen der Feldstärke und der Richtung des interplanetaren Feldes können deshalb zu neuen Erkenntnissen führen.
5. Strahlungsmeßteleskop. Dieses Strahlungsmeßteleskop diente der Untersuchung der kosmischen Strahlung galaktischen Ursprungs, wobei der Energiewert und die Einfallrichtung der interstellaren kosmischen Strahlung festgestellt werden konnte.
6. Detektor für kosmischen Staub. Mit diesen Meßinstrumenten war es möglich, die räumliche Verteilung sowie die Energie von Mikrometeoriten zu bestimmen. Dieses Instrument war bereits beim Durchfliegen des erdnahen Raumes in Tätigkeit. Zum anderen sollen in der Nähe des Planeten Mars ebenfalls derartige Untersuchungen ausgeführt werden.
7. Fernsehaufnahmen der Marsoberfläche. Mariner 4 ist mit einer Fernsehkamera ausgerüstet, mit deren Hilfe man 22 Schwarz-weiß-Aufnahmen der Oberfläche des Mars machen will. Diese Aufnahmen sollen auf Band gespeichert und nach dem Passieren dieses Planeten zur Erde übertragen werden.
8. Marsverfinsterungs-Experiment. Wenn die vorgesehenen Bahnkorrekturen es ermöglichen, würde Mariner 4 in seiner Flugbahn von der Erde aus gesehen nach der größten Annäherung durch den Mars „bedeckt“ werden. Man hat vorgesehen, daß Mariner 4, von der Erde aus gesehen, zwischen dem Äquator und dem Südpol hinter der Marsscheibe verschwindet. Wenn die tatsächliche Flugbahn wie vorgesehen verläuft, könnte man aus dem Empfang der Funksignale im S-Band-Bereich Schlußfolgerungen über die Refraktion und Diffraktion der Marsatmosphäre ziehen. Durch die Atmosphäre dieses Planeten würden Frequenz- und Feldstärkeänderungen in den Signalen auftreten. Daraus ließen sich Feststellungen über die Ausdehnung und den Luftdruck der Marsatmosphäre ableiten.

Die Experimente 1. bis 6. werden während des gesamten Fluges der Sonde zur Erde übertragen. Nur während der Flugbahnkorrekturmanöver sind diese Instrumente nicht in Tätigkeit.

Die Ausführung der ersten Bahnkorrektur von Mariner 4 war mit einigen Schwierigkeiten verbunden. Sie gelang erst am 5. Dezember 1964 um 16.00 Uhr Weltzeit. Das Hauptproblem bei diesem Manöver bestand in der Orientierung der Station nach dem Stern Canopus. Die Ausrichtung nach der Sonne war ständig einwandfrei. Bei dieser Ausrichtung rotierte Mariner 4 noch weiterhin um seine „Rollachse“. Diese Drehung um die Längsachse mußte gestoppt werden. Nur dann, wenn der sogenannte Sternsucher den Stern Canopus im „Gesichtsfeld“ hat, wäre ein weiterer Sensor in der Lage

gewesen, das Signal zu geben, auf die Erde ausgerichtet zu sein. Dreimal hatte man vergeblich versucht, durch die verschiedensten Funkbefehle diese Ausrichtung zu erreichen. Der Sternsucher hatte zwar in jedem Falle einen Stern gefunden, allerdings war das nie Canopus, denn der Erdsensor sprach in allen Fällen nicht an. Erst beim vierten Versuch gelang es, der Raumsonde die notwendige Lage zu erteilen. Als man einen Tag später versuchte, die Bahnkorrektur auszuführen, stellte man allerdings fest, daß wiederum die Station nach einem falschen Stern ausgerichtet war. Mariner 4 war inzwischen über 570 000 km von der Erde entfernt. Nach zahlreichen Funkbefehlen gelang es schließlich zehn Stunden später, die Raumsonde in die richtige Lage zu bringen. Nach Erreichen der vorgesehenen räumlichen Lage wurde dem Steuerungsautomaten der Sonde der Befehl zur Ausführung des Korrekturmanövers auf dem Funkwege übermittelt. Alles weitere geschah automatisch. Um 16.00 Uhr Weltzeit wurde am 5. Dezember 1964 das Korrekturmanöver ausgeführt. Dabei veränderte sich die Geschwindigkeit der Sonde um rund 13,4 m/sec.

Ohne diese Korrektur hätte Mariner 4 den Mars in über 200 000 km Entfernung passiert. Durch die Bahnkorrektur hofft man, daß Mariner 4 in 12 000 bis 20 000 km Abstand an unserem Nachbarplaneten vorbeifliegt.

Nach dieser Bahnkorrektur wird es notwendig sein, noch einige Wochen die weitere Bewegung der Sonde zu verfolgen, um die tatsächlich erreichte Flugbahn festzustellen. Das zweite Korrekturmanöver – falls es nötig sein sollte – kann also erst einige Wochen nach dem ersten erfolgen.

Um einen ungefähren Einblick zu erhalten, welche Fehlermöglichkeiten bestehen, sei nur erwähnt, daß eine Abweichung in der Endgeschwindigkeit nach der Bahnkorrektur von ungefähr 0,44 m/sec in Marsnähe rund 15 000 km ausmacht.

Während des Fluges der Sonde wurden ein Drittel Meßwerte, die Temperatur- und Druckverhältnisse, Angaben über das Funktionieren der Sonde sowie zwei Drittel der wissenschaftlichen Meßwerte, die im interplanetaren Raum gewonnen wurden, übermittelt. Die Übertragungsrate wurde während des Fluges geändert. Anfänglich betrug sie $33\frac{1}{3}$ bit/sec, sie wurde herabgesetzt bis auf $8\frac{1}{2}$ bit/sec. Die Änderung der Übertragungsrate erfolgte auf Funkbefehl der Steuerungszentrale von der Erde. Zwölf Wochen nach dem Start schaltete man von der ungerichteten Antenne auf die Richtantenne um. Durch die räumliche Ausrichtung der Station (Stern Canopus und Sonne) war diese Richtantenne anfänglich ständig auf die Erde orientiert.

Bei der Annäherung an den Mars ist vorgesehen, daß zwei Sensoren in Tätigkeit treten. Der erste besitzt ein größeres Gesichtsfeld und wird, nachdem das Marslicht den zweiten Sensor in Tätigkeit gesetzt hat, abgeschaltet. Das wissenschaftliche Programm, das bezüglich des Mars ausgeführt werden soll, wird etwa sechs bis zehn Stunden in Anspruch nehmen. Vor der Fernsehkamera und den Massensensoren befindet sich ein Abdeckungsschild, welches von dem Zeitprogrammschalter durch einen „Funkbefehl“ abgesprengt wird.

Nachdem die Marssensoren in Tätigkeit getreten sind, wird durch ein automatisches System, welches von den Marssensoren gesteuert wird, eine Plattform, in der sich die Optik für die Fernsehanlage befindet, in Richtung auf die Oberfläche dieses Planeten geschwenkt. Das Bildaufzeichnungsbandgerät ist vorher durch einen Befehl der zentralen Steuerungsanlage dieser Sonde eingeschaltet worden. (Während des Starts von Mariner 4 war diese Anlage bereits erstmalig in Bewegung, um zu verhindern, daß durch den Beschleunigungsdruck mechanische Schäden an dieser Anlage entstehen können. Bei Brennschluß der letzten Stufe ist das Bandgerät durch die zentrale Steuerungsanlage ausgeschaltet worden.)

Während des Vorbeifliegens sollen 22 Aufnahmen mit der Fernsehkamera gewonnen werden. Diese Bilder werden zunächst auf Band gespeichert. Erst nachdem Mariner 4 den Mars passiert hat (wenn die vorgesehenen Bahnwerte exakt erreicht werden, fliegt

Mariner 4 nicht durch den Schatten des Mars), sollen diese Bilder übertragen werden. Die Übertragung eines Bildes würde acht Stunden und zwanzig Minuten beanspruchen. Zwischen der Übertragung jedes Bildes sollen eine Stunde und dreißig Minuten technische Meßwerte gesendet werden. Für den Fall, daß Mariner 4 noch längere Zeit funkttechnisch zu erreichen ist, hat man eine zweimalige Übertragung aller Fernsehbilder vorgesehen.

Beim Passieren des Planeten Mars hat Mariner 4 eine Erdentfernung von rund 240 Millionen Kilometern. Man hofft, noch über größere Entfernungen Funkverbindung mit dieser Sonde aufrechtzuerhalten.

Astronomische Ergebnisse der Astronautik

Weitere Möglichkeiten der astronomischen Forschung

KARL-HEINZ NEUMANN

Der einem Artikel zur Verfügung stehende Raum reicht bei weitem nicht aus, um alle bisher erzielten astronomischen Ergebnisse, die mit Hilfe von Raumflugkörpern gewonnen wurden, auch nur annähernd darzustellen, geschweige denn, über die in der Zukunft sich bietenden Möglichkeiten ausführlich zu berichten. In einem Artikel lassen sich meist nur die Ergebnisse eines ganz speziellen, recht eng begrenzten Gebietes darstellen. In einem früher erschienenen Beitrag (Astronomie und Raumfahrt, 1964, H. 3, S. 71) wurde vom Verfasser bereits versucht, einen Überblick über die bisherigen Ergebnisse bei der Untersuchung der kosmischen Strahlung zu geben. Der vorliegende Beitrag wird sich im wesentlichen mit der Untersuchung der elektromagnetischen Wellenstrahlung befassen.

Mit Hilfe von Forschungsraketen, künstlichen Erdsatelliten sowie Raumsonden ist es möglich, Meßinstrumente in Gebiete zu transportieren, die sich von den Umweltsbedingungen der Erdoberfläche, von wo aus vor Beginn der aktiven Raumfahrt praktisch alle astronomischen bzw. astrophysikalischen Messungen und Untersuchungen ausgeführt werden mußten, grundsätzlich unterscheiden. Schon in Höhen von etwa 100 Kilometern an ergeben sich neue Möglichkeiten für astrophysikalische Messungen oder Untersuchungen. Je größer die Höhe ist, in der sich der Meßkörper befindet, desto günstiger werden die Untersuchungsbedingungen, da ein immer größerer Teil der Atmosphäre bzw. schließlich der Ionosphäre sich unterhalb dieses Meßkörpers befindet und keine Absorptions- bzw. Verfälschungswirkungen mehr hervorrufen kann.

Als gebotene Möglichkeiten für die astronomische Forschung unter Verwendung von Raumflugkörpern (bemannt oder unbemannt) kann man sechs Hauptpunkte hervorheben:

1. Grundsätzliche Erweiterung des Bereiches der elektromagnetischen Wellenstrahlung, die sich untersuchen läßt.

Von der Erdoberfläche aus kann man elektromagnetische Wellenstrahlung nur im Bereich zwischen 3000 Å bis zu 15 m Wellenlänge untersuchen, wobei im Mikrowellen- und Infrarotbereich noch eine Reihe von Unterbrechungen auftreten (hauptsächlich hervorgerufen durch den Wasserdampf der irdischen Atmosphäre). Im interplanetaren Raum dagegen ist es möglich, Untersuchungen der elektromagnetischen Wellenstrahlung im Bereich zwischen $3 \cdot 10^{-5}$ Å bis zu drei Kilometern Wellenlänge auszuführen. Man kann also jetzt anstelle von einem Wellenlängenbereich von fünf Zehnerpotenzen einen Wellenlängenbereich von achtzehn Zehnerpotenzen untersuchen. Wie noch näher zu zeigen sein wird, ist die obere Grenze von drei Kilometern Wellenlänge durch die Elektronen im interplanetaren Raum bedingt.

2. Erzielung eines höheren Auflösungsvermögens bei der visuellen und fotografischen Anwendung optischer Instrumente.

Infolge Fehlens der Atmosphäre entfällt die hauptsächlich durch thermische Luftbewegung bedingte Begrenzung des Auflösungsvermögens eines optischen Instrumentes. Das gilt vor allem für Instrumente mit großer Öffnung. Die atmosphärische Extinktion sowie die Refraktion entfallen vollkommen. Bei astronomischen Instrumenten lassen sich Vergrößerungen anwenden, die nur durch die Beugungsschärfe begrenzt wären.

3. Es gibt keine Aufhellungen des Himmelshintergrundes, wodurch — präzise Nachführung vorausgesetzt — sich die Belichtungszeiten für fotografische Himmelsaufnahmen in starkem Maße steigern ließen. Der irdische Nachthimmel ist durch Lichtstreuungseffekte in der unteren Atmosphäre und durch das Nachhimmelsleuchten geringfügig aufgehellt.
4. Bei den astrophysikalischen Messungen gibt es keinerlei Störungen durch das irdische Magnetfeld.
5. Es lassen sich Experimente zu himmelsmechanischen Problemen ausführen. Das gleiche gilt für geodätische Probleme.
6. Schließlich ist es möglich, Meßinstrumente direkt in das zu untersuchende Medium bzw. an oder auf den zu untersuchenden Himmelskörper zu transportieren. Diese letztgenannte Möglichkeit dürfte wohl die größten Fortschritte in der astrophysikalischen Forschung sichern (Vergl. Entdeckung der Strahlungsgürtel der Erde).

Wenn sich auch für den größten Teil der zu erwartenden Untersuchungen die notwendigen Meßinstrumente vorbereiten lassen bzw. neue Meßinstrumente schon entwickelt und eingesetzt worden sind, so werden doch die in den sechs Punkten zusammengefaßten vielfältigen neuen Möglichkeiten sicher zu unerwarteten Ergebnissen führen. Daraus wird sich zweifellos die Notwendigkeit ergeben, neue Meßmethoden und neue Meßinstrumente zu entwickeln. Die Entdeckung der irdischen Strahlungsgürtel hat diese Notwendigkeit bereits demonstriert. Um nur ein zukünftiges Beispiel zu nennen: Denken wir daran, daß es in einigen Jahren oder vielleicht auch erst in einem Jahrzehnt interessant oder auch notwendig sein wird, die interstellare Absorption im ultravioletten oder im infraroten Bereich des Spektrums zu untersuchen. Denken wir an das Problem, Ultraviolett- oder Infrarotwolken im interstellaren Raum abzubilden. Allein dieses Problem macht — wie leicht einzusehen ist — die Entwicklung neuer instrumenteller Techniken nötig.

Natürlich sind die Möglichkeiten, die sich aus der Anwendung der Astronautik für die astrophysikalische Forschung ergeben, keineswegs unbegrenzt. Betrachten wir sinnvoller Weise nur die heute in etwa überblickbaren Möglichkeiten der Raumfahrt. Wir wollen hier als Reichweite die Dimensionen unseres Planetensystems zugrunde legen. Das dürfte, grob abgeschätzt, die Entwicklung der Astronautik für die nächsten hundert Jahre einschließen. Daraus lassen sich einige — vorläufig als unmöglich zu betrachtende — Aufgaben ableiten.

Es würde z. B. eine Aufnahme unserer Galaxis aus einer Entfernung von 10 000 Lichtjahren außerhalb der Galaxis, die mit einer einfachen Amateur-Box-Kamera gewonnen ist, uns bessere und exaktere Aufschlüsse über die Struktur unserer Galaxis liefern, als sämtliche bisher ausgeführten optischen und radioastronomischen Untersuchungen. Die jetzt noch umstrittene exakte Form der Spiralstruktur unserer Galaxis ließe sich z. B. auf einen Blick erkennen.

Die Erlangung eines derartigen Bildes ist aber ein Problem, daß nach unseren bisherigen Vorstellungen über die weiteren Entwicklungen der Raumfahrt zu einer unmöglich zu lösenden Aufgabe gehört.

Zu weiteren Problemen, deren Lösung zumindestens in den nächsten hundert Jahren kaum möglich sein wird, gehört die Messung der kontinuierlichen Lyman-Strahlung von Fixsternen. Diese Strahlung kann z. B. ionisiertes Wasserstoffgas nicht durchdringen. Nur ein Raumschiff, das direkt an die Oberfläche eines Sternes gelangte, könnte das Lyman-Kontinuum beobachten. Daß das nach unseren heutigen Vorstellungen unmöglich ist (stellen wir uns einen Raumflugkörper direkt an der Sonnenoberfläche vor!), läßt sich leicht einsehen.

Das gleiche gilt für die Radioastronomen. Auch für sie gibt es eine obere Grenze in der Wellenlänge. Radiostrahlung mit Wellenlängen von größer als drei Kilometern

(100 kHz) wird im interplanetaren Gas praktisch vollkommen absorbiert. Schon eine Elektronenkonzentration von 100 Elektronen pro cm^3 bewirkt eine vollständige Absorption einer Strahlung von 100 kHz. Im interplanetaren Raum kann sich eine Radiostrahlung von 90 kHz z. B. bis zur vollständigen Absorption nur über eine Entfernung von einer astronomischen Einheit ausbreiten. Das bedeutet, daß radioastronomische Beobachtungen extraterrestrischer oder extragalaktischer Objekte im Wellenlängenbereich über drei Kilometer Wellenlänge praktisch unmöglich sind. Es sei denn, man bringt den Raumflugkörper sehr dicht an das zu untersuchende Objekt heran.

Diese kurzen allgemeinen Einführungen mögen zeigen, daß die praktische Raumfahrt für die Erweiterung unserer astrophysikalischen und astronomischen Erkenntnisse vollkommen neue, bisher nicht mögliche Untersuchungen erlaubt, daß allerdings auch hier – wie in wenigen Beispielen gezeigt – wiederum Grenzen sichtbar werden.

Wenden wir uns nun mehr den Problemen der Untersuchung der Röntgen- und Gammastrahlung zu:

Die Röntgenstrahlung aus dem kosmischen Raum tritt auf zweierlei Art auf. Als erstes in Form von diskreten Linien im Spektrum der Sonne bzw. in den Spektren anderer Sterne. Diese diskrete Röntgenstrahlung entsteht durch Energieaustausch in den inneren Elektronenhüllen der Atome. Als zweites finden wir die kontinuierliche Röntgenstrahlung, die als thermische Strahlung auftreten kann und bei der Kollision von Atomen bzw. als Bremsstrahlung entsteht. Bei der interstellaren Röntgenstrahlung mag als stärkere Energiequelle, die magnetische Bremsstrahlung (auch Schwingenstrahlung oder Synchrotron-Strahlung genannt) in Frage kommen. Die energiereichen Elektronen bewegen sich hierbei durch Magnetfelder im intergalaktischen Raum, wobei eine kontinuierliche Strahlung entsteht, die im Bereich der Röntgenstrahlung besonders intensiv ist. Ferner wird kontinuierliche Röntgenstrahlung in einigen Bereichen, in denen intensive Gammastrahlung auftritt, so z. B. im Zentrum unserer Galaxis, bei kollidierenden Galaxien oder anderen Radioquellen ebenfalls emittiert werden.

Es ist überhaupt so, daß es zwischen der Röntgenstrahlung und der Gammastrahlung keine scharf definierbare Grenze gibt. So entsteht z. B. bei Kernbeschleunigungsanlagen eine intensive kontinuierliche Röntgenstrahlung, die in den Wellenlängenbereich der Gammastrahlen fällt.

Genausowenig scharf ist die Grenze zwischen Röntgenstrahlung und ultravioletter Strahlung. Das optische Ultraviolettpektrum, das bei Energieübergängen an den äußeren Elektronen entsteht, tritt mitunter bei hochionisierten Atomen in Bereichen auf, die eindeutig zum Wellenlängenbereich der Röntgenstrahlung gehören. Um ein Beispiel zu nennen: Die Resonanzlinien vom FeXIV, das ist eine der verbotenen Linien im sichtbaren Bereich des Spektrums, fallen in einen Wellenlängenbereich kleiner als 50 Å.

Die Untersuchungen im Bereich der Röntgen- und Gammastrahlung leiten sozusagen ein neues Kapitel in der astronomischen Forschung ein. Zu der Beobachtung in diesen Strahlungsbereichen werden vollkommen neue Meßinstrumente nötig. Die ersten Beobachtungen im Bereich der Gammastrahlung wurden mit dem amerikanischen Satelliten Explorer XI ausgeführt. Die erhaltenen Meßergebnisse sollen zufriedenstellend gewesen sein. Dieser am 27. April 1961 gestartete Satellit hatte eine Flugbahn zwischen 482 und 1792 km Höhe bei einer Bahnneigung von $28^\circ 7'$.

Die jeweilige räumliche Orientierung des Satelliten konnte durch die Anzeige von Sonnen- und Erdsensoren festgestellt werden. Sein Meßinstrument hatte ein Gesichtsfeld von 15° . Es wurden Intensität und Einfallrichtung der Gammastrahlung in einem Spektralbereich von 10^{-4} Å festgestellt. Dabei wurde auch die Intensität der solaren Gammastrahlung gemessen.

Die ersten Beobachtungen der solaren Röntgenstrahlung gehen auf das Jahr 1949 zurück, wo von seiten der USA und wenig später auch von der Sowjetunion bei Raketenanstiegen erste Messungen der Röntgenstrahlungsintensität der Sonne erfolgten. In späteren Jahren, erstmalig im November 1957 durch Sputnik 2, wurden in der Sowjetunion auch Satelliten für diese Untersuchungen eingesetzt. Auch die USA verwandten in den nachfolgenden Jahren Satelliten zu Röntgenstrahlenuntersuchungen. Bei diesen Messungen interessierte vor allem der Bereich von 2 bis 20 Å.

Betrachten wir nun, welche Quellen für Gamma- und Röntgenstrahlung im interstellaren Raum in Frage kommen.

Eine weiche Gammastrahlung wird durch den radioaktiven Zerfall von interstellaren angeregten Atomen auftreten, wobei die Wellenlänge dieser weichen Gammastrahlung im Bereich von $2 \cdot 10^{-3}$ bis $6 \cdot 10^{-2}$ Å liegen wird. Es kann sich dabei um das radioaktive K^{40} und Tl^{208} handeln. Abschätzungen über die Intensität dieser Strahlung deuten darauf hin, daß sie über der Entdeckungsgrenze der z. Z. leistungsfähigsten Detektoren liegt.

Eine weiche Gammastrahlung wird auch bei der Fusion leichter Elemente auftreten, sowie bei der Zerstrahlung von Elektronen mit Positronen.

Eine harte Gammastrahlung im Wellenlängenbereich von $5 \cdot 10^{-5}$ bis $6 \cdot 10^{-4}$ Å entsteht beim Zerfall neutraler pi-Mesonen und bei der Zerstrahlung von Kernen mit Antikernen. Der Vorgang beim Zerfall neutraler pi-Mesonen ist folgender: Ein hoch-energetisches Proton der primären kosmischen Strahlung trifft auf ein Teilchen des interstellaren Gases, sagen wir einen Wasserstoffkern. Dieser wird gespalten, wobei ein neutrales pi-Meson entsteht. Dieses zerfällt sehr schnell in zwei Gammaphotonen, die in entgegengesetzter Richtung davonfliegen.

Als Entstehungsorte der Gammastrahlung müssen wir Sonneneruptionen, Reste von Supernovae, wie z. B. den Crab-Nebel, den Kern der Galaxis, kollidierende extragalaktische Systeme u. a. annehmen.

In zahlreichen Radioquellen mit turbulenter hydromagnetischer Strömung wird ebenfalls Gammastrahlung aber auch Röntgenstrahlung entstehen.

Als weitere Quelle kommen A-Sterne mit stark wechselndem Magnetfeld als Strahlungsquelle in Frage. Gammastrahlung wird dabei durch Kerne im angeregten Zustand erzeugt werden und Röntgenstrahlung durch Bremsstrahlung von Elektronen. Die Beobachtung der Röntgenstrahlung wird Rückschlüsse auf hydromagnetische Kräfte bei der Sonne und bei anderen Sternen zulassen.

Auch unsere Sonne ist eine Strahlungsquelle für weiche Röntgenstrahlung im Wellenlängenbereich kleiner als 80 Å. Der Ursprung der diskreten Linien ist in angeregten Ionen des Koronagases zu suchen. Dazu kommt ein thermisch bedingtes Kontinuum und ein Kontinuumsanteil durch Bremsstrahlung.

Diese Röntgenstrahlung ist praktisch immer vorhanden, also auch bei ruhiger Sonne. Bei Eruptionen tritt eine Verstärkung der Strahlungsintensität auf. Die Strahlungsquellen sind in diesem Fall die Koronakondensationen. Dagegen bleibt die Lyman-Alpha-Linie im UV-Bereich praktisch konstant.

Daß die Sonnenkorona die Quelle der kurzwelligen Strahlung ist, konnte durch Röntgenstrahlungsbeobachtungen während totaler Sonnenfinsternisse nachgewiesen werden. Die gesamte Strahlung im Wellenlängenbereich kleiner als 100 Å kommt aus der Korona, die von der Oberfläche ausgehende Röntgenstrahlung kann die Korona nicht durchdringen.

Zahlreiche Messungen der solaren Röntgenstrahlung im Wellenlängenbereich von 2 bis 20 Å wurden in der Sowjetunion ausgeführt. Dazu wurden geophysikalische Höhenraketen seit 1959, die beiden unbemannten Raumschiffe 2 und 3 und schließlich

während der totalen Sonnenfinsternis vom 15. Februar 1961 geophysikalische Höhenraketen, die während der Totalität die Röntgenstrahlungsmessungen ausführen, eingesetzt. (Die Ergebnisse der Röntgenstrahlungs- und Gammastrahlungsmessungen, die mit verschiedenen Satelliten der Kosmosserie ausgeführt wurden, sind hier noch nicht berücksichtigt, da hierüber z. Z. noch zu wenig Veröffentlichungen vorliegen.

Als Meßinstrumente wurden in der Sowjetunion spezielle Photonen-zähler mit wechselnden Filtern aus Beryllium und Aluminium verwendet. Eine besondere Kontrollanlage verhinderte bei den Satelliteninstrumenten eine Verfälschung der Meßwerte beim Durchfliegen der unteren Gebiete des inneren Strahlungsgürtels in Höhen von 200 bis 300 km über den geographischen Breiten von 30° Süd bis 35° Nord. Einige der Meßwerte seien kurz angeführt. Beim Aufstieg von zwei geophysikalischen Höhenraketen am 21. Juli 1959, die eine maximale Höhe von 160 km erreichten, wurde ein Energiefluß von $7,3 \cdot 10^{-4}$ und $3,2 \cdot 10^{-4}$ erg/cm² sec gemessen. Die entsprechende Elektronentemperatur betrug $4,5 \cdot 10^6$ Grad K.

Beim Flug des zweiten sowjetischen unbemannten Raumschiffes vom 19. zum 20. August 1960, das in einem Höhenbereich zwischen 305 km und 320 km die Erde umrundete, wurde ein mittlerer Energiefluß von $7,6 \cdot 10^{-4}$ erg/cm²sec festgestellt. Ein sehr starker Anstieg des Strahlungsflusses war während einer Sonneneruption der Stärke 2+ zu verzeichnen.

Beim Flug des dritten unbemannten sowjetischen Raumschiffes vom 1. zum 2. Dezember, das im Höhenbereich zwischen 180 und 249 km die Erde umkreiste, stellte man als mittleren Wert des Strahlungsflusses etwa $2,4 \cdot 10^{-4}$ erg/cm²sec fest. Die entsprechende Elektronentemperatur machte $2 \cdot 10^6$ Grad K aus.

Mit den während der totalen Sonnenfinsternis im Mondschatten befindlichen geophysikalischen Raketen wurde ein Strahlungsfluß von $8 \cdot 10^{-5}$ erg/cm²sec gemessen. Reduziert man diesen Wert auf die unverfinsterte Sonne, so erhält man $4 \cdot 10^{-4}$ erg/cm²sec, die entsprechende Elektronentemperatur machte $1,2 \cdot 10^6$ Grad K aus.

Fortsetzung folgt

Beobachtung des Vogelzuges vor der Mondscheibe

Aufruf zur Mitarbeit an alle Sternfreunde, Volks- und Schulsternwarten

HELMUT WOLF

Wohl jeder Sternfreund, der systematisch oder gelegentlich den Mond beobachtet, hat im Herbst oder Frühjahr schon einmal den Vogelzug vor der Mondscheibe gesehen und sich dabei gewundert, zu welchen Massenwanderungen es hierbei kommen kann. 2000 Vögel pro Stunde vor der wirklich nicht großen Mondscheibe sind keine Seltenheit. Voraussetzung zur Beobachtung ist allerdings der Besitz eines astronomischen Fernrohres von wenigstens 80 mm, besser 130 mm Öffnung und von ausreichender Vergrößerung, um auch die kleinsten Vögel bei Entfernungen von zwei oder drei Kilometern, gelegentlich auch weiter, auflösen zu können.

Kleine Fernrohre, wie sie üblicherweise den Ornithologen zur Verfügung stehen, schaffen das nicht mehr. Große astronomische Fernrohre sind bisher, nach Durchsicht der erreichbaren Schriften über den Vogelzug, noch kaum eingesetzt gewesen. Hier gilt es eine Lücke in der Beobachtungstechnik zu schließen. Schon einmal haben Sternfreunde die Ornithologen bei der Erforschung des Vogelzuges wirksam unterstützt, als im Bremer Kleinplanetarium die Orientierung der Grasmücken nach den Gestirnen beim Zug nach dem Süden einwandfrei nachgewiesen werden konnte. Jetzt eröffnet sich allen Sternfreunden, die ein größeres astronomisches Fernrohr benutzen, die

Möglichkeit auf einem Gebiet mitzuarbeiten, das noch keineswegs restlos ausgeschöpft ist und das verspricht, die heutigen umfangreichen Kenntnisse über den Vogelzug noch entscheidend zu vermehren.

Die Radarbeobachtungen des Vogelzuges, die in den letzten Jahren durchgeführt wurden, haben zwar den Vorteil, daß sie bei Tag und Nacht über den ganzen Himmel und unabhängig von jeder Wetterlage durchgeführt werden können, sie haben aber den Nachteil, daß sie nur die Großvögel und die in Schwärmen fliegenden Kleinvögel erfassen. Die große Zahl der Alleingänger mittlerer und kleiner Größen erfassen sie nicht.

Sternfreunde, die den Vogelzug schon beobachtet haben oder künftig Gelegenheitsbeobachtungen (oder auch systematische Beobachtungen) anstellen wollen, werden deshalb zur Mitarbeit aufgerufen.

1. Was soll beobachtet werden?

Der Herbstzug der Vögel nach dem Süden von Mitte August bis Ende November und der Frühjahrszug der Vögel in das Brutgebiet von Ende Februar bis Anfang Mai. Ein Vorüberflug eines einzelnen Vogels – besonders außerhalb der genannten Zeiten – ist hier nicht vom Interesse, da nicht der gelegentliche Flug eines Nachtvogels vor der Mondscheibe beobachtet werden soll, sondern der Vogelzug, die Massenwanderung nach dem Süden, die Flucht vor dem Winter und der Rückflug in die Brutreviere.

2. Wann soll der Flug beobachtet werden?

Jederzeit, wenn der Mond – besonders der Vollmond – in den genannten Monaten am Himmel steht. Die Zeit zwischen Abenddämmerung und etwa zwei Uhr morgens wird dabei von den meisten Vögeln bevorzugt.

3. Was ist zu beobachten?

- a) Die Anzahl der Vögel, die pro Zeiteinheit (zweckmäßig sind fünf Minuten Zählzeit) vor der Mondscheibe vorüberfliegen, möglichst getrennt nach Großvögeln (z. B. Reiher) mittelgroßen Vögeln (z. B. Enten), Kleinvögeln von Amsel- und Sperlingsgröße. Sehr schnell erfaßt der Beobachter diese Dreiteilung. Sie bietet sich direkt an. Die Großvögel heben sich tiefschwarz vor der hellen Mondscheibe ab. Man kann sie an Hand ihrer Silhouette und ihres Flügelschlags direkt nach Vogelfamilien bestimmen. Bei den Vögeln mittlerer Größe fallen die Enten besonders auf (gestreckter Körper, schneller Flügelschlag). Die große Zahl der Kleinvögel zieht nur als undefinierbarer, mückengroßer Schatten über die Mondscheibe.
- b) Die Zugrichtung: Beachte die Bildumkehr beim astronomischen Fernrohr und durch eventuell verwendete Prismen; beachte auch die perspektivische Verzerrung der Zugrichtung bei niedrig stehendem Mond. Eine Kontrolle mit dem Feldstecher, der meist die Großvögel zeigt, ist lohnend und bewahrt vor Irrtümern.
- c) Die Zugentfernung und daraus mit Hilfe der aus dem Sternkalender zu entnehmenden Mondhöhe die des Vogelzuges. Die Entfernung kann leider nur geschätzt werden. Am besten ist es, wenn man notiert, wieviel Prozent des Monddurchmessers die Spannweite der größten Vögel ausmacht.

4. Wie lange soll beobachtet werden?

Solange es die Zeit der Sternfreunde erlaubt. Es ist einleuchtend, daß Beobachtungen über eine ganze Nacht – wenn der Zug solange anhält – wertvoller sind, als eine Einzelbeobachtung. Diese kann aber auch sehr wertvoll sein, wenn an anderen Orten in derselben Nacht beobachtet wurde, um Frequenzvergleiche zu haben oder um überhaupt die Verteilung der Flugtage über die fraglichen Monate zu erfassen.

5. Wie oft ist in den genannten Monaten bei Mondschein mit dem Vogelzugphänomen zu rechnen?

Massenwanderungen, um deren Zug solange anhält, es sich hier handelt, kommen nur in wenigen Nächten bei günstiger Wetterlage vor. Leichter Rückenwind und klares Wetter begünstigen den Vogelzug. Im Frühjahr ist, schon wegen der Verluste im Winterquartier, mit geringeren Frequenzen zu rechnen.

6. Welcher Fernrohrtyp ist zur Beobachtung geeignet?

Alle Refraktoren und Reflektoren mit leistungsstarker Optik ab 80 mm Öffnung. Größere Fernrohre werden mehr erfassen als kleine, besonders geeignet erscheinen Öffnungen um 130 mm.

7. Welche Vergrößerung ist zu wählen?

Die stärkste Vergrößerung, die den Mond noch unbeschnitten im Gesichtsfeld des Okulars zeigt (oft 80- bis 100fache Vergrößerung).

8. Sind Farbfilter zu benutzen?

Ein helles Gelb- oder Grünfilter kann zur Dämpfung des blendenden Mondlichtes und zur Hebung des Kontrastes angenehm empfunden werden.

9. Worauf ist zu fokussieren?

Auf die Mondoberfläche. Tieffliegende Vögel sind wegen zu raschem Vorüberflug und wegen zu kleinem tatsächlichen Gesichtsfeld des Fernrohrs nicht zu erfassen.

10. Wie oft sind Zählungen im Laufe einer Nacht vorzunehmen?

Etwa alle 30 bis 60 Minuten, wenn man es nicht vorzieht, laufend zu beobachten. Aber auch eine einzelne Zählung über einen Zeitraum von wenigstens fünf Minuten Dauer ist, wie oben ausgeführt wurde, von großem Interesse.

11. Welche Aufgaben soll eine Vogelzugmeldung enthalten?

a) Ort – b) Tag und Stunde – c) Uhrzeit und Dauer der Zählung – d) Gesamtzahl der beobachteten Vögel, evtl. nach Größen geordnet – e) Instrument nach Typ, Öffnung, Brennweite, Vergrößerung, benutztem Filter – f) Durchsicht der Atmosphäre – g) Bewölkung – h) Windrichtung und -geschwindigkeit, soweit erfassbar – i) Zugrichtung – k) geschätzte Entfernung des Zuges und daraus die berechnete Zughöhe – l) besondere Beobachtungen.

12. Welches sind die Standardwerke über Vogelzugkunde?

a) E. Schütz, Vom Vogelzug, Grundriß der Vogelzugkunde 1952, Verlag Dr. P. Schöps, FfM.
b) G. Creutz, Geheimnisse des Vogelzuges, Neue Brehm Bücherei, Nr. 75, Ziemsen-Verlag, Wittenberg.

13. Wie viele Jahre soll beobachtet werden?

Bei Beteiligung einer nennenswerten Anzahl von Sternfreunden kann das Unternehmen in drei Jahren abgeschlossen werden.

14. Wohin sind die Meldungen zu senden?

Sammelstelle soll die Urania-Sternwarte Jena, Hausbergstraße 10, sein. Die Auswertung erfolgt voraussichtlich durch die Vogelsternwarte auf Hiddensee (DDR).

15. Die Sternfreunde werden laufend über die Ergebnisse des gemeinsamen Unternehmens unterrichtet werden. Niemand halte seine Beobachtungen für unwesentlich. Nur aus vielen kleinen und meist Gelegenheitsbeobachtungen aus möglichst vielen Beobachtungsorten kann ein klares Bild zu den genannten Problemen gewonnen werden.

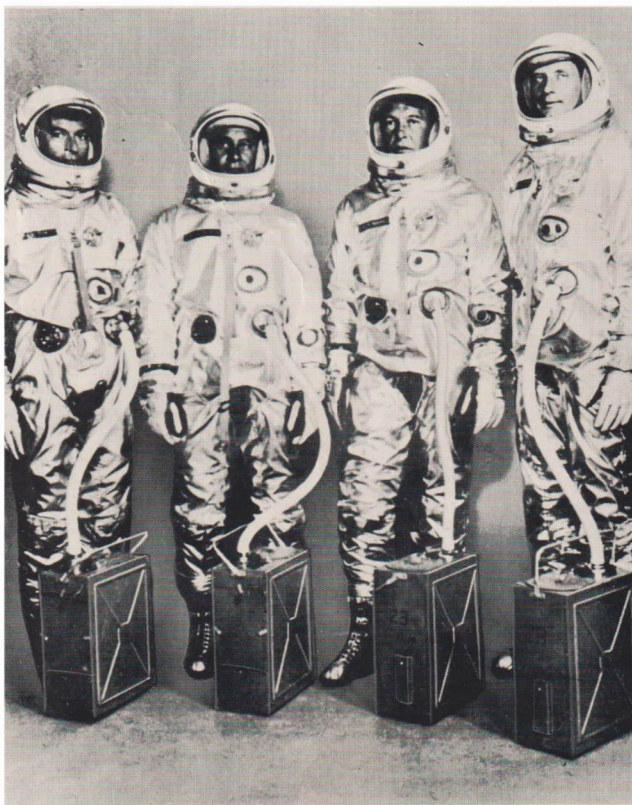
Asphärische Spiegel

Ihre Anwendung in Astronomie und Astronautik

Ing. MAX RÖTSCH

Noch in der zweiten Hälfte des 19. Jahrhunderts konnte man von einer Ära der Refraktoren sprechen. Doch änderte sich dies zu Beginn des 20. Jahrhunderts, als die großen und modernen Spiegelteleskope aufkamen. In Deutschland wurde das bisherige Privileg der Refraktoren zum ersten Male gebrochen, als das 72-cm-Spiegelteleskop von Carl Zeiss, Jena, 1904 an die Heidelberger Sternwarte geliefert wurde und in die Hände des tüchtigen Astronomen Max Wolf kam.

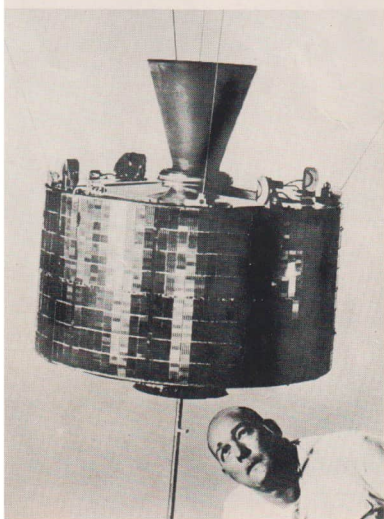
Die neuen Herstellungsmethoden großer Spiegel trugen dazu bei, die Qualität der astronomischen Spiegel wesentlich zu verbessern. Es gelang den Zeiss-Werken, asphärische Kurven nicht nur zu polieren, sondern auch zu schleifen. Heute sind die Spiegelteleskope das wichtigste astronomische Forschungsmittel. Vom 60-cm-Spiegel Ritschys führte der Weg geradlinig über den 60-Zöller- und den 100-Zöller-Spiegel des Mount-Wilson-Observatoriums zum 5-m-Spiegel auf dem Mount Palomar. Mit Hilfe der neuesten technischen Methoden in der Herstellungstechnik entstanden Spiegelteleskope mit einer Leistung, die weit über die der größten Linsen-Fernrohre hinausgeht. Man



Die für den ersten Gemini-Raumflug ausgewählten amerikanischen Astronauten (von links nach rechts) John W. Young und Virgil L. Grissom mit den zunächst als Ersatzleuten für dieses Projekt vorgesehenen Walter M. Schirra und Thomas P. Stafford in ihren Weltraumanzügen.



Oben: Leitzentrale zur Steuerung des Fluges einer Saturn-Rakete in Cape Kennedy auf Florida.



Links: Der Nachrichtensatellit Syncom III, der sich bei der Übertragung der Fernsehbilder während der letzten Olympischen Sommerspiele ausgezeichnet bewährt hat.

konnte die Entwicklung der astronomischen Fernrohre gelegentlich als Wettbewerb zwischen Linzen- und Spiegel-Systemen auffassen. Welcher Instrumententyp ließe sich mit überlegener Leistungsfähigkeit und Vollkommenheit herstellen? So lautete die Frage. Die Spiegelteleskope hatten den Vorteil der vollständigen chromatischen Korrektur. Doch fiel die endgültige Entscheidung in diesem Wettbewerb erst in den dreißiger Jahren unseres Jahrhunderts. Es wurde das Spiegelteleskop gewählt.

Von den bisher bekannten Spiegelteleskopen kommen heute nur noch das Newton'sche und das Cassegrain'sche System in Frage. Beide Typen haben als Objektiv einen Parabolspiegel. Es ist bekannt, daß das Paraboloid die Eigenschaft besitzt, parallel zur Rotationsachse verlaufende Strahlen im Brennpunkt des Paraboloids zum Schnitt kommen zu lassen, d. h., es können nur Objekte, die in unendlicher Ferne auf der Achse liegen, fehlerfrei abgebildet werden. Sind dagegen die Objekte in unendlicher Ferne zur Achse geneigt, so treten wesentliche Aberrationen ein. Vor allem ist der Koma-Fehler stark ausgeprägt.

Problematisch wurde allerdings die Situation, als Spiegelteleskope in erhöhter Weise für die Himmelsphotographie eingesetzt werden sollten. Für diesen Zweck war nicht nur eine Vergrößerung des Bildfelds, sondern auch eine Steigerung der Lichtintensität, also des Öffnungsverhältnisses, zur Bedingung geworden.

Bekannt sind die Mängel, die an Parabolspiegeln besonders bei außeraxialen Strahlenbündeln auftreten. Es galt nun, diese Aberrationen zu korrigieren. Bereits 1905 schuf F. Bieske Korrektionspiegel, die die Koma der parabolischen Hauptspiegel in einem gewissen Grade aufheben sollten.

Spiegelsystem nach Schwarzschild

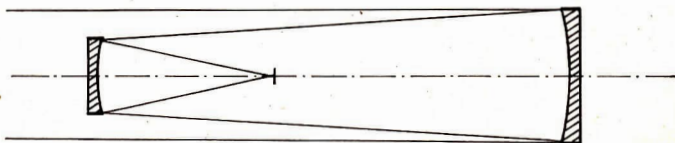


Abb. 1

Zu einem bedeutenden Fortschritt auf dem Gebiete der Verbesserung der Astrospiegel kam es aber erst durch die hervorragenden theoretischen Arbeiten des bekannten Mathematikers Carl Schwarzschild. Mittels Anwendung der Eikonale – das ist der Ausdruck in der theoretischen Optik für die Weglänge eines Strahles in einem optischen System – stellte er eine allgemeine Fehlertheorie und Formeln für die fünf Seidel'schen Fehler (Bildfehler) 3. Ordnung auf. Über die fünf Seidel'schen Fehler, ebenso über die zwei chromatischen Aberrationen wurde Näheres in den vorhergegangenen Heften dieser Zeitschrift bereits gesagt.

Schwarzschild hat seine theoretischen Erkenntnisse speziell bei der Untersuchung der Theorie der Spiegelteleskope angewendet. Er stellte sich die Aufgabe, die sphärischen Aberrationen und die Koma-Fehler zu beseitigen. Zu diesem Zwecke konstruierte

er ein Spiegelteleskop, das dem Cassegrain'schen ähnlich, jedoch ein wesentlich größeres und brauchbareres Bildfeld besaß als das Cassegrain'sche System. Bei einem Öffnungsverhältnis von $1 : 3,5$ erscheinen die Sternbilder in einem Bildfeld von 3° fast genau kreisförmig und weisen am Rande einen Durchmesser von etwa $16''$ auf. Selbst bei einem besonders hohen Öffnungsverhältnis von $1 : 1,2$ fand Schwarzschild noch ein brauchbares Bildfeld von etwa 15° . Schwarzschild hatte durch seine eingehenden theoretischen Berechnungen ein Spiegelsystem für astrophotographische Zwecke gefunden, das bei großem Öffnungsverhältnis ($1 : 3$) ein brauchbares Gesichtsfeld von etwa 3° lieferte und somit in den Wettbewerb mit den damals für die Untersuchungen der internationalen photographischen Himmelskarte benutzten sogenannten Normalrefraktoren treten konnte. Die letzteren Instrumente hatten nur ein Öffnungsverhältnis von $1 : 10$, sie waren also wesentlich lichtschwächer und besaßen zudem ein erhebliches sekundäres Spektrum.

Trotz seiner Vorzüge fand das Schwarzschild'sche System keinen Eingang in die Praxis. Das Haupthindernis bildete wohl neben der starken Abschattung durch den Sekundär-Spiegel die Schwierigkeit bei der Herstellung und Prüfung der beiden asphärischen Spiegel, die das Teleskop von Schwarzschild darstellten (siehe Abb. 1).

Eine überraschende Umwälzung trat in der Fertigung von Spiegel-Teleskopen ein, als der Optiker Bernhard Schmidt 1931 ein komafreies Spiegelsystem für die Astrono-

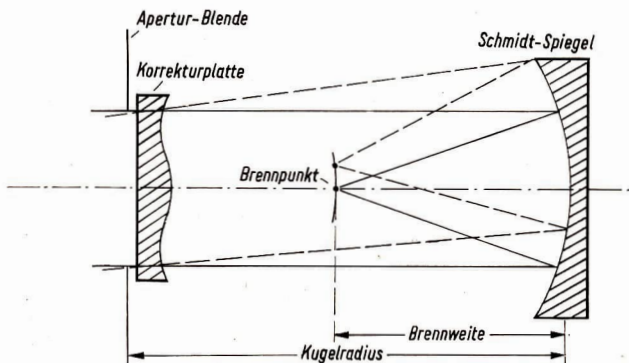


Abb. 2

mie herausbrachte. Man kann von einer Revolution auf dem Gebiete des Spiegelteleskopes sprechen. Bernhard Schmidt war nicht nach langen theoretischen Erwägungen ans Werk gegangen, sondern hatte einen ganz eigenartigen, aber genialen praktischen Weg gewählt, komafreie Spiegel zu fertigen. Seine Idee ist einfach und sensationell. Seine Erfindung hat ihren Siegeszug über die ganze Welt angetreten. Die Art, wie Schmidt die technische Ausführung meisterte, verriet den großen Köhner. Er fertigte für die Bergedorfer Sternwarte einen Planspiegel von 61 cm Durchmesser,

einen Parabolspiegel von 60 cm Durchmesser und 30 m Brennweite sowie einen zweiten dagegen austauschbaren von 55 cm Durchmesser mit 11 m Brennweite.

Wie verfuhr Schmidt bei der Konstruktion seines neuen Spiegelsystems? Die Aufhebung der sphärischen Aberration erreichte er, indem er an den Ort der Öffnungsblende eine schwach gekrümmte Linse oder richtig gesagt, eine schwach deformierte Platte setzte, die die Lichtstrahlen ablenkt. Durch diese Korrekptionsplatte wird dem Strahlenbündel gewissermaßen die sphärische Aberration mit umgekehrtem Vorzeichen aufgeprägt. Wenn sich die Lichtstrahlen nach der Reflexion an dem Kugelspiegel im paraxialen Brennpunkt desselben schneiden, so muß die Platte in der Mitte planparallel sein und nach dem Rande zu die Form einer Negativlinse haben. Die Mittelstrahlen treten dann ohne Ablenkung durch die Platte, die Randstrahlen erfahren die größte Ablenkung. Diese Form der Korrekptionsplatte hat den Nachteil, daß die Randstrahlen nicht nur am stärksten abgelenkt werden, sondern daß sie auch eine, wenn auch nur geringe Farbenzerstreuung erfahren. Um diesen Fehler zu beheben, hat Schmidt eine günstigere Form der Korrekptionsplatte gewählt (siehe Abb. 2). Er gab dem mittleren Teil der Platte die Wirkung einer schwachen Sammellinse und den äußeren Zonen die Form einer Zerstreuungslinse. Wenn dabei die neutrale Übergangszone, in der die Strahlen keine Ablenkung erfahren, 0,886 vom Durchmesser der Korrekptionsplatte mißt, so wird der Farbfehler am kleinsten. Er beträgt nur ein Viertel des Farbfehlers der ersten Korrekptionsplattenform.

Es gelang dem genialen Optiker Schmidt schon im Jahre 1930, ein Spiegelteleskop mit einer Korrekptionsplatte von 36 cm Durchmesser bei nur 5 mm Dicke und einen sphärischen Spiegel von 44 cm Durchmesser mit einer Brennweite von 62,5 cm, also mit einem Öffnungsverhältnis von 1 : 1,74 herzustellen. Die damit erzielten Sternbilder waren über das ganze Feld völlig gleichmäßig rund mit einem Durchmesser von nur 0,03 mm verteilt. Dieser erste Schmidt-Spiegel lieferte auf gekrümmtem Film ein brauchbares Feld von 16°. Bei einem solch großen Öffnungsverhältnis wie es dieser Schmidt-Spiegel besaß, blieben die Leistungen der bisherigen Fernrohrformen weit zurück. Damit wurde eine schon lange als empfindlich empfundene Lücke geschlossen und der Wettbewerb zwischen Spiegelteleskop und Refraktor endgültig zugunsten des ersteren entschieden.

Der Schmidt-Spiegel fand umsomehr Beachtung, als es sich um eine Erfindung handelte, die der Erfinder ohne langwierige theoretische Berechnungen mit größtem Erfolg selbst in die Praxis umgesetzt hat. Die bedeutendsten Vorteile seines Spiegelsystems sind für die astronomische Forschung einmal das große Bildfeld und das andere Mal die große Lichtstärke. Dadurch lassen sich in kürzester Zeit Aufnahmen noch relativ lichtschwacher Objekte ausführen und große Teile des Himmels erfassen.

Heute sind viele Sternwarten mit Schmidt-Spiegeln ausgerüstet. Ein großer und moderner Schmidt-Spiegel wurde in der Sternwarte von Bergedorf eingeweiht. Der optische Teil wurde von den Zeiss-Werken in Jena geliefert. Weitere große Spiegel bis zu 1,2 m Durchmesser sind und werden noch an die verschiedenen Sternwarten, so z. B. nach Mount Palomar, an die Deutsche Akademie der Wissenschaften in Berlin, u. a. m. geliefert. Neuerdings rüsten die Zeiss-Werke in Jena ein Schmidt-Teleskop mit Spiegel von 1,2 m mit einer automatischen Koordinatenvorwahl aus, die das selbständige Einstellen des Gerätes auf das gewünschte Beobachtungsgebiet im Weltall ermöglicht. Dieses Schmidt-Spiegelteleskop wird in die UdSSR geliefert. Das wertvolle Gerät richtet sich nach einem Knopfdruck automatisch auf das gewünschte Ziel, dessen Koordinaten vorher eingestellt wurden. Ein nach modernsten Gesichtspunkten konstruiertes Schaltpult bietet dem Benutzer höchsten Bedienungskomfort; weitere technische Verbesserungen, die die Kontrolle des Beobachtungsvorganges gleichfalls erleichtern, wurden angebracht. Das maximal mehr als 8 m hohe Himmelsfernrohr eignet sich besonders zum photographischen Erfassen großer Flächen des Himmels für fotometrische und spektrofotometrische Zwecke. Das neue Schaltpult mit der vollautomatischen

Koordinatenvorwahl gehört auch zur Ausrüstung der beiden Zwei-Meter-Spiegelteleskope, die im VEB Carl Zeiss Jena gegenwärtig für Sternwarten in der Sowjetunion und der CSSR hergestellt werden. Das oben erwähnte 1,2-m-Schmidt-Spiegelteleskop wird zunächst das lichtstärkste in der Sowjetunion sein. Dieses Instrument soll nicht nur für allgemeine astronomische Beobachtungen, sondern auch bei der Verfolgung des Umlaufs künstlicher Erdsatelliten eingesetzt werden.

Grundsätzlich sei noch über den Schmidt-Spiegel ergänzend bemerkt, daß dieser Spiegel in der Form, wie ihn Bernhard Schmidt einführte, bis heute die einfachste und leistungsfähigste Form eines komafreien Spiegelsystems darstellt; es ist fraglich, ob man überhaupt mit geringerem Aufwand etwas leistungsfähigeres schaffen kann. Gewiß gibt es einige Nachteile des Schmidt-Spiegels. So wäre zu erwähnen, daß die große Baulänge, die das Doppelte der Brennweite ausmacht, das gekrümmte Bildfeld und die schwer zugängliche Lage der Bildfläche nachteilig sind. Bei vignetteteiler Ausnutzung größerer Bildfelder ist es erforderlich, daß der Kugelspiegel größer sein muß als die freie Öffnung, die durch den Korrekionsplattendurchmesser gegeben ist. Den Mindestdurchmesser des Kugelspiegels D_s erhält man näherungsweise aus $D_k = D_s + 2R \sin \alpha$, worin D_k der Durchmesser der Korrekionsplatte, also die freie Öffnung, R der Radius des Kugelspiegels und α das halbe Gesichtsfeld in Grad ist (siehe Abb. 3).

Prinzip des komafreien Kugelspiegels

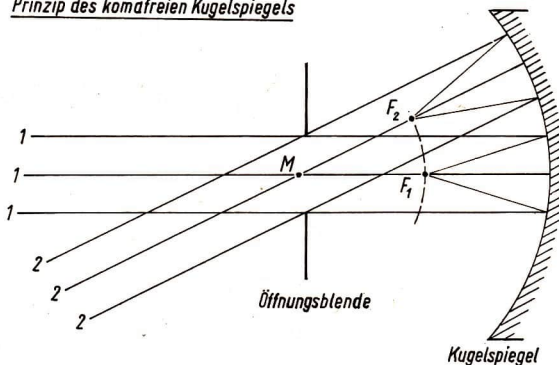


Abb. 3

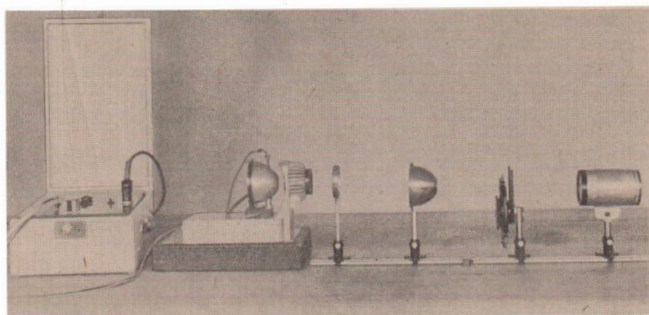
Keiner der Nachteile des Schmidt-Spiegels ist so schwerwiegend, daß dadurch dessen Wert eingeschränkt wird; denn auch heute noch entsprechen die meisten Schmidt-Spiegel in ihrem optischen Aufbau der von Schmidt eingeführten Form.

Man wird dennoch immer nach Modifikationen des Spiegels suchen, die den einen oder anderen Nachteil vermeiden. Man wird aber stets bei diesen Abwandlungen das einfache Prinzip des Schmidt-Spiegels mehr oder weniger aufgeben müssen. Es wird ein höherer optischer Aufwand notwendig sein und in vielen Fällen muß man eine stärkere Abschattung in Kauf nehmen.

Dem Spiegelteleskop von Schmidt ist ein Fernrohrtyp verwandt, über den erstmalig 1944 der sowjetische Optiker D. D. Maksutow berichtete. Auch bei diesen Fernrohren dient ein Kugelspiegel als Objektiv. Die Korrektur der sphärischen Aberration erfolgt durch eine stark durchgebogene Linse, einen sogenannten Meniskus. Interessant ist, daß alle Flächen sphärisch sind und sich somit gut herstellen und prüfen lassen.

Der Verfasser betreibt selbst seit längerer Zeit Versuche mit Rotations-Ellipsoid-Halbspiegeln. Zunächst wurde diese Spiegelart für Mikroprojektion, besonders im polarisierten Licht erfolgreich angewendet. Die große Lichtstärke und die ausgezeichnete Strahlenvereinigung sind Eigenschaften, die die Benutzung von größeren Rotations-Ellipsoid-Halbspiegeln auch für astrophysikalische Zwecke geeignet machen. Bisher hat der Verfasser Halbspiegel bis zu 25 cm Durchmesser herstellen lassen.

Mikro-Projektor nach M. Rötisch



Aus der Literatur

Frankreich errichtet Raketenbeobachtungsanlagen auf den Azoren

Der Bau eigener Kernwaffen führte Frankreich zwangsläufig zur Entwicklung von Langstreckenraketen. Sein Versuchs- und Erprobungsgelände in der algerischen Sahara erscheint ihm nicht mehr genug gesichert zu sein. Es hat daher mit dem Bau neuer Abschußanlagen bei Cayenne in seiner südamerikanischen Kolonie Guayana begonnen. Bereits am 7. April 1964 wurde zwischen Frankreich und Portugal ein Abkommen geschlossen, das Frankreich den Bau von Anlagen auf den Azoren gestattet, um die Raketenstarts von Cayenne kontrollieren und verfolgen zu können. In dem Abkommen wird von Aufgaben „wissenschaftlicher Natur und zum Zweck ballistischer Experimente“ gesprochen.

Italien schließt Abkommen mit Kenia

Wie der Vertreter Italiens im UNO-Weltraumausschuß am 29. November 1964 bekanntgab, hat Italien mit Kenia ein Abkommen geschlossen, das ihm erlaubt, in den Territorialgewässern Kenias nördlich Mombassa eine schwimmende Abschußbasis für sein San-Marco-Projekt zu stationieren.

COMSAT und NASA einigen sich über den Start von „Early Bird“

Die amerikanische Nachrichtensatelliten-Gesellschaft COMSAT und die USA-Weltraumbehörde NASA einigen sich am 23. Dezember 1964 über den Start des Nachrichtensatelliten „Early Bird“ (früher Vogel). Die NASA übernimmt es, den Satelliten zum frühestmöglichen Zeitpunkt nach dem 1. März 1965 auf eine Parkstation 35 000 Kilometer über dem Atlantik zu befördern. Entgelt: 3,5 Millionen Dollar.

G. R.

MITTEILUNGEN



DER DEUTSCHEN ASTRONAUTISCHEN GESELLSCHAFT - MITGLIED DER IAF

Präsident: Dr.-Ing. Ferdinand Rühle, Institut f. Energetik, Leipzig. Vizepräsident: Prof. Dr. Johannes Hoppe, Direktor der Sternwarte Potsdam-Babelsberg der Deutschen Akademie der Wissenschaften zu Berlin. Vizepräsident: Heinz Mielke, Schriftsteller. Sekretär: Dipl.-Gewi. Herbert Pfaffe

XV. INTERNATIONALER ASTRONAUTISCHER KONGRESS, WARSCHAU

Bodenhilfsausrüstungen und Starteinrichtungen im Kennedy-Raumflugzentrum (NASA) für den bemannten Mondflug

ROCCO A. PETRONE

Stellvertr. Direktor für die Programm-Organisation

Der Umfang des Programms für die bemannte Landung auf dem Mond hat zur Entwicklung und Annahme eines neuen Konzepts für die Startoperationen geführt, die sich mit den neuen Erfordernissen des Programms decken sollen. Die Hauptfaktoren, die zur Notwendigkeit einer neuen Lösung führten, sind in den stark erweiterten Dimensionen und der großen Komplexizität des Apollo-Saturn-V-Raumfahrzeuges zu suchen, in der Erfordernis einer beispiellosen Zuverlässigkeit und in der Flexibilität für die Ausführung der Starts in den verschiedensten zeitlichen Abständen. Es hat sich gezeigt, daß diese Anforderungen am besten erfüllt werden können durch die Annahme einer „beweglichen“ Start-Konzeption.

Verglichen mit der herkömmlichen Praxis der Flugkörper-Montage, der Prüfung und dem Start an einem festgelegten Startplatz, sieht das „bewegliche Konzept“ die Überführung des Raumflugkörpers zum tatsächlichen Startplatz in montiertem und überprüfem Zustand vor. Die Vorteile dieses neuen Konzepts sind darin zu suchen, daß die Montage und Überprüfung in einer geschützten Umgebung stattfindet, die tatsächliche Verweilzeit auf dem eigentlichen Startplatz verkürzt, damit die Startkapazität erhöht wird und daß die Möglichkeit besteht, sich steigenden Erfordernissen des Programms anzupassen.

Die wichtigsten Einrichtungen des „Startkomplexes 39“ auf dem das „bewegliche Konzept“ seiner praktischen Ausführung entgegensieht, sind die folgenden: (1) ein Gebäude für die Vertikal-Montage, in dem Montage und Prüfung stattfinden; (2) ein Startturm, auf dem das Fahrzeug für Prüfung, Überführung und Start senkrecht aufgerichtet wird und über den auch die Zuführungskabel führen; (3) ein Raupen-Transporter, der das Fahrzeug und den Startturm zum Startplatz bringt; (4) ein Ausrüstungsturm für die Zuführung des Fahrzeuges zum Startplatz; und (5) das Gelände des Startplatzes.

Die notwendige Ausrüstung zur Montage der Raketenstufen und der Nutzlast steht im 160 m hohen Gebäude für die Vertikalmontage zur Verfügung. Das Gebäude besteht aus einem niederen und einem höheren Trakt (Low Bay Area und High Bay Area/LBA und HBA). Die LBA besteht aus achstöckigen Vorbereitungs- und Überprüfungs-räumen. Die Aufrichtung des Fahrzeuges beginnt, wenn die S-IC-Stufe innerhalb der HBA auf dem Startturm aufgerichtet, in Stellung gebracht ist. Nach anfänglicher Vorbereitung in der LBA werden die Stufen S-II und S-IV B in die HBA überführt und aufgerichtet. Die Aufrichtung ist beendet, wenn die Instrumenten-Einheit (IU) und das Apollo-Fahrzeug in der Spitze des Trägeraggregates angebracht sind.

Die Systemprüfung wird parallel zueinander in der HBA vollzogen, nach der Vorbereitung aller Stufen wird ein Test für die kombinierten Systeme und ein simulierter Flugtest durchgeführt. Nach befriedigendem Ablauf aller dieser Tests in der HBA ist das Fahrzeug fertig für die Überführung zum Startplatz.

Die vertikale Überführung des Raumfahrzeuges zum Startplatz wird mit Hilfe eines 2500-t-Raupenschleppers vollzogen, der eine Last von 6540 t transportieren kann. Es ist zusätzlich dafür vorgesehen, den Ausrüstungsturm zwischen einem „Parkplatz“ und dem Startplatz dorthin zu überführen.

Die Außenkontrolle der Startoperationen unter automatischer Überprüfungstechnik wird von einem Startkontroll-Zentrum aus geleitet, das nahe dem Gebäude für die Vertikalmontage liegt. Die Daten werden zwischen dem Startkontroll-Zentrum, dem Vertikalmontage-Bau und den Startplätzen über Netzwerke für digitale Datenübertragung übermittelt. Das automatische Checkout wird die Zuverlässigkeit steigern, die notwendige Verweilzeit auf dem Startplatz abkürzen und die rasche Überwindung von Schwierigkeiten für das Raumfahrzeug auf dem Startplatz gestatten.

Auf dem Startplatz – vor dem Countdown – wird die Funktionstüchtigkeit aller Systeme bestätigt und ein zweiter simulierter Flugtest durchgeführt. Dann wird das Countdown eingeleitet, die Treibstoffübernahme vollzogen, und die Astronauten gehen an Bord. Die letzten Systemüberprüfungen gehen vor sich und der Flugkörper wird gestartet.

Die Vorbereitung der Starteinrichtungen auf dem Startkomplex 39 ist über Programmstellung, Planung, Kriterien-Entwicklung und Entwurfsstudien bis zur Konstruktion fortgeschritten. Die Konstruktion am Vertikalmontage-Gebäude ist bereits gut vorangeschritten. In großem Ausmaß wurden Pfeiler eingetrieben, Fundamente gegossen, und die Errichtung der Stahlkonstruktionen hat begonnen. Es steht zu erwarten, daß die Konstruktion des Vertikalmontage-Baues 1966 vollendet sein wird. Die Errichtung des Startturms ist im Fortschreiten begriffen, die Fertigung des Raupentransporters ist im Gange. Drei Starttürme werden Mitte 1966 einsatzbereit sein und zwei Raupentransporter Anfang 1965. Gegenwärtig ist einer der beiden geplanten Startplätze im Bau, mit Hochdruck wird am zweiten gearbeitet.

Einleitung

Eines Tages, noch in dieser Dekade, soll ein Amerikaner auf dem Monde landen.

Das Programm, mit dessen Hilfe dieses Ziel zu erreichen ist, erfordert die ausführlichste Konzentration an wissenschaftlichem und technischem Talent, die je für ein einziges Unternehmen aufgewendet wurde. Es ist ein harmonisches Ganzes, in dem die Anstrengungen vieler Organisationen, Aktivitäten und einzelner Individuen aufgehen, um das durchzuführen, was als „vordringlichstes nationales Ziel“ der Vereinigten Staaten verkündet wurde – eine amerikanische Mannschaft auf dem Mond zu landen und sie sicher zur Erde zurückkehren zu lassen.

Der Entwicklung des Apollo/Saturn-V-Raumfahrzeuges und der Starteinrichtungen, die in Verfolgung dieses Zieles notwendig sind, liegt ein extrem ausgedehntes tech-

nisches Programm zugrunde, für das spezifizierte Zeitgrenzen festgelegt sind. Die erfolgreiche Durchführung dieses Programms erfordert einen höheren Grad an geschickter Leitung und Koordinierung, als sie bis jetzt irgendein technisches Programm erfordert, das von diesem Lande durchgeführt wurde.

Das NASA-Büro für den bemannten Raumflug, unter der Leitung von Dr. George E. Mueller, leitet das bemannte Mondlandungs-Programm und koordiniert die Programme dreier NASA-Zentren für die Entwicklung von Startfahrzeug, Flugkörper und Starteinrichtungen.

MSFC (Marshall Space Flight Center/Huntsville, Ala.), unter Dr. Wernher v. Braun, entwickelt das Startfahrzeug, als „Saturn V“ bezeichnet, das den bemannten Raumflugkörper in eine Satellitenbahn um die Erde bringt und ihn dann in eine translunare Bahn einfliegt.

MSC (Manned Spacecraft Center/Houston, Texas), unter Dr. Robert C. Gilruth, entwickelt den Raumflugkörper — als Apollo bezeichnet, der die Astronauten für ihre Landungsmission auf den Mond transportiert. MSC ist verantwortlich für die Kontrolle der Flugmission bei der Landung auf dem Mond, es wählt die Astronauten aus, die teilnehmen und trainiert sie.

Das KSC (John F. Kennedy Space Center/NASA) unter Dr. Kurt H. Debus entwickelt die Anlagen auf dem neuen Merritt Island Launch Area (MILA), von denen aus Apollo/Saturn V gestartet wird, und es trägt die Verantwortung für die Startoperationen.

Der Start von Appollo/Saturn V für seine Reise zum Mond wird den Höhepunkt der vereinigten Anstrengungen vieler tausend Einzelpersonen in Regierung und Industrie darstellen, deren kombinierte Bemühungen viele Jahre vor dem eigentlichen Start begannen. Dieser Vortrag ist dazu bestimmt, die Zielstellungen und die Größe dieser Anstrengungen aufzuzeigen, sofern sie die Bodenhilfsausrüstungen und die Starteinrichtungen betreffen.

Beschreibung der Apollo/Saturn V

Die Entwicklung der Apollo/Saturn V ist ein ausgedehntes Unternehmen, dessen Umfang mit Sicherheit zu groß ist, um von nur einer einzigen industriellen Organisation ausgeführt zu werden. Die NASA hat mit verschiedenen Industriekonzernen Verträge für die Entwicklung und Herstellung der Stufen der Trägerrakete und des Raumfahrzeuges abgeschlossen. Diese Firmen haben ihrerseits mit vielen anderen Unternehmen in den Vereinigten Staaten Verträge abgeschlossen über die Zulieferung von Komponenten und Untersystemen für die Einzelstufen und den bemannten Flugkörper. Es ist in der Tat eine nationale Anspannung aller Kräfte, mit wichtigen Ausführungszentren in allen Bereichen der Vereinigten Staaten.

Saturn V

Die Saturn-V-Trägerrakete besteht aus drei Stufen: Der S-IC, S-II und S-IVB und der Instrumenten-Einheit (IU).

S-IC-Stufe

Die 1. Stufe der Saturn V — die S-IC — wird entwickelt im MSFC und von der Boeing Company auf dem Gelände des MSFC, Huntsville, Alabama. Die statischen Tests der ersten Entwicklungsmodelle werden vom MSFC in Huntsville ausgeführt. Die Produktionsmodelle dieser Stufe werden von Boeing in ihrer Michoud Plant in New Orleans, Louisiana, hergestellt und statisch getestet in der Mississippi Test Facility unter der Leitung von MSFC.

Die S-IC-Stufe ist 39 m lang, bei einem Durchmesser von 10,1 m. Das Trockengewicht beträgt 144 t und ihre Treibstoffkapazität liegt bei 2200 t LOX (Flüssigsauerstoff) und Kerosin (RP-1). Das Verhältnis Oxydator: Brennstoff beträgt 2,25 : 1.

Ein Bündel von fünf Triebwerken des Typs F-1 entwickelt in der S-IC einen Gesamtschub von 3400 Mp. Die vier Außentriebwerke sind kardanisch aufgehängt, um die Lage steuern zu können, das mittlere Triebwerk ist fest montiert.

S-II-Stufe

Die zweite Stufe des Saturn-V-Trägers, bezeichnet als S-II, wird unter der Leitung von MSFC bei der North American Aviation, Inc., entwickelt. Sie wird auf dem Mississippi Test Facility statisch getestet werden.

Die S-II-Stufe ist 25 m lang und besitzt wie die S-IC-Stufe einen Durchmesser von 10,1 m. Das Trockengewicht beträgt 37,5 t und ihre Treibstofftanks besitzen ein Fassungsvermögen von 465 t LOX und LH₂ (Flüssigwasserstoff) mit einem Oxydator/Brennstoff-Verhältnis von 5 : 1.

S-IVB-Stufe

Die dritte Stufe des Saturn V, bezeichnet als S-IVB, wird unter der Leitung von MSFC bei der Douglas Aircraft Company, Inc., entwickelt. Es ist vorgesehen, sie in den Anlagen bei Sacramento, Calif., statisch zu testen.

Kleiner als die ersten beiden Stufen des Startfahrzeuges, besitzt die S-IVB eine Länge von 17,98 m und einen Durchmesser von 6,6 m. Das Trockengewicht liegt bei etwa 10 t, und die Treibstofftanks besitzen eine Kapazität von 115 t LOX und LH₂ mit einem Oxydator/Brennstoff-Verhältnis von 5 : 1.

Die wiederstartbare einzelne J-2-Maschine der S-IVB entwickelt einen Schub von 90,8 Mp.

Instrumenten-Einheit (IU)

Eine Instrumenten-Einheit (IU), die zwischen der S-IVB-Stufe und dem eigentlichen Raumflugkörper angeordnet ist, erhält die Lenk- und Kontroll-Instrumentierung für die Apollo-Saturn V bis zum Brennschluß der S-IVB-Stufe. Unter Entwicklung bei MSFC in Huntsville, Alabama, wird sie in drei 120-Grad-Segmenten zum Startgebiet verschifft werden.

Ihre Länge beträgt 0,91 m, der Durchmesser 6,6 m, das Gewicht annähernd 2 t. Die IU enthält eine kreiselstabilisierte Plattform, Lenk- und Kontrollcomputer, Flug-Sequenz-er, Kommandoempfänger und -dekoder, Meßgeräte-Ausrüstung, Telemetrieblocks, Antwortgeräte für die Funk-Bahnvermessung und elektrische Verteiler.

Das Apollo-Raumschiff

In seiner Startanordnung besteht das Apollo-Raumschiff aus dem Lunar Excursion Module (LEM), Service Module (SM), Command Module (CM) und Launch Escape System (LES). Das Raumschiff wird etwa 15,85 m hoch sein und von 6,6 m Durchmesser am Boden bis zum Service Module auf 3,90 Durchmesser abnehmen. Gemeinsam mit dem LES wird eine Höhe von 25 m erreicht. Das Raumschiff wird 48 t (einschließlich dem 3 t wiegenden LES) wiegen, wenn es voll mit Treibstoffen geladen ist.

Lunar Excursion Module

LEM ist dafür ausgerüstet, aus der Mondsatellitenbahn abzusteigen, zwei Astronauten auf der Mondoberfläche zu landen, wieder in die Mondsatellitenbahn zurückzukehren und sich in dieser Bahn mit dem Apollo-Raumschiff zu treffen und zu vereinigen. Die Mondlandestufe wird einen drosselbaren Motor besitzen, der mit hypergolen Treibstoffen arbeitet. Seine Landeausrüstung wird als Startpedestal für die Startoperation ab Mondoberfläche dienen. Die Mondstartstufe wird ebenfalls durch hypergole Treibstoffe angetrieben, genau wie das Reaktions- und Lagekontrollsystem. LEM wird einschließlich aller Treibstoffe 13 t wiegen. Es wird unter der Leitung des MSC bei der Grumman Aircraft Engineering Corporation entwickelt.

Service Module

SM liefert die Möglichkeit zur Abtrennung nach dem Abwurf des LES, den Antrieb und die Lagekontrolle für die Kurskorrektur nach der Abtrennung von der S-IVB-Stufe, die Einlenkung in die Mondsatellitenbahn, das Entweichen aus dieser Bahn, die Kurskorrektur für die Rückkehr zur Erde. Es wird 7,0 m lang sein, einen Durchmesser von 3,90 m besitzen und einschließlich Treibstoffen 25 t wiegen.

Das Antriebssystem, bestehend aus den Komponenten Aerozine 50 und Stickstoff-tetroxid, liefert einen Nennschub von 10 Mp. Es besitzt ein wiederstartbares, kardatisch aufgehängtes Triebwerk.

Command Module:

Das CM wird dazu ausgerüstet, die drei Astronauten während des Mondfluges zu schützen. Es wird 3,35 m lang sein, 3,90 im Durchmesser aufweisen und mit einem hypergolischen Reaktionskontrollsystem versehen sein. Das CM wird einen Abschmelz-Hitzschild besitzen und für den Wiedereintritt geschützte äußere Oberflächen. Es wird 5 t wiegen.

Launch Escape System:

Das Start-Rettungssystem ist 8,75 m lang und mit einem Feststoffraketenantriebwerk ausgerüstet. Das Triebwerk liefert für sechs Sekunden einen Schub von 68 Mp, um im Notfall das CM von der Trägerrakete zu trennen. Das LES bietet der Besatzung Schutz für den Zeitraum vom Betreten des Raumschiffes an – während sich der Raumflugkörper am Startplatz befindet – bis zu einigen Sekunden nach Zündung der S-II-Stufe. Dann wird LES abgetrennt.

Apollo/Saturn V – Statistik

Das vollständig montierte Raumfahrzeug hat eine Gesamtlänge von 110 m und ein Gesamt-Trockengewicht von 250 Mp. Das Startgewicht wird annähernd 3000 Mp betragen.

Starteinrichtungen

Das „bewegliche“ Konzept

Das Programm der bemannten Mondlandung zwang wegen des verwendeten sehr großen Raumfahrzeugs, wegen der mit der Entwicklung des Programms zu erwartenden steigenden Starthäufigkeit und der offenkundigen Forderung nach einem Höchststand in der Starticherheit zur Entwicklung eines neuen und verbesserten Konzepts für die Startoperationen. In der Entwicklung dieses neuen Konzepts wurden Einrichtungen geschaffen, die in gleichem Maße die operativen Anforderungen erfüllen, wie sie auch der Forschung dienen können und den Testverfahren während der Entwicklung.

Die Besonderheiten des Konzepts wurden in einer Anzahl von Studien untersucht, um die Auswahl der Einrichtungen zu bestimmen, die für die praktische Durchführung des Grundkonzepts erforderlich sind. Es wurde entschieden, zum ersten die Montage und das Checkout des Raumfahrzeugs innerhalb eines Gebäudes für die Vertikalmontage an einem beweglichen Starthilfssystem (Launcher-umbilical-tower „LUT“) durchzuführen. Zweitens erfolgt die Überführung des montierten und überprüften Raumfahrzeugs zum Startplatz mit allen funktionstüchtigen Verbindungen zwischen Flugkörper und LUT. Drittens wird unter Anwendung der digitalen Datenübertragung die Kontrolle und die Leitung der Startoperationen von einem Startkontrollzentrum aus vorgenommen, das mehr als fünf Kilometer vom Startplatz entfernt liegt.

Die geplanten Startanlagen, die die Merkmale des „beweglichen“ Konzepts in sich vereinigen sollen, erhielten die Bezeichnung „Startkomplex 39“ und befinden sich gegenwärtig in verschiedenen Stadien der Projektierung und der Konstruktion.

Hauptelemente des Startkomplexes

Vertical Assembly Building (VAB, Gebäude für die Vertikalmontage)

Eine der wichtigen Einrichtungen des Startkomplexes 39 ist das Gebäude für die Vertikalmontage. Seine drei operativen Elemente sind die Low Bay Area (LBA), die High Bay Area (HBA) und das Startkontrollzentrum, das neben der HBA liegt und mit ihr verbunden ist.

Die LBA ist 83,5 m lang und 135 m tief und besitzt einen 64 m hohen Mittelteil. Die LBA enthält acht Räume für die Vorbereitung und Überprüfung der Stufen vor den Operationen zur Vereinigung der Stufen. Nach der Ankunft auf dem Startgebiet von Merritt Island werden die Stufen S-II und S-IVB vor der Aufrichtung in der HBA zur LBA befördert.

Die HBA ist 160 m hoch, 158 m tief und 135 m lang. Sie enthält vier Checkout-Boxen. Jedes Boxenpaar wird durch einen 250-t-Brückenkran mit einer Hubhöhe von 140 m versorgt. Ein 175-t-Deckenkran befindet sich in dem Überführungsgang, der sich durch LBA und HBA erstreckt. Jede der hohen Boxen enthält vier Aufzüge für den Zugang des Personals zu den vielen Stockwerken der HBA.

Vor der Ankunft einer S-IC-Stufe wird ein Starthilfstrum (LUT) durch den Raupentransporter in einer der hohen Boxen in Position gebracht. Die S-IC-Stufe wird mit ihrem Transporter in den Überführungsgang der HBA gebracht und von den 250-t- und 175-t-Kränen in vertikale Stellung aufgerichtet. Der 250-t-Kran bewegt die Stufe zum LUT und setzt sie auf dessen Halterungsarmen ab. Dort wird die S-IC-Stufe unter Verwendung der LUT- und LCC-Instrumentierung der Stufenüberprüfung unterworfen.

Das Startkontrollzentrum enthält die Ausrüstung für die Vorbereitung, Überwachung und Kontrolle während der Überprüfung und der Startoperation. Das vierstöckige Gebäude enthält im zweiten Stock die Telemeter-Checkout-Station und im dritten vier Abnahmerräume, je einen für jede Box des VAB. Jeder Abnahmerraum enthält einen identischen Satz an Kontroll- und Überwachungsgeräten, so daß der Start eines Trägers und die Überprüfung anderer gleichzeitig ablaufen können.

Die Konstruktion des VAB geht gut voran. Die ausgedehnte Arbeit des Pfeilereinrammens ist vollendet, die Fundamente sind gegossen und der Stahlbau hat begonnen. Es wird erwartet, daß die Konstruktion des VAB zu Beginn des Jahres 1966 vollendet ist.

Datensammlung und -übertragung, Display-Systeme

Ein Hochgeschwindigkeitssystem für die Datenverbindung zwischen dem Startkontrollzentrum und dem LUT dient der Überprüfung des Startfahrzeuges. Dieses Netz stellt die Verbindung zum LUT sowohl von dem VAB als auch vom Startplatz aus her.

Eine getrennte Datenverbindung niedriger Kapazität vom LCC zum Pad Terminal Connection Room (PTCR) sorgt für die Überprüfung des Startplatzabschnittes GSE (Ground Support Equipment), zu dem die Treibstoffsysteme, das Hochdruck-Gassystem und das Kontrollsystem für die Umgebungsbedingungen gehören. Wenn sich das Raumfahrzeug nicht am Startplatz befindet, wird im PTCR ein LUT-Simulator verwendet, der die Überprüfung des Startplatzabschnittes GSE zuläßt, unabhängig von der Überprüfung des Raumfahrzeuges.

Ein festes Kabelsystem, das batteriegespeiste unabhängige Stromkreise besitzt, ist die Reserveverbindung zwischen dem LCC und dem Startplatz zur Sicherung und Überwachung des Startfahrzeuges auf dem Startplatz für den Fall, daß die reguläre Datenverbindung ausfällt.

Zusätzliche Datenverbindungen liefern die Verbindung zwischen dem Raumflugkörper (wenn er auf dem LUT montiert ist), dem Gebäude für Flugkörper-Operationen und -Überprüfung und dem Startkontrollzentrum.

Starthilfsturm (LUT)

Der LUT, an dem der Raumflugkörper montiert wird, bildet die Basis für den tatsächlichen Start und ist unter dem Gesichtspunkt der auftretenden Temperaturen, Spannungen und Vibrationen während der Klammerung und des Starts konstruiert worden.

Seine Startplattform ist eine doppelflächige Stahlkonstruktion, 7,5 m hoch, 50 m lang und 40 m breit, die auf sechs 6,7 m hohen Stahlfüßen ruht, während sich der Turm in dem VAB oder auf dem Instandhaltungsabschnitt für den LUT nahe dem VAB befindet. Auf dem Startplatz werden zusätzlich zu den sechs Füßen vier ausfahrbare Säulen dazu benutzt, den LUT gegen Rückstoßkräfte abzusteuern, falls es nötig sein sollte, die Triebwerke nach der Zündung abzuschalten.

Wird fortgesetzt

Aktuelle Berichte aus der Astronautik

Helium-Atmosphäre

In der Sowjetunion wurden in der letzten Zeit eine ganze Reihe von Versuchen mit Tieren und Menschen durchgeführt, bei denen der Stickstoff der Luft in der Kabine durch Helium ausgetauscht wurde. Diese Experimente führten zu folgenden interessanten Ergebnissen:

1. Die Löslichkeit des Heliums ist niedriger als die des Stickstoffs. In Flüssigkeiten und Fetten birgt eine aus Sauerstoff und Helium bestehende Atmosphäre weniger Voraussetzungen für das Entstehen von Dekompressionsstörungen, die bei den Kosmonauten infolge des Druckwechsels in der Kabine des Weltraumschiffes auftreten können. Theoretische wie auch praktische Untersuchungen bestätigten das. So wurde Helium prophylaktisch mit Erfolg gegen Dekompressionskrankungen bei Tauchern angewendet.
2. Die Wärmeleitfähigkeit des Heliums ist sechsmal größer als die des Stickstoffs. Das berechtigt zu der Annahme, daß der Kosmonaut in der Kabine eines Weltraumschiffes, das mit einem Helium-Sauerstoff-Gemisch gefüllt ist, höhere Temperaturen (bis zu 35° Celsius) leichter erträgt als in der normalen Atmosphäre. Diese Überlegungen bedürfen noch der experimentellen Bestätigung.
3. Die Dichte des Heliums ist etwa siebenmal geringer als die der Luft. Das bedeutet, daß ein Helium-Sauerstoff-Gemisch in der Kabine das Startgewicht verringert.
4. Die Luftdurchlässigkeit wird am vollendetsten mit Heliumanzeigern gemessen. Ein Helium-Sauerstoff-Gemisch wäre also für den Fall, daß man die Quelle der Luftdurchlässigkeit des Weltraumschiffes finden muß, geradezu ideal.
5. Die Radioaktivität und ihr schädlicher Einfluß auf den Kosmonauten kann durch eine Helium-Sauerstoff-Atmosphäre in der Kabine des Weltraumschiffes ausgeschaltet werden. Die gezielte Radioaktivität kann unter dem Einfluß der kosmischen Strahlung auf die Moleküle des Stickstoffs entstehen.
6. Die Energie, die zur Ventilation in der Kabine des Weltraumschiffes nötig ist, könnte nach theoretischen Überlegungen durch ein Helium-Sauerstoff-Gemisch verringert werden.

Tiere hielten sich für die Dauer von zweieinhalb Monaten in einem Helium-Sauerstoff-Gemisch auf. Die Experimente ergaben, daß sich bei Temperaturen zwischen 18° und 22° Celsius der Gasaustausch der Tiere auf Kosten eines erhöhten Wärmeverlustes steigerte. Wurde die Temperatur des Helium-Sauerstoff-Gemisches auf 27° bis 29° Celsius erhöht, traten bei den Tieren keine wesentlichen Veränderungen auf.

Menschen wurden bisher nur kurzfristig den Einwirkungen eines Helium-Sauerstoff-Gemisches ausgesetzt. Bei Tiefseetauchern und in der Therapie gegen Erkrankungen der Atmungsorgane wurde kurzfristig Menschen unter normalen und auch unter erhöhtem Druck (bis zu 16 Atmosphären) ein Helium-Sauerstoff-Gemisch für die Atmung zugeführt. Bei diesen Versuchen bestand jedoch ein Unterschied zu den Kosmonauten. Das Helium-Sauerstoff-Gemisch füllte nicht wie im Weltraumschiff die ganze Kabine, sondern wurde als Gasgemisch über eine Maske der Versuchsperson zur Atmung zugeführt.

Innerhalb einer anderen Versuchsserie brachten zwei Menschen 10 bzw. 25 Tage in einer hermetisch abgeschlossenen Kabine mit einem Helium-Sauerstoff-Gemisch zu. Eine Klimaanlage sorgte für die vorgesehene Luftfeuchtigkeit und die Regeneration der Kabinenluft.

Die hohe Wärmeleitfähigkeit des Heliums, so bewiesen die Experimente, verändert auch den Wärmeaustausch des Menschen. Temperaturen des Helium-Sauerstoff-Gemisches von 18° bis 24° Celsius bewirken eine Unterkühlung der Versuchspersonen. Bei 21° Celsius lag die Temperatur der Hautoberfläche fast um zwei Grad niedriger als in der normalen Atmosphäre. Die Zone des Wärmekomforts bewegte sich am Tage während der Betätigung der Versuchsperson zwischen 24,5° und 27,5° Celsius und nachts während des Schlafes zwischen 26° und 29° Celsius.

Die Versuchspersonen hatten im Helium-Sauerstoff-Gemisch auch ein anderes Empfinden der Wärme. Sowohl die Erhöhung als auch die Veränderung der Temperatur des Gasgemisches wurde deutlicher und schneller empfunden als in der Luft. Körperliche Betätigung und Speiseaufnahme machen sich ebenfalls für das Wärmeempfinden stärker bemerkbar. Auch die Sprache der Versuchsperson veränderte sich im Helium-Sauerstoff-Gemisch. Die Frequenzen lagen höher, die Deutlichkeit verschlechterte sich etwas. Die Hörfunktion war ebenfalls ähnlichen Veränderungen unterworfen.

120 Tage in der Kabine

Im vergangenen Jahr wurde in der Sowjetunion ein Test mit vier Versuchspersonen unternommen, die vier Monate in einer hermetisch abgeschlossenen Kabine zubrachten. Die Zusammensetzung des Teams – zwei Ärzte und zwei Techniker – ermöglichte ein gründliches Studium der Bedingungen, die denen einer längeren kosmischen Reise ähnlich sind. Über die Ergebnisse dieses und anderer ähnlicher Experimente berichtete Prof. Dr. Lebedinski auf dem XV. Kongress der Internationalen Astronautischen Föderation 1964 in Warschau.

Der Zustand der Forscher war während der gesamten 120 Tage befriedigend. Eine Verschlechterung trat nur kurz vor Beendigung des Tests ein. Diese Erscheinung zeigte sich auch bei anderen Versuchen, gleich ob sie 10, 30, 60 oder 120 Tage dauerten. Die psychische Einstellung auf die Dauer des Experiments spielt hierbei eine große Rolle und übt im Zusammenhang mit dem zweiten Signalsystem einen erheblichen Einfluß auf den Organismus aus.

Während unter normalen Verhältnissen die Lebensprozesse des menschlichen Organismus nur eine geringe Wirkung auf die Umwelt haben, ist dieser Einfluß in einer hermetisch abgeschlossenen Kabine sehr groß. Diese Veränderungen wirkten sich auf die Versuchspersonen ungünstig aus. Im einzelnen wurde folgendes festgestellt:

1. Die Zahl der Mikroben in der Atmosphäre der Kabine stieg stark an. Die Ursache dafür ist in einer Verschlechterung der bakterioziden Eigenschaften der Haut und in einem Ansteigen der Zahl der Mikroorganismen auf ihr zu sehen.
2. Der Kohlendioxidgehalt in der Luft der hermetisch abgeschlossenen Kabine steigt bei längeren Versuchen an. Technische Quellen dafür konnten nicht festgestellt werden. Die sowjetischen Wissenschaftler nehmen an, daß das Gas vom menschlichen Organismus – im Ergebnis noch nicht genügend erforschter biochemischer Umwandlungen – stammen muß. Das Kohlendioxid sammelte sich in der Kabine und veränderte die Blutzusammensetzung der Versuchsperson.
3. Der Kohlensäureanteil in der Luft der hermetisch abgeschlossenen Kabine war 10- bis 20mal höher als in der normalen Atmosphäre.

Die Veränderungen der chemischen Zusammensetzung der Luft in der Kabine führte auch zu physiologischen Verschiebungen im Organismus der Versuchsperson. Bei anderen Experimenten, bei denen der Kabine frische Außenluft zugeführt wurde, traten die obengenannten negativen Erscheinungen nicht auf.

Psychologische Probleme

Der Weltraumflug stellt neben hohen physischen auch große psychische Anforderungen an den Kosmonauten. Die Schwerelosigkeit allein ist schon eine Quelle mannigfacher psychischer Empfindungen und Erlebnisse. Es tritt in diesem Zustand der sogenannte sensorische Hunger auf. Das bedeutet, daß die allgemeine seelische und nervliche Tätigkeit sehr stark zurückgeht. Ursächlich dafür sind eintönige und einförmige sinnliche Wahrnehmungen. Die Symptome dieser Erkrankung können folgende sein: Rückgang der Geistestätigkeit – Rückgang der Arbeitsfähigkeit – Verlust des Interesses an der Umwelt – Erhöhung der Reizbarkeit – Illusionen und Sinnes-täuschungen – Apathie und Schlaflosigkeit.

Diesen Erscheinungen wird man bei länger dauernden Weltraumflügen mit sensorischen Reizungen durch die verschiedensten Eindrücke begegnen müssen.

Ein anderes Problem ergibt sich aus der Ungewöhnlichkeit und Unsicherheit eines langdauernden Raumfluges; er kann zu einer allgemeinen psychischen Hochspannung führen. Die Menschen reagieren natürlich verschieden auf solche außerordentlichen Situationen. Bei dem einen Typ steigern gefährliche Situationen seine allgemeine Potenz. Er wird mutiger, entschlossener und findiger. Bei anderen hingegen steigert sich die Panikstimmung.

Die Klaustrophobie, die Angst vor geschlossenen Räumen, kann ebenfalls beim Kosmonauten in der Kabine des Weltraumschiffes auftreten. Besonders gefährlich kann das, bei sensiblen Menschen werden, wenn sie sich auch noch allein in diesem geschlossenen Raum aufhalten.

Der Weltraumflug der nächsten Etappe, die durch den Flug der „Woschod“ eingeleitet wurde, wird durch die kollektive Arbeit der Kosmonautenmannschaft charakterisiert. Damit ist das Problem der Einsamkeit gelöst, aber andere Schwierigkeiten sind aufgetaucht. Vor allem geht es um die Anpassung der einzelnen Kosmonauten und um die Arbeitsharmonie zwischen ihnen.

Der Arzt des U-Bootes „Sea Wolf“, D. Abersol, berichtet, daß sich die Mitglieder der Besatzung die Zeit damit vertrieben, einander „aufzuziehen“ und zu versuchen „aggressiven Reflexen, die unter Verhältnissen längerer Isolation von der normalen Umwelt vermeidlich sind, freien Lauf zu lassen“.

In der Sowjetunion hat man ein ganzes System entwickelt, um die Anpassung der Kosmonauten und die Arbeitsharmonie bei längeren Weltraumflügen zu gewährleisten. Das Problem der Persönlichkeit und des Kollektivs untersucht die sowjetische Psychologie in seinem Zusammenhang. Sie geht davon aus, daß jeder Mensch ein nur ihm eigenes Temperament und einen eigenen Charakter besitzt. Diese spezifischen psychischen Eigenschaften müssen bei der Auswahl der Kosmonauten-Gruppe berücksichtigt werden. Andererseits entstehen in einem Kollektiv durch die Wechselbeziehungen zwischen den Individuen bestimmte Gemeinsamkeiten der Interessen, Bedürfnisse und Ansichten. Damit ist die Grundlage für eine nutzbare Tendenz zur Erhöhung der kollektiven Potenzen gegeben.

Die Synchronisierung der psychischen Aktivität der einzelnen Mitglieder einer Mannschaft ist ein weiteres Problem. Die richtige Anpassung an das Tempo und dem Rhythmus des Nebenmannes kann die Leistungsfähigkeit des Kollektivs erhöhen. Eine strenge Reglementierung für alle Mitglieder der Mannschaft ist eine weitere Möglichkeit. Dazu gehört ein wissenschaftlicher Plan für Arbeit, Training und Erholung.

H. H.

Veröffentlichungen der Zentralen Kommission Natur und Heimat des Präsidialrates des Deutschen Kulturbundes

„Fundgrube“ Populärwissenschaftliche Zeitschrift für Geologie und Mineralogie.

Erscheint vierteljährlich. Bezugspreis 6,00 MDN jährlich. Einzelheft 1,50 MDN.

„Astronomie und Raumfahrt“ Jahrgang 1963, drei Doppelhefte 9,00 MDN; Jahrgang 1964, 4 Hefte und 1 Doppelheft 9,00 MDN. Bezug wird zur Ergänzung des laufenden Jahrgangs empfohlen!

„Astronomische Rundschau“ · Von dieser Veröffentlichung des Zentralen Fachausschusses Astronomie aus den Jahren 1959 bis 1963 sind noch erhältlich: Jahrgang 1959, Heft 1–6, 6,00 MDN. — Jahrgang 1960, Heft 1–6, 5,00 MDN. Jahrgang 1961, Heft 1–6, 5,00 MDN. — Jahrgang 1962, Heft 1–6, 6,00 MDN.

Von erschienenen Broschüren sind noch vorrätig:

„Beiträge zur Theorie und Praxis der ornithologischen Forschung“ · 43 Seiten, 0,50 MDN.

„Über das Vogelleben im Donau-Delta“ · 24 Seiten, 14 Abbildungen, 0,50 MDN.

„Das Roßmäbler-Büchlein — Ein Brevier für Natur- und Heimatfreunde“ · 155 Seiten mit 24 Kunstdrucktafeln, 1,00 MDN.

„Pflege historischer Parkanlagen“ · 72 Seiten, 24 Abbildungen, 1,50 MDN.

„Angewandte Dendrologie im Thüringer Becken“ · 108 Seiten, 16 Abbildungen, 2,50 MDN.

„Insekten unsere Freunde — Insekten unsere Feinde“ · 124 Seiten, 86 Abbildungen, 3,80 MDN.

„Trotz alledem“ — Beiträge zur Geschichte der örtlichen Arbeiterbewegung in der Zeit der Novemberrevolution 1918 · 130 Seiten, 12 Abbildungen, 1,00 MDN.

„Volks- und Heimatfeste — gestern, heute, morgen“ · 112 Seiten, 1,00 MDN.

„Denkmalpflege in unserer Zeit“ · 60 Seiten, 18 Abbildungen, 1,50 MDN.

„Wie das Neue in unseren Dörfern geboren wurde“ · 101 Seiten, 35 Abbildungen, 1,50 MDN.

„Leitfaden für den Ortschronisten“ · 176 Seiten, 23 Abbildungen, 2,00 MDN.

„Alte Bauten im neuen Dorf — Teil 1“ · 104 Seiten, 85 Abbildungen, 2,00 MDN.

„Alte Bauten im neuen Dorf — Teil 2“ · 80 Seiten, 74 Abbildungen, 1,50 MDN.

„Heimatgeschichte und Sozialismus“ · 144 Seiten, 31 Abbildungen, 1,50 MDN.

„Kinderspielplätze im schönen sozialistischen Dorf“ · 24 Seiten, 11 Abbildungen, 0,50 MDN.

Arbeitsmaterial der Zentralen Kommission Natur und Heimat · Heft 2/3, 1963, 0,40 MDN; Heft 4, 1963, 0,20 MDN; Heft 5/6, 1963, 0,40 MDN; Heft 1, 1964, 0,40 MDN.

In Vorbereitung: „Das Forschen macht mir helle Freude“.

Alle Veröffentlichungen sind von der Abteilung Natur und Heimat des Bundessekretariats des Deutschen Kulturbundes, Berlin C 2, Littenstraße 79 a, Telefon 51 53 84/85, oder über die Bezirkssekretariate des Deutschen Kulturbundes zu beziehen.

Astronomie und Raumfahrt





Astronomie und Raumfahrt

Inhalt:

Rechtsgrundlagen des amerikanischen Nachrichten-Satelliten-Systems · Prof. Dr. jur. habil. <i>Gerhard Reintanz</i>	65
Astronomische Ergebnisse der Astronautik · Weitere Möglichkeiten der astronomischen Forschung · <i>Karl-Heinz Neumann</i>	71
Die Trägerrakete Europa 1 · <i>Horst Hoffmann</i>	76
Fernsehaufnahmen von der Mondsonde Ranger 8 aus	80
Vergessenes Kulturerbe · <i>S. Schünemann</i>	84
Stratoscope II	85

Aus der Literatur

Neue Erscheinung der kosmischen Strahlung	86
Inhaltsverzeichnisse zur Artikelsammlung „Künstliche Erdsatelliten“	86

Mitteilungen der Deutschen Astronautischen Gesellschaft

Betrachtungen zu den Satelliten der Kosmos-Serie · <i>Karl-Heinz Neumann</i>	89
--	----

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, Dr. K. H. Schmidt, Prof. D. Wattenberg, Prof. Dr. Wempe

Redaktion: 102 Berlin 2, Liebknechtstraße 31, Fernsprecher: 5153 84/85. „Astronomie und Raumfahrt“ erscheint 1965 mit 6 Hefen. Bezugspreis einschließlich 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 Druckerel der Werktätigen, Zentrale Lehrwerkstatt, Halle (Saale), Geiststraße 22

Rechtsgrundlagen des amerikanischen Nachrichten-Satelliten-Systems

Prof. Dr. jur. habil. GERHARD REINTANZ

Die weiträumige Nachrichtenübermittlung mit Kabel und Funk hat einen Punkt erreicht, an dem die Nachrichtenkanäle kaum noch ausreichen, den ständig wachsenden Nachrichtenfluß aufzunehmen. Das Suchen nach neuen, wirtschaftlich vertretbaren und technisch zuverlässigen Übermittlungsverfahren hat überall begonnen.

Clarke erörterte 1945 erstmals die Möglichkeit der Nachrichtenübertragung durch Satelliten (1), und Haviland war, soweit zu sehen ist, der erste, der auf dem VII. Kongreß der Internationalen Astronautischen Föderation in Barcelona 1957 ausführlich einen Nachrichtensatelliten beschrieb (2).

Mit Echo I, dem als passiven Reflektor dienenden 36-Meter-Plastikballon, gelang es 1960 erstmals, über den Weltraum eine Telefonverbindung zwischen Nordamerika und Europa herzustellen. Telstar I und Relay I 1962, Telstar II und Syncom I und II 1963 sowie Echo II und Syncom III 1964, der ungefähr auf der Datumslinie im Pazifik in rd. 35 000 Kilometer Höhe stationierte „Olympia-Stern“ kennzeichnen die weiteren Bemühungen, ein weltweites, auf Nachrichtensatelliten basierendes Wort- und Bildübermittlungssystem aufzubauen. In den kommenden Jahren wird dieses System ausgebaut und vervollkommen werden und eine neue Etappe in der Entwicklung des Nachrichtenwesens eröffnen.

Unter ökonomischen und wissenschaftlich-technischen Aspekten zerfällt dieses neue Übermittlungssystem in zwei große Bereiche:

den Weltraumsektor, der die Startanlagen für den Nachrichtensatelliten, die Bahnverfolgungs- und Korrekturapparaturen und den Satelliten selbst umfaßt; letzterer wird im allgemeinen als sogenannter aktiver Satellit tätig;

den Bodensektor mit Sende-, Empfangs- und Verbreitungsanlagen.

Nachrichtensatellitensysteme widerspiegeln den wissenschaftlich-technischen Fortschritt, an dem Gelehrte und Techniker zahlreicher Völker mitgewirkt haben; sie müssen daher der ganzen Menschheit zugänglich und nützlich sein. So, wie gegenwärtig die USA und mit ihnen andere Staaten an den Aufbau eines Nachrichtensatellitensystems herangehen, besteht die Gefahr, daß dieser Aspekt des Nutzens für alle Völker hinter Profitinteressen großer Nachrichtenkonzerne zurücksteht und eine den internationalen Frieden bedrohende mißbräuchliche Verwendung stattfindet. Die sozialistischen Staaten haben wiederholt in den verschiedensten Gremien der UNO auf diese Gefahren hingewiesen und gefordert, den Betrieb von Nachrichtensatellitensystemen als staatliche Aufgabe anzusehen und zwischenstaatlich in weltweitem Rahmen nach den Prinzipien und Normen des Völkerrechts zu organisieren.

Nachstehend soll ein informativer Überblick über die Entstehung, den organisatorischen Aufbau und die Rechtsgrundlagen dieses von den USA entwickelten Nachrichtenübermittlungssystems im innerstaatlichen und völkerrechtlichen Bereich gegeben

werden. Für die USA ist dieses System innen- und außenpolitisch wichtig. Darüber hinaus halten die großen USA-Monopole den Zeitpunkt für gekommen, nachdem die mit Steuergeldern finanzierte Grundlagenforschung auf diesem neuen Gebiet der Nachrichtenübermittlung zu einem gewissen Abschluß gelangt ist, die auf Profit orientierte Nutzung des Weltraums selbst in die Hand zu nehmen. Es kommt den USA aber nicht allein darauf an, der Welt ein Demonstrationsobjekt ihrer Welt-raumaktivität vorzuführen, sondern auch darauf, die Aktivität der übrigen kapitalistischen Staaten auf diesem Gebiet (3) an sich zu binden und für sich politisch, ökonomisch und wissenschaftlich-technisch zu nutzen.

Das USA-Gesetz über die Nachrichtensatelliten vom 31. August 1962

Vor der UNO-Vollversammlung sprach Präsident Eisenhower am 22. September 1960 von „verbesserten weltweiten Nachrichtenverbindungen“ mit Hilfe von Satelliten, und Präsident Kennedy umriß in seiner Pressekonferenz vom 24. Juli 1961 die ersten Gedanken für die Gesetzgebung auf diesem Gebiet. Das Gesetz über die Nachrichtensatelliten vom 31. August 1962 (4) schuf die rechtlichen Voraussetzungen für den Aufbau eines auf kommerziellen Grundlagen beruhenden, mit Satelliten arbeitenden Übermittlungssystems.

Ziffer 102 des Gesetzes legt in vier Punkten den Zweck des Gesetzes dar; es heißt darin:

„a) Der Kongreß erklärt hiermit, daß die Politik der Vereinigten Staaten darin besteht, in Verbindung und in Zusammenarbeit mit anderen Ländern schnell und praktisch ein kommerzielles Nachrichtensatelliten-System als Teil eines verbesserten globalen Nachrichtennetzes aufzubauen, das dem öffentlichen Nutzen und nationalen Zwecken entspricht, den Erfordernissen des Fernmeldewesens der Vereinigten Staaten und anderer Länder dient und einen Beitrag zum Weltfrieden und zur Verständigung leistet.

b) Die neuen und ausgedehnten Fernmeldedienste sind so schnell wie möglich einsatzbereit zu machen und zum frühestmöglichen Zeitpunkt weltweit auszudehnen. Bei der Verwirklichung dieses Programmes sind Sorgfalt und Aufmerksamkeit darauf zu richten, daß solche Dienste sowohl den wirtschaftlich weniger entwickelten Ländern und Gebieten als auch den höher entwickelten zur Verfügung stehen, ein wirksamer und wirtschaftlicher Gebrauch vom elektromagnetischen Frequenzband gemacht wird und sich der Nutzen dieser neuen Technologie sowohl in der Qualität der Dienste als auch in den Kosten für diese Dienste niederschlägt.

c) Um diese Entwicklung zu erleichtern und die größtmögliche Teilnahme großer Unternehmen zu gewährleisten, nehmen die Vereinigten Staaten an diesem globalen System in Form einer privaten Gesellschaft teil, die in angemessener Form der Regierung untersteht. Es ist die Absicht des Kongresses, daß alle zugelassenen Benutzer in nichtdiskriminierender Weise am System teilnehmen; daß ein maximaler Wettbewerb bei der Versorgung des Systems mit Ausrüstungen und Diensten eingehalten wird; daß die nach diesem Gesetz zu bildende Gesellschaft so aufgebaut wird und so arbeitet, daß der Wettbewerb bei der Versorgung der Öffentlichkeit mit Fernmeldediensten aufrechterhalten und verstärkt wird, und daß die Tätigkeit der nach diesem Gesetz zu bildenden Gesellschaft sowie der Personen und Vereinigungen, die an der Gesellschaft beteiligt sind, mit den Antitrust-Gesetzen des Bundes übereinstimmt.

d) Es ist nicht die Absicht des Kongresses, den Gebrauch des Nachrichtensatelliten-Systems für innerstaatliche Fernmeldedienste auszuschließen, soweit es den Bestim-

mungen dieses Gesetzes entspricht, noch will der Kongreß die Bildung weiterer Nachrichtensatelliten-Systeme ausschließen, sofern sie notwendig sind, um Interessen der Regierung oder der Nation zu befriedigen.“

An der Durchführung des Gesetzes sind beteiligt:

- a) der Präsident — er soll als Motor wirken und den schnellen Aufbau des Nachrichtensatelliten-Systems fördern, Ziff. 201 a, 302, 303 a, 404 a.
- b) Die Nationale Luftraum- und Weltraumverwaltung (National Aeronautics and Space Administration, NASA) — sie hat bei technischen Fragen mitzuwirken, sich an Forschungs- und Entwicklungsaufgaben zu beteiligen und vor allem auf Anforderung und gegen Bezahlung mit ihren Einrichtungen die Satellitenstarts durchzuführen, Ziff. 201 b;
- c) die Bundeskommission für das Fernmeldewesen (Federal Communications Commission, FCC) — sie hat das öffentliche Interesse entsprechend dem Fernmeldegesetz von 1934 wahrzunehmen, für nichtdiskriminierende Wettbewerbsbedingungen zu sorgen und die Bodenanlagen zu kontrollieren, Ziff. 210 c;
- d) das Außenministerium (State Department) — es sieht auf die Beachtung außenpolitischer Gesichtspunkte, Ziff. 201 c, 3 und 402.

Die USA-Nachrichtensatelliten-Gesellschaft (COMSAT)

Das Gesetz sieht die Bildung einer Nachrichtensatelliten-Gesellschaft (Communications Satellite Corporation, abgekürzt COMSAT) auf Gewinnbasis („for profit“) vor, Ziff. 301–305. Die COMSAT ist kein Regierungsunternehmen, doch übt die Regierung eine Kontrolle über sie aus und nimmt Einfluß auf ihre operative Tätigkeit.

Diese Gesellschaft ist inzwischen gegründet worden und hat 1964 nach Registrierung entsprechend den Handelsgesetzen des District of Columbia in Washington ihre Arbeit aufgenommen. An der Spitze der COMSAT steht der Aufsichtsrat (Board of Directors); drei seiner Mitglieder werden auf Vorschlag und mit Zustimmung des Senats vom Präsidenten auf drei Jahre ernannt, sechs Mitglieder werden jährlich von Fernmeldegesellschaften gewählt, die Aktien der Gesellschaft in Besitz haben, sechs weitere Mitglieder werden Jahr für Jahr von den übrigen Aktionären gewählt. Die 15 Mitglieder, die alle USA-Staatsbürger sein müssen, wählen jährlich ihren Vorsitzenden. Für ihre Anwesenheit bei den Beratungen des Aufsichtsrates erhalten sie eine Vergütung von 200 Dollar pro Sitzungstag. Der Aufsichtsrat legt den Rahmen fest, in dem die Gesellschaft arbeiten soll. Dazu dienen ihm vor allem die Ausgabeermächtigungen.

Die operative Tätigkeit der COMSAT wird von ihrem Präsidenten — Jahresgehalt 125 000 Dollar — geleitet; er und die übrigen leitenden Mitarbeiter werden vom Aufsichtsrat ernannt. Am 1. Juli 1964 beschäftigte die COMSAT etwa 100 Angestellte.

Die COMSAT ist berechtigt, Aktien auszugeben. Am 2. Juni 1964 wurden 10 Millionen Aktien zu je 20 Dollar ausgegeben; davon waren 5 Millionen Aktien den Fernmeldegesellschaften und 5 Millionen Aktien dem Publikum vorbehalten. Die American Telephone and Telegraph Company erwarb für 58 Millionen Dollar Aktien. Zur Charakterisierung dieser Gesellschaft sei darauf hingewiesen, daß sich ihr Kapitalbestand mit dem von General Motors, General Electric oder US-Steel durchaus messen kann; sie unterhält ein weitgespanntes Lobby-System, dessen geheime Mitarbeit über ausgezeichnete Beziehungen in Washington und anderen Hauptstädten verfügen. Der Aktienrest in Höhe von 42 Millionen Aktien verteilt sich auf 162 andere Fernmeldegesellschaften, die in ihrer Größe von der Telefongesellschaft einer Kleinstadt bis zur General Telephone and Electronic Corporation und zur Bell Telephone Company mit ihren die gesamten USA durchziehenden Kabelnetzen variieren.

Die Privataktionäre gliederten sich am 31. Dezember 1964 wie folgt (5):

71 525 Aktionäre mit 10 und weniger Aktien
32 621 Aktionäre mit 11 – 25 Aktien
25 452 Aktionäre mit 26 – 50 Aktien
1 887 Aktionäre mit 51 – 99 Aktien
3 550 Aktionäre mit 100 Aktien
2 115 Aktionäre mit über 100 Aktien

Diese 137 150 „Volksaktionäre“ werden im Aufsichtsrat durch ein leitendes Mitglied der Continental Illinois National-Bank, den Vorsitzenden der American President Schiffahrtsgesellschaft, zwei Rechtsanwälten und dem Verwaltungsdirektor der COMSAT vertreten (6); von einem wirklichen Mitspracherecht dieser Aktionäre kann nicht die Rede sein. Trotz der Tarnung mit „Volksaktionären“ besteht kein Zweifel daran, daß die großen Nachrichtengesellschaften, allen voran die American Telephone and Telegraph Company, zusammen mit den Monopolen der Raketen- und Elektronik-Industrie vorder- und hintergründig die Geschicke der COMSAT leiten. Unter Ausnutzung der über Syncom III übermittelten Funk- und Fernsehberichte von der Olympiade 1964 und durch entsprechende Reklame gelang es diesen Kreisen, den Aktienkurs von 20 Dollar bis Mitte Dezember 1964 auf 71,50 Dollar zu steigern; in dieser Situation entschloß sich der Vorstand der New Yorker Börse, die Notierung auf 40 Dollar zu begrenzen „um den Gebrauch der Aktien als Handels- oder Spekulationsobjekt zu entmutigen“ (7).

Die Aufgaben der COMSAT sind in Ziff. 305 u. a. wie folgt festgelegt worden:

Planung, Bau und Unterhaltung eines Nachrichtensatelliten-Systems auf kommerzieller Grundlage und gegebenenfalls unter Mitbeteiligung fremder Staaten oder ausländischer Gesellschaften;

Bereitstellung von Nachrichtenkanälen gegen Bezahlung für amerikanische und ausländische Gesellschaften;

Betrieb von bodenständigen Empfangs- und Sendestationen;

Forschungs- und Entwicklungsarbeiten;

Erwerb von Startberechtigungen von der USA-Regierung bzw. der NASA.

Als eine ihrer ersten Maßnahmen forderte die COMSAT von 15 USA-Firmen Entwürfe für Nachrichtensatelliten an, die nach Auftragsvergabe innerhalb von sechs Monaten fertiggestellt sein müssen. Inzwischen sind auch neun westeuropäische Raketen-Unternehmungen, darunter die überwiegend für die Bonner Wehrmacht tätige Boelkow-GmbH in Ottobrunn bei München, aufgefordert worden, Projektstudien für Raketen und Startvorrichtungen für Nachrichtensatelliten einzureichen (8).

Es ist geplant, etwa im Frühjahr 1965 einen von Hughes Aircraft gebauten synchron laufenden Nachrichtensatelliten in einer Höhe von etwa 35 000 Kilometer über dem Atlantik „parken“ zu lassen und über ihn probeweise für etwa zwei Monate Nachrichten und Fernsehprogramme zwischen Nordamerika und Westeuropa auszutauschen; danach, also etwa im Sommer oder Herbst 1965, sollen regelmäßige Funk-, Bild-, Faksimile- und Fernsehsendungen übermittelt werden. Nach der Erprobung weiterer Typen von Nachrichtensatelliten und der erfolgreichen Koordinierung der Bodenanlagen in den USA (Andover), Kanada (Mill Village) und Westeuropa (Goonhilly Downs [England], Pleumeur-Bodou [Frankreich], Raisting [Westdeutschland] und Fucino [Italien]) hofft man, ein globales Nachrichtensatelliten-System aufbauen zu können, das etwa Ende 1967 einsatzbereit sein kann (9).

Eine erste Bewährungsprobe bestand die COMSAT mit der Organisation der Fernsehübertragungen während der Olympiade 1964 von Tokio über Kashima (Japan), Syncom III, Point Mugu (USA) nach Montreal, von wo die Bänder nach Europa geflogen wurden. Die wissenschaftlich-technische Leistung, um diesen Satelliten auf seine „Parkstation“ zu bringen, ist beachtlich (10): seine Umlaufzeit ist nur um 5 Sekunden größer als die Umdrehungszeit der Erde; sein Apogäum beträgt 35 927 km, sein Perigäum 35 641 km; er pendelt um 10 km um den Erdäquator nach Norden und Süden.

Die Nachrichtenverbindungen der USA-Streitkräfte werden vom Fernmelde-Amt des Verteidigungswezens (Defense Communications Agency, DCA koordiniert (11). DCA beabsichtigt, ein globales militärisches Nachrichtensatelliten-System aufzubauen, das aus 24–30 Satelliten zu je 50 Kilogramm Gewicht besteht (12). Die Satelliten sollen mit Titan-3-Raketen auf Umlaufbahnen von 8000–9000 Kilometer Höhe gebracht werden; mit einer Titan-3-Rakete können bis zu 7 Satelliten auf ihre Bahn geschossen werden. Es ist anzunehmen, daß trotz der Trennung in ziviles und militärisches Satelliten-System zwischen der COMSAT und DCA koordinierende Absprachen bestehen.

Die Washingtoner Abkommen vom 28. Juli 1964

Ein wirksames Nachrichtensatelliten-System setzt internationale Absprachen und ihre völkerrechtliche Fixierung voraus. Das Gesetz ermächtigt in Ziff. 402 die COMSAT, im Benehmen mit dem USA-Außenministerium entsprechende Verhandlungen mit ausländischen Postverwaltungen und Fernmeldegesellschaften zu führen. Während der Jahre 1963 und 1964 fanden orientierende Gespräche in den USA und in Europa zwischen der COMSAT und Vertretern verschiedener Postverwaltungen statt. Gesprächspartner der COMSAT waren vor allem die Vertreter der 1963 gegründeten sogenannten „Europäischen Konferenz für Fernmeldeverbindungen mittels Satelliten“, der gegenwärtig 16 Staaten des kapitalistischen Europas angehören. Auch mit Vertretern der UdSSR wurden, wie Haley berichtet, Beratungen geführt (13).

Als Ergebnis dieser Vorbesprechungen trat am 21. Juli 1964 in Washington eine Konferenz aus Vertretern Australiens, Belgiens, Dänemarks, Frankreichs, Großbritanniens, Irlands, Italiens, Japans, Kanadas, der Niederlande, Norwegens, Österreichs, Schwedens, der Schweiz, Spaniens, der USA, des Vatikan-Staates und Westdeutschlands zusammen, um über die Schaffung eines globalen, auf kommerzieller Grundlage beruhenden Satellitenfernmelde-Systems zu beraten. Man einigte sich darauf, ein internationales Konsortium zu gründen, das ein solches System aufbauen soll. Die Rechtsgrundlage für das Konsortium bildeten zwei am 14. Juli 1964 von allen Vertretern mit Ausnahme Norwegens, Österreichs, Schwedens und Spaniens paraphierte Abkommen: nämlich das Regierungsübereinkommen über die Organisationsgrundsätze und die Verwaltungsvereinbarung über die kommerziellen, finanziellen und technischen Angelegenheiten des Systems (14). Bis Ende 1964 hatten alle beteiligten Staaten mit Ausnahme von Österreich die Abkommen unterzeichnet. Bis zum 20. Februar 1965 konnten beide Abkommen von allen Mitgliedstaaten des Internationalen Fernmeldevereins unterzeichnet werden; neun Staaten haben davon Gebrauch gemacht (15). Die Begrenzung auf die ordentlichen und außerordentlichen Mitglieder des Internationalen Fernmeldevereins nach Art. 1 des Internationalen Fernmeldevertrages vom 21. Dezember 1959 schließt z. B. die DDR von der Teilnahme aus. Eine derartige Sperrklausel widerspricht dem Universalitätsprinzip, dem insbesondere diese Organisation unterworfen ist; diese Sperrklausel stellt, wie Außenminister Dr. Bolz schrieb, ein Zurückgreifen auf „Praktiken der Heiligen Allianz“ dar und „hat keinerlei sachliche Berechtigung; sie ist willkürlich und rechtswidrig; sie kann sich auf keinen Grundsatz des Völkergewohnheitsrechtes berufen, sie steht im Widerspruch zur UNO-Charta; sie soll lediglich einigen Regierungen und Regimen einseitige politische Vorteile verschaffen“ (16).

Beide Abkommen gelten als Interimslösungen. Zum 1. Januar 1969 ist allen Beteiligten ein Erfahrungsbericht zuzustellen. Auf einer internationalen Konferenz 1969 sollen endgültige Vereinbarungen getroffen werden, die zum 1. Januar 1970 in Kraft treten.

Für den Betrieb des globalen Satellitensystems ist ein Anfangskapital von 200 Millionen Dollar vorgesehen, das später auf 300 Millionen Dollar erhöht werden kann. Der Verteiler sieht folgende Quoten vor (17):

Australien	2,75 Prozent
Belgien	1,10 Prozent
Dänemark	0,40 Prozent
Frankreich	6,10 Prozent
Großbritannien	8,40 Prozent
Irland	0,35 Prozent
Italien	2,20 Prozent
Japan	2,00 Prozent
Kanada	3,75 Prozent
Niederlande	1,00 Prozent
Norwegen	0,40 Prozent
Österreich	0,20 Prozent
Portugal	0,40 Prozent
Schweden	0,70 Prozent
Schweiz	2,00 Prozent
Spanien	1,10 Prozent
USA	61,00 Prozent
Vatikan-Staat	0,05 Prozent
Westdeutschland	6,10 Prozent

100,00 Prozent

Das zur Leitung des Satelliten-Systems gebildete Konsortium wird von einem Komitee geleitet, das aus 12 gewählten Mitgliedern besteht. Ein Mitglied gilt als gewählt, wenn es mindestens 1,5 Prozent der Kapitalanteile auf sich vereinigt. Die Mitglieder werden von den Mitgliedstaaten zur Wahl vorgeschlagen; jeder Staat darf nur ein Mitglied vorschlagen. Die Staaten mit Anteilen unter 1,5 Prozent müssen sich also zusammen tun, z. B. Dänemark, Norwegen und Schweden, und einen gemeinsamen Vertreter benennen, der 1,5 Stimmen zählt. Dieses ausgeklügelte System gestattet, daß die neun größeren Staaten (Australien, Frankreich, Großbritannien, Italien, Japan, Kanada, Schweiz, USA und Westdeutschland) ständig vertreten sind, während die zehn kleineren Staaten (Belgien, Dänemark, Irland, Niederlande, Norwegen, Österreich, Portugal, Schweden, Spanien und der Vatikan-Staat) sich auf drei Kandidaten zu ihrer Vertretung einigen müssen — ein erneuter Beweis für die Mißachtung staatlicher Souveränität kleinerer Staaten in kapitalistischen internationalen Organisationen durch die großen „Haie“.

Jedes Mitglied hat bei der Entscheidung von Sachproblemen soviele Stimmen wie der Prozentanteil seines Staates am Kapital beträgt; danach hat z. B. das USA-Mitglied im Komitee 61 Stimmen. Das Komitee soll nach Möglichkeit einstimmig beschließen, doch genügt, wenn keine Einstimmigkeit erzielt werden kann, in vielen Fällen eine Mehrheit von mehr als 50 Prozent der von den Mitgliedern des Komitees vertretenen Kapitalanteile. In anderen Fällen, z. B. Festlegung bestimmter technischer Standards oder Abstimmung über den Haushaltsplan, muß eine Mehrheit vorhanden sein, die

aus den 61 USA-Stimmen und 12,5 oder 8,5 weiteren Stimmen besteht. Praktisch kann also nichts gegen die USA bzw. gegen die großen USA-Nachrichtengesellschaften beschlossen werden, die damit eine hegemoniale Stellung im Konsortium einnehmen.

Die Geschäftsführung liegt bei der amerikanischen COMSAT – ein weiterer Ausdruck der USA-Dominanz.

Insgesamt ergibt sich, wie Tscheprow (UdSSR) auf dem VII. Kolloquium für Weltraumrecht am 10. September 1964 in Warschau ausführte, daß COMSAT ein Monopol besitzt, das vielen Staaten zu ersten Befürchtungen Anlaß gibt, weil die von ihnen beabsichtigte Nutzung der neuen Nachrichtenkanäle von „den Launen der COMSAT“ abhängt. Auch Haley (USA) mußte auf dem o. a. Kolloquium einräumen, daß die Hegemoniestellung der COMSAT den Mitgliedstaaten des Konsortiums bei der Ausarbeitung des oben genannten Regierungsabkommens vom 28. Juli 1964 Sorgen bereite und noch bereite. Die Wahrnehmung staatlicher Hoheitsaufgaben durch COMSAT – genauer: durch die American Telephone and Telegraph Company – veranlaßte den Amerikaner Wechsler 1962 zu der Bemerkung, daß die USA zugunsten einer Privatgesellschaft auf Bereiche staatlicher Souveränität verzichtet haben und es einfacher gewesen wäre, die American Telephone and Telegraph Company zum UNO-Mitglied zu machen (18).

Inzwischen werden seit Oktober 1964 Pläne eines europäischen Fernmeldesatelliten-Netzes diskutiert; der Hauptanstoß geht offenbar von Großbritannien aus, das bereits umfangreiche Vorarbeiten in Farnborough durchgeführt hat.

Die in Ziff. 102 des oben erwähnten USA-Gesetzes vom 31. August 1962 aufgezählten humanistischen Motive wie Beitrag zum Weltfrieden und zur Verständigung und Hilfe für wirtschaftlich weniger entwickelte Länder und Gebiete verlieren wesentlich an Substanz, wenn man sich die faktische Beherrschung des neuen Nachrichtenübermittlungssystems durch die „American Telephone and Telegraph Company“ vergegenwärtigt und ihr aus dem Wesen des Imperialismus erwachsendes Streben nach Maximalprofit berücksichtigt – Humanismus und Imperialismus vertragen sich nicht.

Abschließend sei noch dies festgestellt: die privatkapitalistische COMSAT wurde auf der VI. Tagung des UNO-Ausschusses für friedliche Nutzung des Weltraumes im Oktober/November 1964 wiederholt kritisiert. So sprach sich Ungarn „gegen die Kommerzialisierung des Weltraumes für private Zwecke... und gegen die Beteiligung einer mit großen Mitteln ausgestatteten und auf Profite ausgerichteten Gesellschaft“ aus (20). Der Vertreter der CSSR forderte, daß jeder Mißbrauch der neuen Nachrichtentechnik durch eine kapitalistische Aktiengesellschaft verhindert werden müsse; er kündigte an, daß sich die CSSR vorbehalte, zu gegebener Zeit Rechtsgrundsätze über die Benutzung von Satelliten zu Nachrichtenzwecken vorzulegen (21).

Wird die Tätigkeit der COMSAT im Lichte der in den letzten Jahren von der UNO-Vollversammlung einstimmig angenommenen Resolutionen analysiert, so ergibt sich, daß der in diesen Resolutionen zum Ausdruck gebrachte und auf der UNO-Charta basierende völkerrechtliche Universalitätsgrundsatz durch COMSAT verletzt wird. In der einstimmig – also auch mit der Stimme der USA – gebilligten UNO-Resolution A/1721 (XVI) vom 20. Dezember 1964 heißt es unter B, „daß Nachrichtenverbindungen unter Einschaltung von Satelliten allen Staaten der Welt (Sperrung vom Verfasser) sobald wie möglich auf weltweiter und nichtdiskriminierender Grundlage zur Verfügung gestellt werden sollen“ (22). In der UNO-Resolution A/1962 (XVIII) vom 13. Dezember 1963 war wiederum einstimmig und feierlich erklärt worden (23), daß „die Erforschung und Benutzung des Weltraumes zum Nutzen und im Interesse der gesamten Menschheit (Sperrung vom Verfasser) durchgeführt werden.“

Der Aufbau eines globalen Systems von Nachrichtensatelliten birgt noch eine Reihe ungeklärter Rechtsfragen. Hier sei nur die Frage der staatlichen Verantwortlichkeit und Haftung genannt, die zwar in der UNO-Resolution A/1962 (XVIII) festgestellt

worden ist, aber noch der näheren Präzisierung bedarf; in diesem Zusammenhang taucht das Problem der Flaggenführung durch Satelliten internationaler Organisationen auf. Ferner sei auf das völkerrechtliche Verbot der Kriegspropaganda hingewiesen. Auch wurden bereits solche Fragen diskutiert: Wie würden die USA bzw. das o. a. Konsortium reagieren, wenn ein Staat, über dessen Gebiet ein Synchron-Nachrichtensatellit fixiert ist, von den USA bzw. dem Konsortium einen Anteil an den Benutzungsgebühren verlangt? Ist es notwendig, den Nachrichtensatelliten und ihren Umlaufbahnen einen ähnlichen Schutz zuzubilligen wie den Seekabeln auf Grund des Kabelabkommens von 1884? Wie lassen sich Patentrechte in Nachrichtensatelliten schützen? Welche technischen und rechtlichen Möglichkeiten gibt es, das ungenehmigte „Anzapfen“ eines Satelliten wirkungsvoll zu verhindern?

Das System der Nachrichtensatelliten steckt noch in den Anfängen. Es wird aber am Ende des jetzigen Jahrzehnts feste Gestalt angenommen haben. Um von vornherein jeglichem Mißbrauch vorzubeugen, muß immer wieder betont werden, daß jede Tätigkeit im Weltraum, wie die UNO-Vollversammlung in den letzten Jahren mehrfach einstimmig festgestellt hat, den Grundsätzen und Normen des Völkerrechts unterliegt und dem friedlichen Zusammenleben der Völker zu dienen hat. Dementsprechend muß die Nachrichtenübermittlung über Erdsatelliten als staatliche Aufgabe auf der Grundlage der Gleichheit der Staaten entwickelt werden; mit Recht hat die Sowjetunion in ihrer Grundsatzerklärung betreffend die Tätigkeiten der Staaten bei der Erforschung und Benutzung des Weltraumes in Ziffer 7 gefordert (24):

„Alle Tätigkeiten jeder Art zur Erforschung und Benutzung des Weltraumes dürfen ausschließlich von Staaten vorgenommen werden; die Hoheitsrechte der Staaten an den von ihnen gestarteten Gegenständen verbleiben bei ihnen.“

Dazu wird es notwendig sein, solche zwischenstaatlichen Organisationsformen zu finden, die allen Staaten der Welt ohne jegliche Diskriminierung den Zugang und die Mitarbeit am Nachrichtensatelliten-System gestatten. Für den Internationalen Fernmeldeverein ergibt sich hier als Initiator und Organisator eine bedeutungsvolle Aufgabe. Er wird ihr aber nur gerecht werden können, wenn er die völkerrechtswidrige Sperrklausel aufgibt und jedem Staat ohne Ansehen seines sozialökonomischen Status den Beitritt ermöglicht. Die internationale Zusammenarbeit auf dem Gebiet der Nachrichtenverbindungen über den Weltraum darf nicht Angelegenheit eines imperialistischen Monopols sein und bleiben, sie muß von Rechts wegen Sache der Völker und ihrer Staaten und Regierungen sein und werden.

Abgeschlossen: 28. Februar 1965

Anmerkungen

1. Clarke, Extra-Terrestrial Relays, in *Wireless World*, 1945, S. 305 ff.; vgl. dazu: ders., *The Social Impact of Communication Satellites*, in: *Proceedings of the IV. Colloquium on the Law of Outer Space*, Washington 1961, S. 70 ff.
2. Haviland, *The Communication Satellite*, in *Acta Astronautica*, Heft 4/1958, S. 70 ff. Zum Problem der Nachrichtensatelliten, vgl. ferner: Pierce, *Satellites and Television*, in: *Telecommunication Journal*, Heft 6/1961, S. 334 ff.; Weppler, *Intercontinental Television Relaying by Satellite*, ebenda, Heft 8/1962, S. 247 ff.; Mueller und Spangler, *Communication Satellites*, New York-London-Sidney, 1964. Eine Bibliographie zu den technischen, wirtschaftlichen, soziologischen und juristischen Problemen der Nachrichtensatelliten-Systeme findet sich bei Cohen (Herausgeber), *Law and Politics in Space*, Montreal, 1964, S. 193 ff., mit etwa 50 Titeln.
3. Besonders aktiv auf dem Gebiet des Raketenbaues und der Weltraumforschung – dabei fallen auch noch bedeutende militärische Erkenntnisse mit an – sind im kapitalistischen Bereich Australien, Frankreich, Großbritannien, Italien und Westdeutschland. Sie haben sich mit anderen kapitalistischen Staaten zu den Weltraumorganisationen ELDO (Europäische Organi-

sation für die Entwicklung von Weltraumflugkörpern) und ESRO (Europäische Organisation für Weltraumforschung) zusammengeschlossen, vgl. Reintanz, ELDO und ESRO, in *Astronomie und Raumfahrt*, Nr. 4/1964, S. 109 ff.

4. An Act to provide for the establishment, ownership, operation and regulation of a commercial communications satellite system and for other purposes (Communications Satellite Act), Public Law 87-624 (76 Stat. 419) vom 31. 8. 1962; englischer Text auch bei Haley, *Space Law and Government*, New York, S. 963, S. 485 ff. und bei Cohen, a. a. O., S. 167 ff.
5. COMSAT, Pressemitteilung vom 13. 8. 1964 und COMSAT-Report 1964, S. 12; vgl. ferner COMSAT: Prospectus for Stock Offering, in: *International Legal Materials*, Vol. III, Nr. 3/1964, S. 571 ff.
6. COMSAT-Report 1964, S. 10. Zur Aktienausgabe und zu den wirtschaftlichen Hintergründen von COMSAT, insbesondere dem Konkurrenzkampf mit den Kabelfirmen, vgl. *Neue Zeit*, Nr. 16/1964, S. 18; *Astronomie und Raumfahrt*, Nr. 3/1964, S. 100; ND-A- vom 25. 12. 1964 und *Weltraumfahrt*, Nr. 6/1964, S. 187.
7. COMSAT-Report 1964, S. 10.
8. „Die Welt“, Westberliner Ausgabe, vom 8. 1. 1965. In einer Sprecher-Erklärung des Außenministeriums der DDR vom 5. 2. 1964 zur westdeutschen Raketenproduktion, vgl. 15 Jahre Kampf der DDR für Sicherheit, Entspannung und Abrüstung, Berlin, 1964, S. 202, heißt es u. a.: „Unter dem Vorwand, 'Weltraumforschung' zu betreiben, befassen sich in Westdeutschland zahlreiche Rüstungsgruppen, denen dabei umfangreiche staatliche Mittel zur Verfügung stehen, mit der Herstellung eigener Kernwaffenträger.“
Zu den westdeutschen Firmen, die sich mit einer Raketenrüstung beschäftigen, gehört die dem ‚Bundesverteidigungsministerium‘ unterstehende Industrieverwaltungsgesellschaft m. b. H., auf deren Luftfahrt- und Raketenentwicklungszentrum in Ottobrunn bei München, wie es in der westdeutschen Presse heißt, „modernes Kriegsmaterial entwickelt und erprobt wird.“ Die Industrieverwaltungsgesellschaft m. b. H. hat engen Kontakt ... zu der Fa. Bölkow ... die ihrerseits maßgeblich in die Entwicklung und Produktion der dritten Stufe einer sogenannten europäischen Trägerrakete einbezogen (ist). – Die „Frankfurter Allgemeine Zeitung“ schrieb am 17. Juli 1963: „Der Umfang des militärischen Umsatzes an dem Gesamtumsatz der Bölkow-Entwicklungen KG dürfte zwei Drittel bis drei Viertel betragen.“
9. COMSAT, Pressemitteilungen vom 22. 6. 1964 und 23. 12. 1964. Nach der am 23. 12. 1964 zwischen COMSAT und NASA geschlossenen Vereinbarung übernimmt es NASA, die Nachrichtensatelliten für 3,5 Millionen Dollar je Start auf ihre Umlaufbahn zu bringen.
10. *Weltraumfahrt*, ebenda.
11. Vgl. Reese, *Defense Communications Agency*, in: *U.S. Naval Institute Proceedings* 1964, S. 134 ff.
12. Präsident Johnson kündigte am 8. 8. 1964 auf einer Pressekonferenz an, daß die USA ein globales Erdsatellitensystem zur Übermittlung „wichtiger militärischer Nachrichten in Krisenzeiten“ planen, das aus 24 Satelliten bestehen und 1966 arbeitsbereit sein soll, vgl., „Die Welt“ vom 10. 8. 1964.
13. Haley, Report of the Chairman of Working Group VII, *International Institute of Space Law*, presented at the VII. Colloquium on the Law of Outer Space, Warschau, 1964, S. 23 und 29 ff.
14. Department of State, Pressemitteilung Nr. 346 vom 28. 7. 1964, vgl. ferner: *New York Times* vom 20. 7. 1964; *Bundesanzeiger* vom 30. 7. 1964; Archiv der Gegenwart vom 8. 8. 1964, S. 11 362; Haley-Report, a. a. O., S. 26 ff.; Texte in: *International Legal Materials*, Vol. III, Nr. 5/1964, S. 805 ff.
15. COMSAT, Pressemitteilung vom 15. 2. 1965; die Namen der Staaten wurden nicht genannt.
16. Außenminister Dr. Bolz, Die Universalität als Voraussetzung und Ziel der Vereinigten Nationen, in: *Deutsche Außenpolitik*, Nr. 12/1964, S. 1141; vgl. auch Protokoll der 9. Sitzung der Volkskammer der DDR vom 19. 11. 1964, S. 250/251.
17. COMSAT-Report 1964, S. 16/17; die Quoten sind auf 6 Dezimalstellen präzisiert.
18. Nach Tscheprow, der sich auf die „New York Post“ stützt.
19. DGRR-Mitteilungen, Nr. 66/1965, S. 12.
20. UN-Monthly, Nr. 12/1964, S. 43.
21. Ebenda, S. 46.
22. Deutscher Text in: *Zeitschrift für Luftrecht und Weltraumrechtsfragen*, Nr. 2/1962, S. 138 ff.
23. Deutscher Text ebenda, Nr. 2/1964, S. 120 ff.
24. UN-Doc. A/AC.105/C.2 L. 1; deutscher Text in: *Zeitschrift für Luftrecht und Weltraumrechtsfragen*, Nr. 1/1963, S. 47/48.

Astronomische Ergebnisse der Astronautik

Weitere Möglichkeiten der astronomischen Forschung

KARL-HEINZ NEUMANN

Fortsetzung und Schluß

Die abgeleiteten Meßwerte des Energieflusses ergaben eine recht gute Korrelation mit dem Index der grünen Koronalinie bei der Wellenlänge von 5303 Å. Die folgende Tabelle mag dies verdeutlichen. Es hat den Anschein, als hätten die solare Röntgenstrahlung und die grüne Koronalinie ihren Ursprung in den gleichen Regionen der Sonnenkorona.

Datum der Messung	Strahlungsfluß der Röntgenstrahlung (2–10 Å) (erg/cm ² sec)	Index der grünen Koronalinie Lambda = 5303 Å
19.–20. 8. 1960	$7,6 \cdot 10^{-4}$	91 – 88
1.– 2. 12. 1960	$2,4 \cdot 10^{-4}$	51 – 47
15. 2. 1961	$4 \cdot 10^{-4}$	65

Es kann festgestellt werden, daß die durch die sowjetischen Satelliten und geophysikalischen Raketen erhaltenen Meßwerte in guter Übereinstimmung mit denen, die in den USA ausgeführt wurden, stehen. Hier handelt es sich vor allem um die von H. Friedmann und seinen Mitarbeitern durchgeführten Untersuchungen. Auch mit den theoretischen Ergebnissen, die von G. Elwert (Vgl. J. Geophys. Research 66, 391; 1961) erhalten wurden, stimmen die Meßwerte der sowjetischen Wissenschaftler recht gut überein.

Auch Messungen der ultravioletten Strahlung der Sonne wurden während des Fluges des zweiten unbemannten Raumschiffes ausgeführt. An der Ausarbeitung und Auswertung dieses Experiments waren A. T. Efremow, A. L. Podmoschenki und O. N. Efimow beteiligt. Die Meßinstrumente dieses Raumschiffes waren Fotosekundärelektronenvervielfacher, denen automatisch einzelne Filter vorgesetzt wurden. Die Filter bestanden aus Cu, Be, Al, LiF, Ca F₂ und Si O₂. Bei diesen Messungen wurden sowohl Werte bei einer Eruption als auch bei ruhiger Sonne erhalten. Der Energiefluß entsprach bei der ruhigen Sonne einer effektiven Temperatur $T_e = 0,9 \cdot 10^6$ Grad K. Während der Sonneneruption betrug die effektive Temperatur $T_e = 6,5 \cdot 10^6$ Grad K.

Letztgenannte Messungen wurden im Wellenlängenbereich von 1–1500 Å ausgeführt. Das Interessante ist, daß im Wellenlängenbereich von 44–100 Å während der Sonneneruption keine Änderungen des Energieflusses festgestellt werden konnten. Bei der Wellenlänge von 5 Å dagegen trat ein außerordentlich starker Anstieg des Strahlungsflusses während des Auftretens der Eruption ein. Während der gesamten Zeit der Beobachtungen änderte sich die Intensität der Lyman-Alpha-Linie des Wasserstoffs nur um das Sechsfache. Während der Sonneneruption wurde ein Absinken der Intensität der Lyman-Alpha-Strahlung festgestellt.

Beim dritten sowjetischen Raumschiff (1.–2. 12. 1960) verwendete man ein Gitter-Elektrospektrophotometer. Dieses Experiment war von Bruns und Prokowjew entwickelt und ausgewertet worden. Man fand als mittleren Wert des Strahlungsflusses der He II-Linie bei der Wellenlänge von 304 Å etwa $0,5 \text{ erg/cm}^2 \text{ sec}$. Diese Linie wird von der Sonnenchromosphäre emittiert.

Die Meßwerte, die mit dem ersten amerikanischen Röntgenstrahlungsmeß-Satelliten Solar-Radiation I 1960 Eta, im Bereich von 2–8 Å gewonnen wurden, stehen in sehr guter Übereinstimmung mit den sowjetischen Meßergebnissen. Auch die Intensität der Wasserstoff-Lyman-Alpha-Linie wurde mit diesem Satelliten gemessen. Die Ergebnisse ergaben auch hier, daß während Sonneneruptionen kein Anstieg der Lyman-Alpha-Strahlung zu beobachten ist. Nur vier Minitrack-Stationen waren am Empfang der Meßwerte beteiligt. Hätte man mehr Stationen zur Verfügung gehabt, wäre die Ausbeute an Ergebnissen größer gewesen.

Interessant sind auch die ersten Versuche der Erlangung von Bildern der Sonne im Bereich der Röntgenstrahlung. Bisher ist dieses Experiment einmal bei einem Aufstieg einer amerikanischen Höhenrakete geglückt. Zur Aufnahme wurde eine Lochkamera, vor deren Öffnung sich ein entsprechendes Filter befand, eingesetzt. Es ist beabsichtigt, derartige Lochkameras für Röntgenstrahlungsbilder der Sonne auch bei Satelliten zu verwenden. Dabei sollen diese Aufnahmen in zwei Bereichen erfolgen, erstens im Spektralbereich von 8–18 Å und zweitens im Bereich von 44–60 Å. Da vor allem bei hoher Sonnenaktivität eine intensive Röntgenstrahlungszunahme festzustellen ist, dürften derartige Experimente vor allem für den Beginn der neuen Aktivitätsphase der Sonne in den Jahren nach 1965 interessant sein. Man erreicht bei diesen Bildern im Röntgenstrahlungsbereich ein Auflösungsvermögen von 2–3 Bogenminuten.

Bei der sehr kurzwelligen Röntgenstrahlung gelang es bisher in zwei Fällen bereits bei Ballonaufstiegen in Höhen von 30 km während sehr starker Sonneneruption Strahlung nachzuweisen. In einem Fall einer Eruption wurde für 18 Sekunden im Bereich von 0,02 Å ein Strahlungsausbruch und im zweiten Fall bei 0,4 Å für 100 Sekunden ein derartiger Ausbruch festgestellt. Diese Eruptionen waren jeweils mit Typ IV der Radiobursts gekoppelt. Man beabsichtigt, in den kommenden Jahren der zunehmenden Sonnenaktivität derartige Messungen auch mit Satelliten auszuführen.

Ferner sind andere Röntgenstrahlungsuntersuchungen, die mit Gammastrahlungsuntersuchungen kombiniert sind, vorbereitet. Bei diesen Experimenten will man Röntgenstrahlungsteleskope einsetzen, die direkte Bilder der Sonne von kleineren Gebieten der Oberfläche im Strahlungsbereich von 3–8 Å liefern. Damit gekoppelt sollen Messungen des Strahlungsflusses in jeweils dekadischen Bereichen, so von 10^{-5} bis 10^{-4} Å, von 10^{-2} bis 10^{-1} Å, von 0,1 bis 1 Å usw. ausgeführt werden.

Bezüglich der Röntgen- und Gammastrahlung anderer Sterne muß eine größere Zahl von direkten Messungen ausgeführt werden, um Aufschlüsse zu erhalten. Auch hier sind zahlreiche Experimente im Stadium der Entwicklung. In der Sowjetunion wurden bekanntlich mit den Satelliten der Kosmos-Serie bereits erste Untersuchungen über die UV- und Röntgenstrahlung stellarer bzw. interstellarer Objekte ausgeführt. Es ist deshalb damit zu rechnen, daß in absehbarer Zeit Erdsatelliten für stellare Kurzwellenstrahlungsuntersuchungen eingesetzt werden. Dabei wird man diese Beobachtungen kaum im Bereich zwischen 912 und 20 Å ausführen können, da hier die Linien des H, He I, He II und die sekundären Linien der C-, N- und O-Ionen des interstellaren Gases eine starke Absorption erzeugen.

Bevor der Mensch erstmalig den Mond betreten wird, werden sehr exakte Untersuchungen der Röntgen- und Gammastrahlung der Mondoberfläche nötig werden. Ihr Auftreten ist infolge der auf dem Mond induzierten Radioaktivität (durch die primäre kosmische Strahlung), durch natürliche Radioaktivität und auch durch die verstärkte kosmische Strahlung bei Sonneneruptionen in Form von Fluoreszenzleuchten möglich.

Die Trägerrakete Europa 1

HORST HOFFMANN

Ergänzend zu dem Beitrag „ELDO und ESRO“ in Heft 4/1964 von Prof. Dr. jur. Gerhard Reintanz sollen in diesem Artikel die technischen Einzelheiten des neuesten Entwicklungsstandes der ELDO-Trägerrakete und des ELDO-Satelliten behandelt werden.

F 1 bis F 9

F 1 ist die Bezeichnung des am 5. Juni 1964 von Woomera in Australien gestarteten Erststufen-Versuchsgerätes der ELDO-Trägerrakete „Europa 1“. Die englische „Blue Streak“, welche die unterste Stufe bildet, erreichte bei diesem Versuch eine Geschwindigkeit von 13 810 km/h und ein Apogäum von 240 km. Der Brennschluß erfolgte jedoch sieben Sekunden zu früh, weil der Programmierer für die Schubregelanlage versagte.

F 2 und F 3 sollen ebenso wie der erste Versuch die Zuverlässigkeit des Systems der ersten Stufe der Trägerrakete überprüfen. Alle drei Starts erfolgen von Woomera aus in Richtung Nord-West und folgen bis Talgarne der Teststrecke, die für das ursprüngliche militärische „Blue-Streak“-Projekt vorgesehen war.

F 4, F 5 und F 6 sind die folgenden Startversuche, bei denen Attrappen der Oberstufe und eine komplexere Testausrüstung mitgeführt werden. Diese Starts erfolgen von Woomera aus in Richtung Nord und folgen einer Strecke, die später für die Funklenkung und Bahnverfolgung der fertigen „Europa 1“ benutzt wird.

Parallel zu diesen Starts der Erststufen sollen Frankreich und Westdeutschland die Zweit- bzw. Drittstufe erproben. Die französischen Versuchsstarts werden von dem Raketengelände Colomb Béchar aus in der Sahara erfolgen.

F 7, F 8 und F 9 sollen die letzten Starts der ersten Programmpphase sein. Dabei wird es sich bereits um Orbitalflüge handeln. Die ersten beiden Versuche werden mit Satellitenattrappen durchgeführt. Wenn die Fernlenk- und Bahnverfolgungsstationen in Nordaustralien rechtzeitig fertig werden, soll 1967 der erste funktionsfähige Testsatellit „Satellit Test Vehicle“ (STV) gestartet werden.

Die Aufgabenstellung

Mit der „Europa 1“ sollen folgende Nutzlasten auf Bahnen gebracht werden:

1. ein Satellit mit einem Gewicht von einer Tonne auf eine polare Kreisbahn in einer Höhe von 500 km;
2. ein Satellit mit einem Gewicht von 100 kg auf eine elliptische Polarbahn mit einem Apogäum von 160 000 km;
3. eine Raumkapsel von 200 kg als Teil eines Systems von Kommunikationssatelliten, auf eine hohe äquatoriale Kreisbahn.

Zur Zeit arbeitet man im Rahmen der ELDO an einer Erhöhung der Leistungsfähigkeit der „Europa 1“. Zwei Methoden stehen dabei im Mittelpunkt der Diskussion:

- a) Die dritte Stufe erhält einen Satz kleiner gebündelter Feststoffraketen aufgesetzt. Diese zusätzlichen Raketenmotoren werden als Apogäumsraketen eingesetzt und erlauben eine Steigerung der Nutzlast. 250 bis 450 kg Nutzmasse könnten auf Höhen gebracht werden, die für Nachrichtensatelliten erforderlich sind.

- b) Für die zweite und dritte Stufe des Trägerraketensystems werden hochenergetische Treibstoffe verwendet. Dabei denkt man an Kombinationen von Flüssigwasserstoff und Fluor. Der spezifische Impuls würde zwar bei über 400 sec liegen, aber die Entwicklungszeiten wären wesentlich länger als die für eine Feststoff-Apogäumsrakete.

Die neuesten technischen Daten von „Europa 1“

Abmessungen:

Gesamtlänge	31,70 m
Länge der ersten Stufe	18,40 m
Länge der zweiten Stufe	5,50 m
Länge der dritten Stufe	3,80 m
Nasenkappe	4,00 m
Durchmesser der ersten Stufe	3,05 m

Gewichte:

Gesamtgewicht beim Start	105 Tonnen
Gesamtgewicht der ersten Stufe 80 bis 90 Tonnen je nach Einsatzzweck	
Gesamtgewicht der 2. Stufe	11,5 Tonnen
Gesamtgewicht der 3. Stufe	3,3 Tonnen

Schubleistungen:

Erste Stufe (2 Kammern) insgesamt 136 000 kp, Treibstoffe: Kerosin und flüssiger Sauerstoff.

Zweite Stufe (4 Kammern) insgesamt 28 000 kp, Treibstoffe: asymmetrisches Dimethylhydrazin und Stickstofftetroxyd.

Dritte Stufe (eine und zwei Kammern) 2250 kg und zusätzlicher Hilfsantrieb zum Erreichen hoher Umlaufbahnen (2 Triebwerke mit je 50 kg Schub, Treibstoffe: Aerozin und Stickstofftetroxyd.

Schwierigkeiten würden sich allerdings bei der Führung und Steuerung des Systems ergeben.

Der neueste Stand

Der derzeitige Entwicklungsstand der drei Raketenstufen der „Europa 1“ ist folgender:

Die Treibstoffe sind bei allen drei Stufen mittlereenergetische Flüssigtreibstoffe. Die Steuerung erfolgt in allen drei Fällen durch schwenkbare Brennkammern, die kardanisch aufgehängt sind. Die Kühlung der Triebwerke der Erst- und Drittstufe erfolgt regenerativ. Bei der Zweitstufe wird eine Filmkühlung verwendet.

Die „Blue Streak“-Erststufe

Bei der englischen Erststufe der „Europa 1“ handelt es sich um eine Weiterentwicklung einer ursprünglich militärischen Langstrecken-Rakete mit einer Reichweite von 4800 km. Sie wurde vom britischen Beschaffungsamt 1965 in Auftrag gegeben. Später wurde jedoch ihre Entwicklung abgebrochen.

Die Versuchsgeräte F1, F2 und F3 entsprechen noch weitgehend diesem militärischen Vorgänger. Die endgültige Erststufe der „Europa 1“ wird jedoch stärkere Abweichungen aufweisen.

Technische Daten der Erststufe F 1

Fahrzeugabmessungen

Länge	21,12 m
(die endgültige Version wird nur 18,40 m lang sein)	
Durchmesser	3,05 m

Fahrzeuggewichte

Trockengewicht	6 169 kg
Abschußgewicht	93 193 kg
Flüssigsauerstoff	60 334 kg
Kerosin	26 236 kg
Hydrauliköl und Steuergas	456 kg
Brennschußgewicht	14 833 kg

Triebwerksdaten

Schub je Motor zur Zeit	62 140 kp
verbesserte Version	68 050 kp
Brenndauer	153,3 sec
Gewichtsverhältnis Flüssigsauerstoff/Kerosin (Durchschnitt)	2,25 : 1
Schubdüsendruck (am Injektor)	38,25 kg/cm ²

Flüssigsauerstoffanlage

Behälterdruck (in Betrieb)	1,86 kg/cm ²
(leer)	0,30 kg/cm ²
Pumpendurchfluß	185,2 kg/sec ²
Pumpenförderdruck	55,89 kg/cm ²

Kerosinanlage

Behälterdruck (in Betrieb)	0,77 kg/cm
(leer)	0,11 kg/cm
Pumpendurchfluß	80,90 kg/sec
Pumpenförderdruck	54,28 kg/cm

Gasgenerator und Turbine

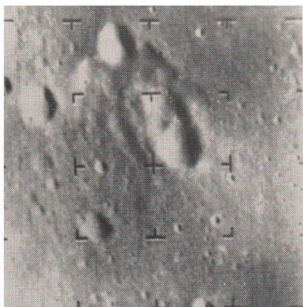
Turbinenleistung	2 444 PS
Turbinendrehzahl	29 464 U/min
Pumpendrehzahl	6 031 U/min
Gasgeneratordruck	28,33 kg/cm ²
Gasgeneratortemperatur	925° K

Die Zweitstufe „Coralie“

Die zweite Stufe der ELDO-Trägerrakete „Europa 1“ wurde auf der Grundlage der Erfahrungen mit der französischen „Veronique“-Rakete entwickelt. Die Erprobung der „Coralie“ hat bereits begonnen. So laufen seit Monaten auf den Prüfständen sowohl einzelne Elemente als auch das gesamte Triebwerk.

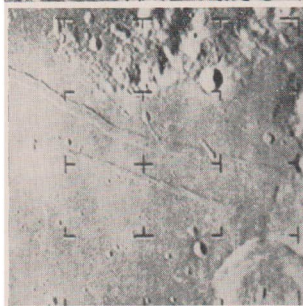
Als nächste Stufe folgen Flugversuche mit einer aufgesetzten Attrappe als dritte Stufe. Dieses Versuchsgerät hat die Bezeichnung „Cora“ und soll später mit einer echten Drittstufe erprobt werden. Dann sollen schließlich im ersten Halbjahr 1965 die ersten Versuche mit der kompletten „Coralie“-Drittstufe beginnen.

Die „Coralie“ befindet sich noch im Stadium der Entwicklung. Verantwortlich für diese Arbeiten ist die Lenk Waffenabteilung der Delegation Ministerielle pour l'Armement (DMA). Diese Behörde glaubt, daß in drei Jahren die „Coralie“ in Serienproduktion gehen kann. Die dafür erforderlichen Kosten wurden auf 150 Millionen Franc veranschlagt.



Fernsehaufnahmen von der Mondsonde Ranger 8 aus

Links oben: Der Krater Delambre im Mittelpunkt des Bildes. Die Aufnahme wurde mit der F-B-Kamera gewonnen. (Gilt auch für die nächsten 4 Bilder.) Brennweite der Optik: 75 mm, Öffnungsverhältnis 1 : 2, Gesichtsfeld 8,4 Grad. Die Aufnahme entstand 7 Minuten vor dem Aufschlag, die Sonde war 756 km von der Mondoberfläche entfernt, die abgebildete Fläche beträgt etwa 150×116 km.



Links Mitte: Das Bild zeigt ein Gebiet südöstlich der Aufschlagstelle. Deutlich sind die beiden Rillen südwestlich vom Krater Sabine, der in der rechten unteren Bildecke zu sehen ist, zu erkennen. Der Krater Sabine hat in der Lohrmannschen Mondkarte die Bezeichnung V. Die Sonde war zu diesem Zeitpunkt 434 km vom Mond entfernt, die abgebildete Fläche beträgt etwa 93×69 km.



Links unten: Eine Aufnahme aus der Umgebung des Aufschlaggebietes im Mare Tranquillitatis. Im unteren Teil links finden wir eine unregelmäßige Vertiefung, im oberen Teil eine längliche. Die Aufnahme entstand in 80 km Abstand, 45,6 Sekunden vor dem Aufschlag. Das abgebildete Gebiet umfaßt eine Fläche von etwa $19 \times 13,6$ km.

Oben: Im oberen Bildteil ist die unregelmäßige Vertiefung vom Bild links unten zu erkennen. Die Sonde hatte hier einen Mondabstand von 44,3 km und befand sich 25,13 Sekunden vor dem Aufschlag. Die abgebildete Fläche hat eine Ausdehnung von etwa $10,4 \times 7,2$ km.

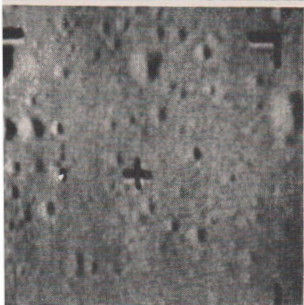


Oben: Im oberen, linken Teil des Bildes ist das nördliche Randgebiet der unregelmäßigen Vertiefung vom vorhergehenden Bild zu erkennen. Das obige Bild wurde aus einem Abstand von 8,2 km gewonnen, 4,65 Sekunden vor dem Aufschlag. Die gezeigte Fläche beträgt etwa $121,9 \times 91,4$ m.

Rechts oben: Diese und die nächste gezeigte Aufnahme wurden mit der Kamera F-A gemacht; sie hat eine Linse mit 25 mm Brennweite, ein Öffnungsverhältnis von 1 : 1 und ein Gesichtsfeld von 25 Grad. Das Bild wurde 2 Minuten 15 Sekunden vor dem Aufschlag gewonnen, die Sonde war hier 243 km von der Mondoberfläche entfernt. Der Bildausschnitt hat eine Kantenlänge von etwa 124×108 km. Deutlich sind die Krater Sabine und Ritter zu erkennen (in der Lohrmannschen Karte V und W). Östlich von ihnen sieht man den kleinen Krater Schmidt (in der Lohrmannschen Karte ohne Bezeichnung).

Rechts Mitte: Aufnahme des Mare-Gebietes in einem Mondabstand von 3,65 km, 2,09 Sekunden vor dem Aufschlag.

Rechts unten: Eine Aufnahme mit einer der P-Kameras. Ranger 8 besaß 4 sogenannte P-Kameras (P ist die Abkürzung für partial scan camera, also eine nicht ständig in Betrieb befindliche Kamera). Diese Kameras hatten jeweils Optiken von 75 und 25 mm Brennweite, wobei bei den beiden ersten das Öffnungsverhältnis 1 : 2 und das Gesichtsfeld 2,1 Grad, bei den beiden anderen das Öffnungsverhältnis 1 : 1 und das Gesichtsfeld 6,3 Grad betrug. Hier handelt es sich um das letzte, von Ranger 8 mit einer dieser Kameras aufgenommene Bild. Die Sonde war 427 m von der Mondoberfläche entfernt, 0,4 Sekunden später erfolgte der Aufschlag. Das Bildfeld beträgt etwa $91,4 \times 121,9$ m. Die kleinsten hier zu erkennenden Krater haben einen Durchmesser von 1,5 m.





Aufnahmen von der Konferenz der Deutschen Astronautischen Gesellschaft am 12. Februar 1965 im Plenarsaal der Deutschen Akademie der Wissenschaften zu Berlin.

Oben: Prof. Dr. Johannes Hoppe (Mitte), Vizepräsident der Deutschen Astronautischen Gesellschaft, Direktor der Sternwarte Potsdam-Babelsberg der Deutschen Akademie der Wissenschaften zu Berlin; Dipl.-Gewl. Herbert Pfaffe (links), Sekretär der Deutschen Astronautischen Gesellschaft und Chefredakteur der Zeitschrift „Astronomie und Raumfahrt“; Karl-Heinz Neumann (rechts), Leiter der Satellitenbeobachtungsstation „Junge Welt“ und Deutsche Astronautische Gesellschaft.

Mitte: Medizinalrat Dr. Paetz (Vordergrund links), Verdienter Arzt des Volkes; Peter Stache (Vordergrund Mitte), Redakteur der Zeitschrift „Aerosport“; A. F. Schmidt (Vordergrund rechts), Herausgeber des Fliegerjahrbuches; Horst Seling (im Hintergrund); VVB Kohle, Cottbus.

Rechts: Prof. Dr. Johannes Hoppe beim Vortrag.

Fotos: Fritz-Joachim Thurn



Die Drittstufe

Die dritte Stufe der „Europa 1“, die von Westdeutschland entwickelt wird, ist wegen des Bestrebens, das Trägerraketensystem zu optimieren, mehrmals geändert worden.

Die ELDO-Drittstufe wird von der Arbeitsgemeinschaft Satellitenträger (ASATI), in der sich die Firmen Bölkow-Entwicklungen KG, VFW und Hamburger Flugzeugbau zusammengeschlossen haben, entwickelt und gebaut.

Das Haupttriebwerk und die beiden Steuerraketen werden auf den Prüfständen der Deutschen Forschungsanstalt für Luft- und Raumfahrt in Trauen und den Prüfständen der Deutschen Versuchsanstalt für Luft- und Raumfahrt in Lampoldshausen erprobt.

Der Versuchssatellit

Der erste Versuchssatellit für die „Europa 1“ wird in Italien unter der Leitung des Consiglio Nazionale delle Ricerche (C. N. R.) entwickelt und gebaut. Dieser nationale Forschungsrat beauftragte das Centro Ricerche Aerospaziali, ein Laboratorium des Luftfahrttechnischen Instituts der Universität Rom, mit der Projektierung und Forschung. Der endgültige Satellitenkörper soll ein Polyeder sein, der auf seiner vielkantigen Oberfläche zahlreiche Sonnenenergiezellen trägt. Mit dem ersten Versuchssatelliten, der ein Gewicht von 500 bis 600 kg haben wird, sollen folgende Aufgaben gelöst werden:

1. Studium der Umgebungsbedingungen, denen später der Satellit unterworfen ist.
2. Untersuchung verschiedener Verfahren zur Trennung des Satelliten von der dritten Stufe der „Europa 1“.
3. Festlegung der geeigneten Terminal-Führungsverfahren für verschiedene Satelliten.
4. Vermittlung von Erfahrungen an das Personal der ELDO-Staaten, die mit dem Start und der Bahnverfolgung betraut werden.

Finanzbestimmungen der ELDO

Die finanziellen Beiträge der Mitgliedstaaten für das innerhalb von fünf Jahren abzuschließende Anfangsprogramm sollen auf Grund eines von den betreffenden Regierungen gebilligten Vorschlags den Betrag von 70 Millionen nicht überschreiten. Sie werden anteilmäßig wie folgt geleistet.

Bundesrepublik Deutschland	22,01 %
Belgien	2,85 %
Frankreich	23,93 %
Italien	9,78 %
Niederlande	2,64 %
Großbritannien	38,79 %

Australien stellt der ELDO als seinen Beitrag das Raketenstartgelände Woomera mit gewissen Nebenanlagen zur Verfügung und leistet entsprechend seinen bereits gesammelten Erfahrungen technischen Beistand.

Hinsichtlich der Beiträge zu finanziellen Aufwendungen für spätere Programme wird der Rat den Mitgliedstaaten demnächst einen revidierten Verteilerschlüssel zur Genehmigung vorlegen.

Die Tabellen sind der „Interavia“ Nr. 8/1964 entnommen.

Zu unserem Bildbeitrag über die ehemalige Sternwarte Remplin in Heft 4/1964, Seite 118, sandte uns Herr S. Schünemann, Lehrer in Remplin, folgende Ergänzung:

Vergessenes Kulturerbe?

Wer die Straße 104 von Teterow nach Malchin entlangfuhr, blickte in Remplin bewundernd auf die riesigen Kastanienbäume einer Allee im schönen Schloß, die in diesen Tagen gefällt werden müssen, damit zur Erhaltung des Parkes hier eine Neupflanzung vorgenommen werden kann; besteht diese Parkanlage doch bereits seit dem Beginn des 18. Jahrhunderts.

Die Kastanienallee führte den Parkbesucher hin zu einer sehr wichtigen Anlage im südlichen Teil des Parkes, zur Sternwarte. Sie wurde 1792/93 erbaut und eingerichtet und im Jahre 1795 noch durch einen Turmbau erweitert. Vom Eingang der Sternwarte fiel der Blick des Besuchers auf den, gerade auf seinen Standort zufließenden Kanal mit seinem Grottenwerk, aus dem Zimmer des Erdgeschosses sah er zur Rechten in die Kastanienallee hinein, nach Süden über die Wiesen.

Leider ist dieses massive Gebäude, das auf einem starken Fundament von großen Steinquadern ruhte, längst verschwunden und heute steht als Ruine nur noch der Turm, der erstmals eine drehbare Kuppel trug. Als der zweite Weltkrieg schon sein Ende erreicht hatte, wurde dieser Turm noch gesprengt. Die eiserne Wendeltreppe, die auf den Turm hinaufführte, die beiden großen Granitsäulen am Ende einer Pergola zwischen Turm und Kanal und die Steintreppe zum Kanal hin wurden in der Nachkriegszeit mutwillig zerschlagen.

So kann der Besucher heute nur noch geringe Reste von der Schaffensstätte Friedrichs II. Graf von Hahn, der hier von 1742 bis 1805 lebte und arbeitete, vorfinden. Zweifellos war Hahn einer der reichsten Männer Mecklenburgs. Erzählt wird von ihm, daß er im Besitz von 99 Schlössern, Gütern und sonstigen Liegenschaften in Mecklenburg und in Holstein gewesen sei und daß er außerdem eine Reihe von Häusern in Hamburg, Altona, Berlin und Schwerin zu eigener Nutzung besaß. Er war ein kleiner, verwachsener, sehr kluger Mann, der sich jeden Pomp fernhielt, jeglichen Staatsdienst ablehnte und sich allein der Pflege der Wissenschaft, vornehmlich der Astronomie, widmete. Die Verwaltung seiner Besitztümer besorgten seine Angestellten. Remplin liebte er sehr und die Sternwarte baute er zu einem der modernsten und teuersten Observatorien der damaligen Zeit aus. Seine Beiträge in den Jahrbüchern für Astronomie, seine Schriften und Bücher waren unter den Wissenschaftlern sehr geschätzt und erschlossen oft wissenschaftliches Neuland. Nach seinem Tode erhielt ihm zu Ehren ein Ringgebirge des Mondes seinen Namen. Für den Dienst an der exakten Forschung und Wissenschaft war ihm kein Instrument zu teuer. Seine Bibliothek – sie zählte über zwölftausend ausgewählte Bücher – wurde auch von anderen bedeutenden Wissenschaftlern benutzt. Zu ihnen zählte Johann Gottfried von Herder, mit dem ihn eine enge Freundschaft verband; seinem Freundeskreis gehörten auch die Grafen von Stolberg, die beiden dichtenden Brüder, an.

Mit Erfolg widmete sich Graf von Hahn auch wissenschaftlichen Untersuchungen in der Botanik, in der Landwirtschaft und in der Viehzucht. Seine Arbeiten wurden von der Physikalischen Gesellschaft in Rostock anerkannt, und er wurde zu ihrem Ehrenmitglied ernannt. Die gleiche Ehrung wurde ihm durch die Physikalischen Gesellschaften in Potsdam und in Braunschweig-Lüneburg zuteil. Leider wurde sein Lebenswerk nicht durch seine Kinder weitergeführt. Von den fünf Kindern aus seiner Ehe mit Christine von Both verstarben drei schon im frühesten Kindesalter, von den verbleibenden beiden Söhnen galt Ferdinand als der Haupterbe. Jedoch auch dieser starb – nach zweijähriger Ehe, aus der zwei Kinder hervorgingen – bereits mit 26 Jahren. Sein Vater überlebte ihn nicht lange, so daß der zu jener Zeit bereits als Theaternarr geltende Graf Carl-Friedrich mit 23 Jahren Alleinerbe des Riesenvermögens wurde. Nach zeitgenössischen Berichten war er „ein großer und schöner Mann, reich an irdischen Gütern und von hohen Gaben des Geistes – aber behaftet mit der verhängnisvollen Eigenschaft der Verschwendungssucht und Theaternarrheit.“ Als er starb, hatte er sein gesamtes Vermögen für das Theater ausgegeben, ohne die Schauspielkunst ernsthaft gefördert zu haben; nur ein einziger Schauspieler, Friedrich A. Meyer, begleitete ihn auf seinem letzten Wege.

Wenn nun nach langer Zeit darangegangen wird, die Rempliner Parkanlagen zu erneuern, so ist erstnächst zu überlegen, ob nicht auch eine Wiederherstellung der Sternwarte möglich ist. In einer Zeit, da wir im wahrsten Sinne des Wortes nach den Sternen greifen, da bald der erste Mensch auf dem Mond landen wird, da vielerorts neue Schulsternwarten entstehen und Beobachtungsstationen eingerichtet werden, sollte auch die Rempliner Sternwarte wieder aufgebaut und in die Reihe der für die Volksbildung tätigen astronomischen Einrichtungen aufgenommen werden.

Stratoscope II

Der Gründer des Projektes Stratoscope (Ballonaufstiege zur Beobachtung von Himmelsobjekten) ist Professor Dr. Martin Schwarzschild von der Universität Princeton. „Stratoscope I“ diente der Sonnenbeobachtung und stieg bis auf 24 km Höhe. In dieser Höhe liegen bereits 96 % der Masse der Erdatmosphäre unter dem Ballon.

Schon vor fünf Jahren schlug Professor Schwarzschild das Unternehmen „Stratoscope II“, mit dem die großen Planeten beobachtet werden sollten, vor. Nach vielen technischen Schwierigkeiten und jahrlangen Verzögerungen war es dann am 1. März 1963 soweit.

Von der Station Palestine in Texas wurde in den Abendstunden „Stratoscope II“ aufgelassen. Wie sein Vorgänger, stieg auch er bis auf eine Höhe von 24 000 m und verweilte dort 12 Stunden. In dieser Zeit trieb er 1120 km nach Nordosten ab und landete am 2. März vormittags in der Nähe von Pulaski in Tennessee. Das wertvolle Spiegelteleskop konnte mit Fallschirmen unbeschädigt geborgen werden.

„Stratoscope II“ wurde von einem mit Helium gefüllten Doppelballon in die Höhe getragen. Diese Technik bietet bessere Startchancen, weil sie nicht unbedingt windstilles Wetter voraussetzt. Die Hülle des Ballons bestand aus einer verstärkten Mylar-Folie, einem sehr leichten und festen Material. Die Gesamt-Apparatur betrug 6 Tonnen. Das Spiegelteleskop allein wog fast 3 Tonnen. Als Lichtsammler wurde ein Quarzspiegel von 91 cm Durchmesser, der größte seiner Art in der Welt, verwendet. Die Brennweite betrug bei einem Öffnungsverhältnis von $1:4 = 3,65$ m. Durch ein Verlängerungssystem konnte jedoch eine Äquivalentbrennweite von 90 m erreicht werden. Das Auflösungsvermögen betrug dabei $0'',1$. Das machte einen Schliif notwendig, der nur eine Toleranz von $0,000\ 0025$ mm aufweisen durfte.

Das Gerät ist L-förmig, mit zwei Armen von 7,6 m bzw. 5,7 m Länge. Mit dem Ballon war es durch ein Spezialgelenk verbunden. Dieses sorgte dafür, daß das Teleskop völlig ruhig in der Luft hing und durch die Schwankungen des Ballons nicht beeinflusst wurde.

Die Steuerung aller Teile der Apparatur erfolgte drahtlos von einer fahrbaren Bodenstation aus. Das Fernrohr selbst wurde mit Hilfe von zwei Fernsendern auf das Beobachtungsobjekt Mars ausgerichtet. Diese Sender übertrugen das Bild zum Kommandowagen, von dem aus wiederum die Befehle drahtlos an das Instrument gegeben und die gewünschten Belichtungen ausgelöst werden konnten.

Die eine der beiden Fernsehkameras besaß ein Gesichtsfeld von 10° Durchmesser, die andere ein solches von 1° . Für die Orientierung dienten als Anhaltspunkte zwei in der Nähe des Mars stehende Fixsterne. Die Nachführgenauigkeit betrug $0'',01$. Damit war eine hohe Bildqualität gesichert. Die Filme, die verwendet wurden, hatten ein Format von 6×6 cm². Als Negativ-Material diente Infrarot-Film. Mit dem Teleskop war ein Infrarotspektrometer verbunden. Die gewonnenen Meßwerte wurden von zwei kleinen Sendern direkt zur Erde übermittelt und dort auf Magnetband gespeichert. 3,5 Millionen Dollar betrugen die Gesamtkosten für das Unternehmen „Stratoscope II“. Das Spiegelteleskop kostete 2,2 Millionen Dollar. Die Finanziers des Projekts waren National Science Foundation und das Marineforschungsamt der USA.

Die wichtigste Forschungsaufgabe dieses Experimentes war es, vom Mars Aufnahmen im sichtbaren und infraroten Licht zu gewinnen. Diese Bilder dienen dem Studium der Marsatmosphäre und der Oberflächengestaltung unseres Nachbarplaneten.

Die Wissenschaftler hatten bei dem Unternehmen „Stratoscope II“ im Kommandowagen 12 Stunden lang das Bild des Mars auf ihrem Fernsehschirm. Dieser Versuch bestätigte die schon früher bekannte Tatsache, daß in der Marsatmosphäre in größerer Menge Kohlendioxyd vorhanden ist als in unserer Lufthülle. Der eigentliche Erfolg

von „Stratoscope II“ besteht jedoch darin, daß sich aus seinen (Meßwerten) ergab, daß in der Marsatmosphäre Wasserdampf vorhanden ist. Ob allerdings die Menge ausreicht, um ein niedereres organisches Leben auf dem Mars wahrscheinlich zu machen, ist noch zweifelhaft. Leider wurden bisher nicht viele Materialien über die Ergebnisse der Auswertung des Experiments veröffentlicht.

H. H.

Aus der Literatur

Neue Erscheinung der kosmischen Strahlung

Bei der Erforschung der kosmischen Strahlung hoher Energie (bis 1000 Milliarden Elektronenvolt) stießen Professor N. Grigorow und Doktor W. Schestoporow auf eine Erscheinung, die mit den bisherigen experimentellen Befunden nicht in Einklang zu bringen ist. Beim Zusammenstoß kosmischer Teilchen mit Kernen der Erdatmosphäre wurde beobachtet, daß 90 Prozent der Energie dieser Teilchen in elektromagnetische Strahlung übergeht, während es normalerweise höchstens 20 Prozent sind. Es wurde festgestellt, daß bei dieser ungewöhnlichen Wechselwirkung der kosmischen Strahlung mit der Erdatmosphäre ein großer Teil der Energie der Strahlung den sogenannten neutralen Pimesonen mitgeteilt wird. Die weitere Erforschung dieser Erscheinung erfolgt in der Armenischen SSR, wo in 3200 m Höhe eine spezielle Anlage dafür errichtet wurde. (Aus „Iswestija“ vom 14. 1. 1965.)

LOTHAR-GÜNTER MORITZ

Inhaltsverzeichnisse zu „Künstliche Erdsatelliten“

Artikelsammlung · Herausgegeben von der Akademie der Wissenschaften der UdSSR

Ausgabe 3	Seite
1. Zur Frage über die Aneignung im beschränkten Kreisproblem dreier Punkte	3
2. Über die Libration der künstlichen Erdsatelliten	13
3. Störungen 1. Ordnung in der Bewegung der künstlichen Erdsatelliten, hervorgerufen durch die Erbadplattung	32
4. Über Bahnstörungen der künstlichen Erdsatelliten durch den Luftwiderstand	39
5. Über die Beobachtung künstlicher Erdsatelliten nach der Erwartungsmethode	47
6. Über die Abhängigkeit der säkularen Änderung der Bahnelemente vom Luftwiderstand	54
7. Durchschlagsprobleme bei kosmischen Geschwindigkeiten	61
8. Bestimmung der atmosphärischen Dichte in 430 km Höhe nach der Methode der Diffusion von Natriumdämpfen	66
9. Methoden der Bekämpfung störender Ströme, die auf den Eingang des elektrischen Fluxmeters bei seiner Arbeit im leitenden Medium entstehen	77
10. Einige Resultate der Bestimmung der Strukturparameter der Atmosphäre mit Hilfe des dritten sowjetischen künstlichen Erdsatelliten	84
11. Radiofrequenz-Massenspektrometer für die Erforschung der Ionenzusammensetzung in der oberen Atmosphäre	98
12. Manometrischer Fehler, hervorgerufen durch kleine Lecks in der Hülle des Sputniks	113
13. Zur Frage der Wechselwirkung des Sputniks mit dem Magnetfeld der Erde	118

Ausgabe 4

1. Die Bewegung der künstlichen Erdsatelliten im normalen Gravitationsfeld der Erde	3
2. Bestimmung der Dichte der oberen Atmosphäre nach den Resultaten der Beobachtungen während des Fluges von Sputnik 3	18
3. Dichteveränderungen der oberen Erdatmosphäre aus der Änderung der gemessenen Umlaufperioden künstlicher Erdsatelliten	31
4. Beleuchtungsverhältnisse bei künstlichen Erdsatelliten im Schatten und in der Sonne	35
5. Bestimmung der Bahnparameter der Erdsatelliten nach den Daten der Bodenvermessung	43
6. Methoden der numerischen Lösung der Gleichungen in den Enddifferenzen und ihre Anwendung zur Berechnung der Bahn künstlicher Erdsatelliten	56
7. Gleichung der gestörten Bewegung in der Aufgabe Keplers	82
8. Elemente der Stoßtheorie fester Körper bei hohen (kosmischen) Geschwindigkeiten	86

	Seite
9. Meteoritische Materie und einige Fragen der Geophysik der hohen atmosphärischen Schichten	118
10. Manometrische Apparaturen des dritten sowjetischen Sputniks	135
11. Methode zur Bestimmung des elektrischen Potentials von Körpern, die sich in einem Plasma befinden	161
12. Untersuchung von Meteoriten mit dem dritten sowjetischen Sputnik	165
13. Einige Resultate der Messung des Massenspektrums positiver Ionen mit Sputnik 3	171
14. Messung der kosmischen Strahlung mit geophysikalischen Raketen	185
15. Künstlicher Komet als Methode zur optischen Beobachtung kosmischer Raketen	195

Ausgabe 5

1. Die Bahnen kosmischer Raketen im Bereich des Mondes	3
2. Magnetische Messungen auf der zweiten kosmischen Rakete	16
3. Strahlungsmessungen beim Flug der zweiten kosmischen Rakete	17
4. Untersuchung der kosmischen Strahlung beim Flug der zweiten kosmischen Rakete	30
5. Resultate der Untersuchung meteoritischer Materie mit Hilfe von Geräten, die auf kosmischen Raketen untergebracht waren	38
6. Einige Fragen der Lenkung im interplanetaren Raum	41
7. Bestimmung der Sichtbarkeitsbedingungen kosmischer Raketen	54
8. Zur Frage der Entstehung von NO ⁺ in der oberen Atmosphäre	60
9. Beobachtung der Signale des dritten sowjetischen Sputniks auf Kap Tscheljuskin	66
10. Albedoänderungen des ersten sowjetischen Sputniks im Ergebnis der Einwirkung äußerer Faktoren	71

Ausgabe 6

1. Einfluß der Erdadplattung auf die Rotation der künstlichen Erdsatelliten	3
2. Klassifikation der Bewegung künstlicher Erdsatelliten um den Massenmittelpunkt	11
3. Apparatur für die Raketenmessung der Konzentration freier Elektronen in der Ionosphäre	33
4. Resultate der Messung der Konzentration positiver Ionen in der Ionosphäre nach der Methode der Ionenfallen mit dem dritten sowjetischen Sputnik	63
5. Messung der Elektronenkonzentration in der Ionosphäre bis zu Höhen von 420 bis 450 km, durchgeführt mit Hilfe von Radiowellen, die von den geophysikalischen Raketen der Akademie der Wissenschaften der Sowjetunion ausgestrahlt wurden	48
6. Studium des interplanetaren ionisierten Gases, der energiereichen Elektronen und der Korpuskularstrahlung der Sonne mit Hilfe der Drei-Elektroden-Fallen für geladene Teilchen mit der zweiten sowjetischen kosmischen Rakete	101
7. Ionisiertes Gas und schnelle Elektronen in der Umgebung der Erde und im interplanetaren Raum	108
8. Entdeckung von Elektronen mit rund 10 keV Energie in der oberen Atmosphäre	113
9. Änderung der Konzentration positiver Ionen mit der Höhe nach den Daten der massenspektrometrischen Messung in dem dritten sowjetischen Sputnik	127
10. Kurzzeitiges Anwachsen der Kernkomponenten der kosmischen Strahlen in Verbindung mit der Sonnentätigkeit	132

Ausgabe 7

1. Radioastronomische Forschung mit Hilfe künstlicher Erdsatelliten und kosmischer Raketen	3
2. Resultate radioastronomischer Beobachtungen sowjetischer kosmischer Raketen	23
3. Rotationsbewegung und Orientierung des dritten sowjetischen Sputniks	32
4. Zur Frage der Entstehung von O ₂ ⁺ -Ionen in der oberen Atmosphäre	56
5. Ionisation von Gasen, die von Satelliten in die oberen Schichten der Atmosphäre gebracht wurden	60
6. Untersuchung der Ionenzusammensetzung der Erdatmosphäre mit geophysikalischen Raketen in den Jahren 1957-1959	64
7. Potential einer Metallkugel im interplanetaren Raum	78
8. Massenspektrometrische Untersuchung der Strukturparameter der Erdatmosphäre in Höhen von 100-200 km	89
9. Über Störungen in der Atmosphäre, die von einem bewegten Körper hervorgerufen werden	101
10. Erforschung der Ionosphäre und des interplanetaren Gases mit künstlichen Erdsatelliten und kosmischen Raketen	125

Ausgabe 8	Seite
1. Entwicklung der Bahnen künstlicher Trabanten der Planeten unter der Einwirkung der Gravitationsstörungen äußerer Körper	5
2. Einfluß der Anziehungskraft des Mondes und der Sonne auf die Bewegung der künstlichen Erdsatelliten	46
3. Über die fast kreisförmigen Bahnen der künstlichen Erdsatelliten	57
4. Allgemeine Lösung des Problems der Bewegung künstlicher Erdsatelliten im normalen Gravitationsfeld der Erde	64
5. Über die Entstehung von Molekül-Ionen in der oberen Atmosphäre	72
6. Über den Mechanismus der Anregung der roten Sauerstoff-Linie im Nachthimmelsleuchten	77
7. Über die räumliche Lage des äußeren Strahlungsgürtels der Erde und der Zone des Polarlichtes	81
8. Messung der Intensität geladener Teilchen nach dem chromosphärischen Ausbruch vom 7 Juli 1958	84
9. Erforschung der Kernkomponenten der kosmischen Strahlung mit der dritten kosmischen Rakete	87
10. Entdeckung der Strahlungsanomalie über dem südlichen Teil des atlantischen Ozeans in Höhen von 310–340 km	90
Ausgabe 10	
1. Erforschung der kurzwelligen Strahlung der Sonne	3
2. Erforschung der Röntgenstrahlung der Sonne (I). Messung mit Hilfe kosmischer Raketen	12
3. Erforschung der Intensität geladener Teilchen während des Fluges des zweiten und dritten sowjetischen Raumschiffes	22
4. Der äußere Strahlungsgürtel der Erde in 320 km Höhe	34
5. Entdeckung des inneren Strahlungsgürtels in 320 km Höhe im Gebiet der südatlantischen Magnetanomalie	40
6. Äquator der kosmischen Strahlung nach den Daten des 2. sowjetischen Raumschiffes	45
7. Filterapparaturen für die Untersuchung der kurzwelligen Sonnenstrahlung	48
8. Fotokatode für die Untersuchung der kurzwelligen Sonnenstrahlung	55
9. Der Einfluß der Raumflugfaktoren auf die Häufigkeit der Entstehung (Induktionsfrequenz?) rezessiver letaler Mutationen bei <i>Drosophila melanogaster</i> . (Einfluß der Faktoren des kosmischen Fluges auf die Häufigkeit der Entstehung bei D. M. im X-Chromosom der rezessiven letalen Mutationen)	61
10. Entstehung der dominanten letalen Mutation bei <i>Drosophila melanogaster</i> bei kosmischen Flügen mit dem Raumschiff	69
11. Einfluß der Raumflugfaktoren auf die Vererbung und Entwicklung der Aktinomyzete und höheren Pflanzen	72
12. Änderung in den blutbildenden Organen der Mäuse unter dem Einfluß des Fluges im Raumschiff	82
13. Einfluß der Raumflugbedingungen auf den Samen von <i>Allium fistulosum</i> und <i>Nigella damascena</i>	93
14. Forschung nach Antiteilchen in der kosmischen Strahlung und im kosmischen Raum	96
15. Über den molekularen Stickstoff in der oberen Atmosphäre	98
16. Einige Resultate der Messungen der Elektronenkonzentrationen in der Ionosphäre bis zu Höhen von 200 km, die in den Jahren 1959–1960 mit Hilfe von Raketen durchgeführt wurden	102
Ausgabe 11	
1. Erforschung der solaren Röntgenstrahlung (II). Messungen mit Hilfe der Raumschiffe	3
2. Messung der weiten ultravioletten Strahlung des He auf der Sonne	15
3. Spektrometer für die Messung der Sonnenstrahlung im weiten Ultraviolett	23
4. Äquator der kosmischen Strahlung nach den Daten des 3. Raumschiffes	30
5. Versuch der Entwicklung von Photoemulsionsschichten an Bord des 2. Raumschiffes	35
6. Bestimmung der aufgetretenen Radioaktivität im zweiten kosmischen Raumschiff	42
7. Ergebnisse der mikrobiologischen und zytologischen Experimente im kosmischen Raum mit den Erdsatelliten	44
8. Physiologische Methoden in der kosmischen Medizin	68
9. Einige Seiten des Metabolismus bei Tieren, die einen Flug im Kosmos ausführen	78
10. Der Sonnenbeobachtungs-Kopf	87
11. Absolute Konzentration der Ionenkomponenten der Atmosphäre in Höhen von 100–200 km	94
12. Ionen außerirdischen Ursprungs in der Ionosphäre der Erde	98

MITTEILUNGEN



DER DEUTSCHEN ASTRONAUTISCHEN GESELLSCHAFT - MITGLIED DER IAF

Präsident: Dr.-Ing. Ferdinand Rühle, Institut f. Energetik, Leipzig. **Vizepräsident:** Prof. Dr. Johannes Hoppe, Direktor der Sternwarte Potsdam-Babelsberg der Deutschen Akademie der Wissenschaften zu Berlin. **Vizepräsident:** Heinz Mielke, Schriftsteller. **Sekretär:** Dipl.-Gewl. Herbert Pfaffe

Betrachtungen zu den Satelliten der Kosmos-Serie

KARL-HEINZ NEUMANN

Bekanntlich begann die Sowjetunion vor drei Jahren am 16. März 1962 mit dem Einsatz einer neuen Serie künstlicher Erdsatelliten, die die Bezeichnung „Kosmos“-Satelliten tragen. Bis zum 16. März 1965 wurden insgesamt 63 dieser Satelliten auf eine Umlaufbahn gebracht.

In der Mitteilung über den ersten Start eines derartigen Satelliten wurde das Gesamtprogramm, das mit dieser Serie bearbeitet werden sollte und soll, bekanntgegeben. In allen Meldungen über spätere Starts wurde auf dieses Forschungsprogramm als Aufgabenstellung hingewiesen.

Die einzelnen Programmpunkte dieser wissenschaftlichen Forschungsaufgaben seien im folgenden noch einmal kurz zusammengefaßt dargestellt.

1. Untersuchung der Dichte der Elektronen und Ionen in der Ionosphäre der Erde, in verschiedenen Höhenbereichen, über verschiedenen geographischen Breiten sowie tageszeitliche, jahreszeitliche und durch andere Ursachen bedingte Veränderungen dieser Parameter.
2. Untersuchung der von der Sonne ausgehenden Korpuskularstrahlung von Teilchen niederer Energie sowie Veränderungen dieses Teilchenflusses in Abhängigkeit von der Sonnenaktivität.
3. Untersuchung der energetischen Zusammensetzung der unteren Teile der Strahlungsgürtel unserer Erde sowie deren Veränderungen in der Zusammensetzung in Abhängigkeit von der Zeit und von der Sonnenaktivität. Zu diesem Komplex gehören auch Untersuchungen des durch die amerikanische H-Bomben-Explosion in großer Höhe geschaffenen künstlichen Strahlungsgürtels der Erde. Hier geht es darum, die zeitliche Abnahme der Strahlungsintensität festzustellen.
4. Untersuchung der Zusammensetzung der Primärkomponente der kosmischen Partikelstrahlung galaktischer und solarer Herkunft sowie deren Veränderungen, vor

allem bezüglich der Zusammensetzung im Laufe der Zeit und in Abhängigkeit von der Sonnenaktivität.

5. Untersuchung des Magnetfeldes unserer Erde in verschiedenen Höhen sowie über verschiedenen geographischen Breiten und Längen. Ferner ging es darum, Veränderungen des Magnetfeldes unserer Erde in größeren Höhen und deren Zusammenhänge mit der Sonnenaktivität festzustellen.
6. Untersuchung der harten und weichen Komponente der Röntgenstrahlung der Sonne sowie ihrer Ultraviolettstrahlung in verschiedenen Bereichen des UV-Spektrums. Auch diese Strahlungsarten, die ihren Ursprung in anderen kosmischen Objekten (Fixsternen und UV-Nebeln) haben, wurden mit den Kosmos-Satelliten untersucht.
7. Untersuchung der chemischen Zusammensetzung der Ionosphäre sowie der neutralen Teilchen der irdischen Hochatmosphäre.
8. Untersuchungen der Dichte, der Häufigkeit und der Energie von Mikrometeoriten sowie deren Veränderungen in tages- und jahreszeitlicher Abhängigkeit sowie in Abhängigkeit von den geographischen Koordinaten.
9. Untersuchungen über die Wolkenverteilung in der Troposphäre sowie über die Entwicklung und Bildung von Wolkengebieten.

Nur von einigen anfänglichen Kosmos-Satelliten sind bisher detailliertere Angaben über ihre wissenschaftliche Aufgabenstellung sowie über einige ihrer wissenschaftlichen Ergebnisse bekannt geworden. (1). (2). Bei einem großen Teil der in den späteren Jahren gestarteten Satelliten liegen noch keine Angaben vor. Es wurde lediglich als Ergänzung zum Programm dieser Kosmos-Satelliten Ende 1962 bekannt gegeben, daß mit ihnen auch biologische Experimente für die Vorbereitung weiterer bemannter Raumflugunternehmungen sowie direkte Experimente zur Erprobung neuer Raumschiffsysteme ausgeführt werden.

Es mag deshalb lohnend erscheinen, alle bisher gestarteten Kosmos-Satelliten einmal systematisch in bestimmte Gruppen aufzuteilen. Bei diesen Versuchen der Klassifizierung dieser Kosmos-Satelliten wurde davon ausgegangen, daß bei einem großen Teil der Satelliten sich die Bahnelemente mitunter sehr stark ähneln. Diese Gruppeneinteilung geht deshalb von bestimmten Ähnlichkeiten der Flugbahn aus. Selbstverständlich handelt es sich hierbei nicht um eine exakte Klassifizierung, da – wie noch zu zeigen sein wird – mitunter Grenzfälle auftreten. Trotzdem machen sich einige Gruppen, vor allem bei den Satelliten mit 65° Bahnneigung, recht deutlich bemerkbar. Man wird auch kaum fehlgehen in der Annahme, daß bestimmte Ähnlichkeiten in der Flugbahn der Satelliten auf annähernd gleiche Hauptaufgabenstellungen schließen lassen. Natürlich kann diese folgende Klassifizierung der Satelliten nur hypothetischen Charakter tragen.

Grundsätzlich kann man bei den Satelliten der Kosmos-Serie zwei Hauptgruppen unterscheiden. Es sind dies einmal die Satelliten mit einer Bahnneigung von rund 65 Grad und von rund 51 Grad 18 Minuten, die als Hauptgruppe 1 genannt werden. Die Hauptgruppe 2 sind die Kosmos-Satelliten mit rund 49 Grad und mit rund 56 Grad Bahnneigung.

Für diese beiden Satellitengruppen gibt es jeweils eine Reihe von äußeren Merkmalen für deren Zusammengehörigkeit.

Erste Gruppe: 65 Grad bzw. 51 Grad 18 Minuten Bahnneigung. Die Satelliten mit 51 Grad 18 Minuten Bahnneigung unterscheiden sich vom größten Teil jener mit 65 Grad Bahnneigung nur durch diese andere Bahnneigung. Die Funksignale beider Satellitenarten sind praktisch vollkommen identisch (nähere Angaben siehe (3)). Auch in ihrer Sternhelligkeit bei der optischen Beobachtung gibt es bei den Satelliten mit

65 Grad und 51 Grad 18 Minuten Bahnneigung keine Unterschiede. Sie erscheinen als Sterne der Größenklasse 2,5 bis 1,5 und zeigen konstante Helligkeit. Letzteres deutet darauf hin, daß diese Satelliten während ihres Erdumlaufs lagestabilisiert sind. Auch in der Zeit, in der diese Satelliten die Erde umkreisen, gibt es zumindest bei einigen Untergruppen – wie noch zu zeigen sein wird – keine Unterschiede. Beim größten Teil der Satelliten der ersten Hauptgruppe beträgt die Lebensdauer 8 Tage. Da die Satelliten infolge ihrer Bahnänderung durch den Luftwiderstand in dieser Zeit nicht in so dichte Schichten gelangen konnten, daß sie verglühen, bleibt nur die Annahme, daß sie zur Erde zurückgeführt worden sind. (3)

Bei der zweiten Gruppe lassen sich ebenfalls wieder einige gemeinsame Merkmale feststellen. Als erstes sind hier die Sendefrequenzen und die Funksignale zu nennen. Die Sendefrequenzen liegen fast ausnahmslos einmal wenig über 20 MHz, zum zweiten etwas über 90 MHz und bei den Satelliten mit 56 Grad Bahnneigung auch noch im Bereich von 19,8 MHz. Die Signale selbst sind bei fast allen diesen Satelliten gleichartig. Es sind einzelne Pfeiftöne von 0,1 bis 1,3 Sekunden Dauer mit Unterbrechungen von 0,1 Sekunde Dauer.

Ihre Sternhelligkeiten liegen weit unter denen der Satelliten der ersten Gruppe. Sie reichen von 4,5 bis etwa 6,5 Größe. Das bedeutet, daß ihre Dimensionen kleiner sein müssen als die der Satelliten der ersten Gruppe. Nach englischen Quellen schätzt man die Größe dieser Satelliten auf etwa 1,5 m Länge und rund 1 m Durchmesser. Die bisher von derartigen Satelliten veröffentlichten Bilder (4) zeigen, daß sie tonnenförmige Gestalt mit sphärischen Endflächen haben. Die Dimensionen der Satelliten der ersten Hauptgruppe schätzt man übrigens nach den eben genannten Quellen auf etwa 8 bis 10 m Länge und rund 3 m Durchmesser.

Betrachten wir nun die weiteren Unterteilungsmöglichkeiten der eben beschriebenen Hauptgruppen. Die erste Hauptgruppe läßt sich in 7 Untergruppen einteilen. Diese sollen im einzelnen beschrieben werden:

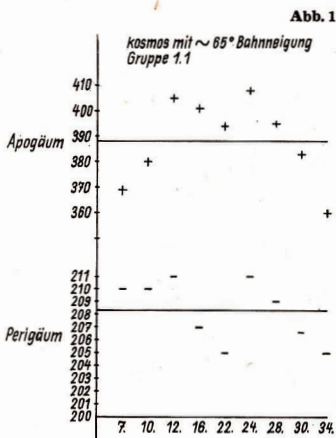
Gruppe 1,1: Kosmos-Satelliten mit 65 Grad Bahnneigung, die im Bereich zwischen rund 210 und rund 400 km die Erde umkreisen. Dazu werden die folgenden Satelliten gezählt: Kosmos Nr.: 7, 10, 12, 16, 22, 24, 28, 30, 34. Die Mittelwerte aller Perigäen und Apogäen dieser Satelliten betragen:

h_p mittel = 208,3 km

h_a mittel = 388,3 km

Das Auffallende an dieser Gruppe von Satelliten ist die außerordentlich gute Übereinstimmung in der Höhe des Perigäums. Hier betragen die maximalen Abweichungen vom Mittelwert nur ± 3 km. Die maximalen Abweichungen im Apogäum machen ± 24 km aus.

Bei diesen Satelliten ist die Gruppenzugehörigkeit aller hier Genannten sehr eindeutig. Abb.1 gibt die Perigäums- und Apogäumshöhen der als Gruppe 1,1 zusammengefaßten Satelliten wieder.



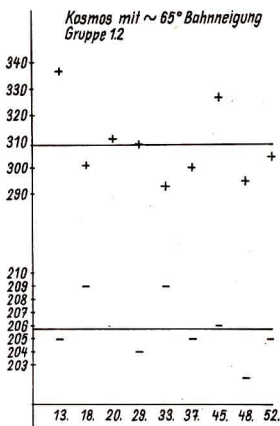


Abb. 2

Gruppe 1,2: Hier sind diejenigen Kosmos-Satelliten mit 65 Grad Bahnneigung zusammengefaßt, deren Perigäen bei etwa 205 und deren Apogäen bei etwas über 300 km liegen. Diese Gruppe ist eindeutig von der Gruppe 1,1 unterscheidbar. Hier gibt es keine Grenzfälle, bei denen die Entscheidung, zu welcher der bisher genannten Untergruppen ein Satellit gehört, schwierig wäre. Der Mittelwert des Perigäums der Satelliten dieser Gruppe liegt bei

$$h_p \text{ mittel} = 205,7 \text{ km}$$

$$h_a \text{ mittel} = 308,5 \text{ km}$$

Hierzu sind folgende Kosmos-Satelliten zu zählen: Kosmos Nr. 13, 18, 20, 29, 33, 37, 45, 48, 52. Auch bei diesen Satelliten sind die außerordentlich geringen Abweichungen vom Mittelwert des Perigäums erstaunlich. Sie betragen ebenfalls in ihren absoluten Werten ± 3 km. Die maximale Abweichung im Apogäum beträgt ± 29 km. In Abb. 2 werden die Apogäums- und Perigäums-Höhen der Satelliten der Gruppe 1,2 dargestellt.

Gruppe 1,3: Hier sind Satelliten zusammengefaßt, die ein relativ tiefes Perigäum haben, wobei das Apogäum bedeutend höher liegt

als bei den eben genannten Untergruppen. Sie ähneln in ihrer Flugbahn der des Raumschiffes Woßhod 1. Zu dieser Gruppe wären drei Satelliten zu zählen, es sind dies Kosmos Nr. 15, 47, 57. Eindeutig als Woßhod-Vorläufer ist hier nur Kosmos 47 zu identifizieren. Seine Bahn weicht nur um wenige Kilometer in den Höhen von der des ersten Drei-Mann-Raumschiffes ab. Bei Kosmos 15 ist es fraglich, ob er zu dieser Gruppe gehört. Möglicherweise ist er als Ausnahme zur Gruppe 1,1 zu rechnen. Bei Kosmos 57, dessen Apogäum-Höhe die von Woßhod 1 um rund 100 km übertrifft, deutet nur die unterschiedliche Sendefrequenz zu den Satelliten der Gruppe 1,1 und 1,2 auf seine Nichtzugehörigkeit zu diesen Gruppen. (Sie beträgt 19,997 MHz.) Die Perigäen dieser drei Satelliten unterscheiden sich nur um ± 2 km (Abb. 3).

Gruppe 1,4: Zu dieser Gruppe werden die Kosmos-Satelliten gezählt, deren Bahnneigung zwar fast 65 Grad ausmacht, die sich aber auf Bahnen der bisher als Trägersatelliten verwendeten Raumflugkörper für den Start von Planetensonden bzw. von Luna 4 bewegen. Dazu gezählt wird Kosmos Nr. 21, 27, 41. Bei den Bahnen von Kosmos 21 und Kosmos 27 gibt es nur geringfügige Abweichungen gegenüber den Bahnen der genannten Trägersatelliten. Sehr wahrscheinlich handelt es sich hierbei um Erprobungen von Trägersatelliten. Eine Ausnahme bildet der Trägersatellit für Kosmos 41. Bekanntlich hat Kosmos 41, der auf eine langgestreckte Ellipsenbahn mit einem Apogäum von fast 40 000 km Erdbstand gelangte, die astronomische Bezeichnung 1964-49 D. Die Objekte 1964-49 A, B und C umkreisten die Erde auf Bahnen im Bereich zwischen 190 und rund 450 km Höhe. Eines dieser drei Objekte ist zweifellos der Trägersatellit für den Start von Kosmos 41 gewesen. Wir haben hier zum ersten Mal den Fall, daß ein Erdsatellit, der – wie aus seiner Bahn zu ersehen ist – der Untersuchung der Strahlungsgürtel der Erde dient, von einem Trägersatelliten aus gestartet worden ist.

Gruppe 1,5: In dieser Gruppe sind die Kosmos-Satelliten mit einer Bahnneigung von $51^{\circ}18'$ zusammengefaßt. Abweichungen in der Bahnneigung gibt es hier nur bei dem ersten Satelliten dieser Klasse. Seine Bahnneigung beträgt $51^{\circ}17'$. Zum anderen zeigt die Bahn dieses Satelliten im Apogäum einen bedeutend höheren Wert als bei den drei folgenden. Eine weitere Besonderheit bei diesem ersten Satelliten dieser Untergruppe besteht darin, daß er nur 2 Tage die Erde umkreist hat.

Die folgenden Satelliten dieser Untergruppe haben sich ebenfalls wie die Satelliten der Untergruppen 1,1 und 1,2 acht Tage auf ihrer Bahn um die Erde befunden.

Zur Gruppe 1,5 zählen folgende Satelliten: Kosmos Nr. 32, 35, 46, 50. Eine Einheitlichkeit in den Flughöhen finden wir nur bei Kosmos 35 und 46. Kosmos 50 hat zwar fast die gleiche Exzentrizität in seiner Bahn, sie liegt aber um rund 20 km tiefer (Abb. 4).

Wegen der oben erwähnten Übereinstimmung der Funksignale und – mit einer Ausnahme – der Lebenszeit, erscheint es trotz der unterschiedlichen Bahnneigung sinnvoll, diese Satelliten in der Hauptgruppe 1 zu führen. Wie aus den Funkbeobachtungen und den vorliegenden optischen Beobachtungen abzuleiten ist, sind auch diese Satelliten vom Startkomplex in der Gegend von Baikonur aufgelassen worden, d. h. vom gleichen Startgelände wie die anderen Satelliten der Gruppe 1.

Gruppe 1,6: Diese Gruppe umfaßt nur 2 Satelliten. Es sind dies Kosmos Nr. 4 und 9. Diese Satelliten bewegen sich in kreisähnlichen Bahnen im Höhenbereich um 320 km. Ihre Bahnen ähneln sehr stark denen der unbemannten Raumschiffe 1 und 2 des Jahres 1960. Wie es scheint, ist diese Serie bereits im Jahre 1962 ausgelaufen. Kosmos 4 war der einzige Kosmos-Satellit, über dessen Rückführung von TASS berichtet wurde. Von Kosmos 9 wurde bekannt (bei einer Cospar-Tagung), daß er ebenfalls zur Erde zurückgeführt worden sei, aber nicht auf dem Territorium der Sowjetunion niedergegangen ist.

Gruppe 1,7: Relativ hoch fliegende Satelliten mit 65° Bahnneigung kennzeichnen diese Untergruppe. Hierfür wären Kosmos Nr. 44, 58 einzuordnen. Von den anderen Satelliten mit rund 65° Bahnneigung unterscheiden sie sich neben ihren Flughöhen durch ihre Sendefrequenz. Sie liegt bei beiden im Bereich von 90 MHz. Da dem Verfasser keine Angaben über optische Beobachtungen vorliegen, läßt sich auch nichts über ihre Dimensionen abschätzen. Bei Kosmos 58 wurde lediglich bekannt, daß er der Untersuchung von Strahlungsverhältnissen für die Vorbereitung weiterer bemannter Raumfahrtunternehmungen dienen soll.

Bedeutend schwieriger ist die Einordnung der Satelliten der zweiten Hauptgruppe in entsprechende Untergruppen. Möglicherweise bilden die unter 2,1 und 2,2 genannten Satelliten eine einheitliche Gruppe. Auch die Unterscheidung zwischen 2,2 und 2,3 ist in diesem Fall schwieriger, da Grenzfälle existieren. Der Satellit der Gruppe 2,2 mit dem tiefsten Apogäum unterscheidet sich nur um etwas über 100 km von dem Satelliten der Gruppe 2,3 mit dem höchsten Apogäum. Auch die Perigäumsdifferenzen sind bei diesen Satelliten bedeutend größer als bei denen der Untergruppe 1,1 und 1,2. Es ist lediglich von Kosmos 8 an die Tendenz zu beobachten, das Perigäum im Mittel um 80 bis 35 km höher zu legen.

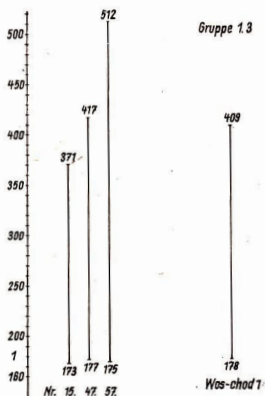


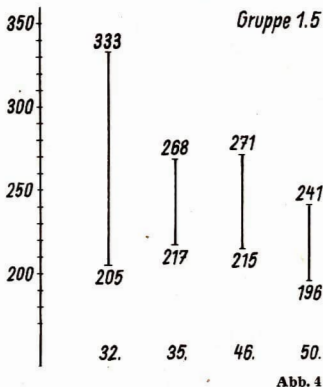
Abb. 3

Eine eingangs nicht erwähnte Gemeinsamkeit aller Satelliten der zweiten Gruppe besteht darin, daß ihr Startort im Startgelände Kapustin Jar an der Wolga liegt. Das konnte aus den funktechnischen und optischen Beobachtungen geschlußfolgert werden.

Die einzelnen Gruppen sollen deshalb nur kurz beschrieben werden:

Gruppe 2,1: Satelliten mit rund 49° Bahnneigung mit Perigäen von etwas über 200 km und Apogäen bei etwa 1700 km. Zu dieser Gruppe gehören: Kosmos Nr. 2 und 5.

Gruppe 2,2: Satelliten mit 49° Bahnneigung, einem Perigäum zwischen 217 und 245 km und einem Apogäum zwischen 720 und 1192 km. Zu dieser Gruppe zählen: Kosmos Nr. 1, 3, 11, 17, 42, 43, 53. Die mittlere Höhe des Perigäums beträgt 238,2 km, die mittlere Höhe des Apogäums 996 km.



Gruppe 2,3: Hierzu zählen Satelliten mit 49° Bahnneigung, deren Perigäen zwischen 228 und 274 km und deren Apogäen zwischen 360 und 720 km liegen. In diese Gruppe sind die folgenden Satelliten einzuordnen: Kosmos Nr. 6, 8, 14, 19, 23, 25, 26, 31, 49, 51. Besonders extreme Ausnahmen in der Apogäumshöhe bilden hier Kosmos 6 und 26. Die Bahnhöhen dieser Satelliten deuten darauf hin, daß das Hauptziel der Untersuchungen darin bestand, den Bereich exakt und eingehend zu erforschen, in dem in naher Zukunft sich sehr wahrscheinlich weitere bemannte Raumflugunternehmungen abspielen werden. Darauf hin deutet auch die relativ große Zahl der in diesem Bereich eingesetzten Kosmos-Satelliten mit 49° Bahnneigung.

Gruppe 2,4: Satelliten mit rund 56° Bahnneigung. Diese Satelliten wurden jeweils als Dreifachsattelliten mit jeweils einer Trägerrakete

auf die Bahn gebracht. Es handelt sich dabei um folgende: Kosmos Nr. 38, 39, 40 und 54, 55, 56. Nach Abschluß der Arbeit wurde noch der Start der Satelliten Kosmos Nr. 61, 62, 63 bekannt, die ebenfalls zu dieser Untergruppe zählen.

Beim zweiten Dreifachstart wählte man ein höheres Apogäum; desgleichen bei den Kosmos-Satelliten 61, 62 und 63, deren Bahnelemente mit denen von 54, 55 und 56 recht gut übereinstimmen.

Interessant mag es auch sein, die zeitliche Reihenfolge der Starts der einzelnen Kosmosatelliten nach der hier hypothetisch aufgestellten Klassifizierung zu betrachten. In Abb. 5 finden wir eine derartige Zusammenstellung. Es ist die zeitliche Einteilung nicht nach Kalenderjahren vorgenommen worden, sondern die drei Abschnitte beginnen jeweils mit März jeden Jahres. Diese Einteilung ist nur deshalb gewählt worden, weil am 16. März 1962 der erste Satellit der hier behandelten Serie gestartet worden ist.

Allgemein betrachtet, kann man an diesem Diagramm feststellen, daß gegenüber den beiden ersten Spalten, in der dritten Spalte eine sehr starke Häufung von Satellitenstarts zu verzeichnen ist. Es wird daraus deutlich, daß die Sowjetunion im letzten Jahr

und auch in diesem Jahr in bedeutend intensiverem Maße an die Erforschung des erdnahen kosmischen Raumes gegangen ist.

In den einzelnen Spalten dieses Diagramms finden wir in der ersten Zeile die benannten Raumflugunternehmen, in der zweiten Zeile die Satelliten der Gruppe 1 und in der dritten Zeile die Satelliten der Gruppe 2. Der Punkt unterhalb des Untergruppenzeichens markiert das Startdatum, die Zahl gibt die Nummer des Kosmos-Satelliten.

Betrachten wir nun die einzelnen aufgestellten Gruppen von Satelliten in ihrer zeitlichen Folge.

Gruppe 1.1: In der ersten Spalte finden wir 3 Satelliten, mit etwa 2–3 Monaten Abstand, und eine ausgeprägte Winterpause. In der zweiten Spalte ebenfalls 3, allerdings nicht so regelmäßig im Abstand und eine Sommerpause. Bis Juni 1964 finden wir weitere 3 Satelliten dieser Untergruppe mit kürzeren zeitlichen Abständen und dann ein Abbrechen dieser Untergruppe.

Gruppe 1.2: Sie beginnt erst in der zweiten Spalte, wobei 3 Satelliten mit unterschiedlichem Abstand auftauchen. In der Spalte sehen wir eine Häufung, es treten 6 Satelliten dieser Untergruppe auf. Der mittlere Abstand beträgt 1,5 bis 2 Monate, im Herbst 1964 häufen sie sich.

Gruppe 1.3: Der erste Satellit dieser Gruppe taucht in Spalte 2 auf, man könnte ihn als Vorläufer für Wostok 3 und 4 nehmen. Allerdings ist – wie schon erwähnt – nicht sicher, ob er überhaupt in diese Gruppe einzuordnen ist. Den zweiten und dritten Satelliten dieser Untergruppe finden wir in der dritten Spalte, den ersten davon als wohl eindeutigen Vorläufer von Woßhod 1, den zweiten – wie nach Abschluß dieser Arbeit erst bekannt geworden – als Vorläufer von Woßhod 2.

Gruppe 1.4: In Spalte 2 tritt der erste auf, in Spalte 2 der zweite.

Gruppe 1.5: Beginnt in Spalte 3, Häufung im Sommer und Herbst des Jahres 1964.

Gruppe 1.6: Diese Gruppe von Satelliten mit kreisähnlichen Bahnen in rund 300 km Höhe ist bereits im Jahre 1963 ausgelaufen.

Gruppe 1.7: Zwei derartige Satelliten in Spalte 3, jeweils vor dem Start eines Woßhod-Raumschiffes.

Gruppe 2.1: Diese Gruppe ist am Anfang von Spalte 1 ausgelaufen, auch aus diesem Grunde scheint es nicht wahrscheinlich, daß diese von der Gruppe 2.2 zu trennen sind.

Gruppe 2.2: In der ersten Spalte finden wir 3, in der zweiten 1 und in der dritten 2 Satelliten.

Gruppe 2.3: In Spalte 1 nur 2, in Spalte 2,4 in fast vierteljährlichem Abstand und in der Spalte 3 bereits 5 Satelliten.

Gruppe 2.4: Sie beginnt erst in Spalte 3, mit 2 Starts, und wie danach bekannt wurde, kurz nach dem letzten Start erfolgte ein weiterer, der nun nicht mehr in den hier willkürlich begrenzten und festgelegten Berichtszeitraum hineingehört.

Literatur:

- (1), (2) Astronomie und Raumfahrt, Heft 1/2 1963, S. 19–21
- (3) Astronomie und Raumfahrt, Heft 5/6 1964, S. 184–196
- (4) Astronomie und Raumfahrt, Heft 3 1964, S. 83

Veröffentlichungen der Zentralen Kommission Natur und Heimat des Präsidialrates des Deutschen Kulturbundes

„Astronomie und Raumfahrt“ Jahrgang 1963, drei Doppelhefte 9,00 MDN; Jahrgang 1964, 4 Hefte und 1 Doppelheft 9,00 MDN. Bezug wird zur Ergänzung des laufenden Jahrgangs empfohlen! Ab Januar 1965 ist die Zeitschrift nur noch durch die Post zu beziehen.

„Astronomische Rundschau“ · Von dieser Veröffentlichung des Zentralen Fachausschusses Astronomie aus den Jahren 1959 bis 1962 sind noch erhältlich: Jahrgang 1959, Heft 1–6, 6,00 MDN. — Jahrgang 1960, Heft 1–6, 5,00 MDN. Jahrgang 1961, Heft 1–6, 5,00 MDN. — Jahrgang 1962, Heft 1–6, 6,00 MDN.

Von erschienenen Broschüren sind noch vorrätig:

„Beiträge zur Theorie und Praxis der ornithologischen Forschung“ · 43 Seiten, 0,50 MDN.

„Über das Vogelleben im Donau-Delta“ · 24 Seiten, 14 Abbildungen, 0,50 MDN.

„Das Roßmähler-Büchlein — Ein Brevier für Natur- und Heimatfreunde“ · 155 Seiten mit 24 Kunstdrucktafeln, 1,00 MDN.

„Pflege historischer Parkanlagen“ · 72 Seiten, 24 Abbildungen, 1,50 MDN.

„Angewandte Dendrologie im Thüringer Becken“ · 108 Seiten, 16 Abbildungen, 2,50 MDN.

„Insekten unsere Freunde — Insekten unsere Feinde“ · 124 Seiten, 86 Abbildungen, 3,80 MDN.

„Trotz alledem“ — Beiträge zur Geschichte der örtlichen Arbeiterbewegung in der Zeit der Novemberrevolution 1918 · 130 Seiten, 12 Abbildungen, 1,00 MDN.

„Volks- und Heimatfeste — gestern, heute, morgen“ · 112 Seiten, 1,00 MDN.

„Denkmalpflege in unserer Zeit“ · 60 Seiten, 18 Abbildungen, 1,50 MDN.

„Wie das Neue in unseren Dörfern geboren wurde“ · 101 Seiten, 35 Abbildungen, 1,50 MDN.

„Leitfaden für den Ortschronisten“ · 176 Seiten, 23 Abbildungen, 2,00 MDN.

„Alte Bauten im neuen Dorf — Teil 1“ · 104 Seiten, 85 Abbildungen, 2,00 MDN.

„Alte Bauten im neuen Dorf — Teil 2“ 80 Seiten, 74 Abbildungen, 1,50 MDN.

„Heimatgeschichte und Sozialismus“ · 144 Seiten, 31 Abbildungen, 1,50 MDN.

„Kinderspielflächen im schönen sozialistischen Dorf“ · 24 Seiten, 11 Abbildungen, 0,50 MDN.

Arbeitsmaterial der Zentralen Kommission Natur und Heimat · Heft 2/3, 1963, 0,40 MDN, Heft 4, 1963, 0,20 MDN; Heft 5/6, 1963, 0,40 MDN; Heft 1, 1964, 0,40 MDN.

In Vorbereitung: „Das Forschen macht mir helle Freude“.

Alle Veröffentlichungen sind von der Abteilung Natur und Heimat des Bundessekretariats des Deutschen Kulturbundes, 102 Berlin 2, Liebknechtstraße 31, Telefon 51 53 84/85, oder über die Bezirkssekretariate des Deutschen Kulturbundes zu beziehen.

h3 31052

Heinrich
Maximilianstr. 10

5/B

Astronomie und Raumfahrt



Astronomie und Raumfahrt

Inhalt:

Lohnt der Bau von Riesenradioteleskopen noch? · Ing. <i>Max Rötsch</i>	97
Betrachtungen zu Wettersatelliten · <i>Horst Hoffmann</i>	98
Raumforschungs- und Raumfahrtprojekte kleinerer Länder · <i>Karl-Heinz Neumann</i>	101
Neue Werte für die Größe des Mars (Aus der Literatur)	104
Die Kardinalelemente der optischen Glaslinsen und ihre numerische Berechnung nach Seydel – Berek · Ing. <i>Max Rötsch</i>	105
Veränderungen im ELDO-Programm	110
Einige Ergänzungen zu den Flügen der Raumschiffe Woßhod 1 und Woßhod 2 Ing. <i>Hans Endert</i>	115

Amateure beobachten und berichten

Bericht über die Sonnenfleckentätigkeit vom 1. Vierteljahr 1965 · <i>Erich Schütz</i>	117
---	-----

Mitteilungen der Zentralen Kommission Astronomie

Auszeichnungen zum 20. Jahrestag des Deutschen Kulturbundes	117
---	-----

Mitteilungen der Deutschen Astronautischen Gesellschaft

Die Präzisierung der astronomischen Einheit nach den Ergebnissen der Venus-Funkortung · <i>W. A. Kotelnikowa, B. A. Dubinski, M. D. Kislik, S. M. Zwetkow</i>	118
Der kleinste Raketenmotor	122
Fünf Jahre Deutsche Astronautische Gesellschaft · <i>Herbert Pfafe</i>	124
Jahresbericht 1964 der Satellitenbeobachtungsstation Junge Welt und Deutsche Astronautische Gesellschaft	125

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

Redaktion: 102 Berlin 2, Liebknechtstraße 31, Fernsprecher: 5153 84/85. „Astronomie und Raumfahrt“ erscheint 1965 mit 6 Heften. Bezugspreis einschließlich 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 (Saale), Geiststraße 22

Lohnt der Bau von Riesenradioteleskopen noch?

Ing. MAX RÖTSCH

Die USA hatten vor etwa acht Jahren den Bau des größten Radio-Teleskopes der Welt in Sugar-Grove, West-Virginia begonnen, dessen Parabol-Scheibe eine natürliche Talmulde von etwa 180 m Durchmesser darstellen sollte. Die enorm hohen Baukosten und vor allem die raschen und bedeutungsvollen Fortschritte, die die Wissenschaftler besonders auf dem Gebiete der Satelliten- und Raumforschung erzielten, hielten die USA davon ab, dieses große Unternehmen zu vollenden. Der Bau dieses Radio-Teleskopes wurde eingestellt.

Demnach dürften bereits viele Aufgaben, die bisher den Radio-Teleskopen zufielen, durch die Satelliten gelöst werden. Dies gilt ganz besonders für die Wetterkunde, die Strahlung im kosmischen Raum, die Übertragung von Vorgängen im Weltraum durch eingebaute Fernsehkameras u. a. m. Die Leistungen der sowjetischen und amerikanischen Satelliten (Kosmos, Tiros, Nimbus) sind überragend. Sie verfügen über ein Funkfernmeßsystem zur Übermittlung der Angaben der an Bord befindlichen Geräte zur Erde. Erst in letzter Zeit wurde mit Hilfe des Explorer 18 eine sogenannte „neutrale Tasche“ im Magnetfeld der Erde entdeckt. Nach Ansicht der Wissenschaftler handelt es sich offenbar um eine räumlich begrenzte Erscheinung, die sich durch eine Anhäufung von besonders zahlreichen Strahlungspartikeln auszeichnet. Diese Partikel sollen möglicherweise für das Auftreten von Nordlicht und Südlicht oder des unter der Bezeichnung „Gegenschein“ bekannten Zodiakallichtes verantwortlich sein.

Selbstverständlich werden Radio-Teleskope noch lange erhalten bleiben, denn Satelliten sind in ihrer Herstellung und bezüglich des Startaufwandes recht teuer. Es können sich daher nur die mächtigsten Staaten der Erde (die Sowjet-Union und die USA) eine größere Anzahl von Satelliten leisten. Aber auch auf dem Gebiete der Radio-Teleskope schreitet die Entwicklung weiter fort. So beabsichtigt beispielsweise die Sowjetunion, am Rigaer Meerbusen ein neuartiges und riesiges Radio-Teleskop zu bauen. Die lettischen Radio-Astronomen betrachten das Gebiet des Rigaer Meerbusens als eine ideale Basis für den Bau eines solchen Teleskopes. Es handelt sich bei diesem Instrument um ein sogenanntes Interferometer, das imstande ist, nicht nur Strahlungen irgendeines Abschnittes des kosmischen Raumes aufzunehmen, sondern sich auch auf einzelne Sterne einstellen zu lassen.

Ein solches Radiointerferometer mit einem außerordentlich großen Auflösungsvermögen und ausreichender Empfindlichkeit im Bereich der Meter- und Dezimeter-Wellen ließe sich auf dem Festland nur schwer bauen. Für ein solches Bauwerk wird eine ebene Oberfläche der Erde auf einem großen Gebiet benötigt, außerdem dürfen keine elektrischen (Industrie- und verkehrsbedingten) oder atmosphärischen Störungen auftreten. Nach Ansicht des Direktors des Radioastronomischen Zentrums der Lettischen Akademie der Wissenschaften wird die technische Lösung dieser Aufgabe keine besonderen Schwierigkeiten bereiten, während die wissenschaftliche Perspektive der Nutzung eines solchen Radiointerferometers die kühnsten Erwartungen rechtfertigen könnte. So sollen beispielsweise die Antennen nach Ansicht der Wissenschaftler bei Sichtverbindung untereinander in Abständen von etwa 70 km angeordnet werden. Eine Antenne soll auf einer Insel errichtet werden, die beiden anderen an der Küste. Die Ergebnisse gleichzeitiger Beobachtungen von verschiedenen Punkten aus werden durch Funk als Signale bestimmter Frequenzen einer Empfangsstation zugeleitet.

In Zukunft werden sowohl die Satelliten als auch die Radioteleskope noch viele wichtige Aufgaben in der Erforschung des Kosmos zu erfüllen haben.

Betrachtungen zu Wettersatelliten

HORST HOFFMANN

Schon bei den Raketenanstiegen, die in den Jahren nach dem zweiten Weltkrieg ausgeführt wurden, hatte man, als es gelungen war, die Nutzlastspitzen zu bergen, Aufnahmen der Erdoberfläche erhalten, die zeigten, wie nützlich Wolkenphotos aus großer Höhe für die Meteorologen sein können. Deutlich war auf diesen Bildern der Charakter der Bewölkung zu erkennen, Hoch- und Tiefdruckgebiete ließen sich unterscheiden. Deshalb tauchten bereits in jenen Jahren die ersten ernsthaften Vorschläge auf, Satelliten im Dienst der Meteorologie, zu Wolkenbeobachtungen zu verwenden.

Voraussetzung für eine solche Verwendung — wenn es sich um unbemannte Satelliten handelt — ist, daß die Bilder zur Erde gelangen. Das würde zwar bei automatisch angefertigten Aufnahmen möglich sein, doch wäre ein derartiger Wettersatellit unrentabel; um die Bilder bearbeiten zu können, müßte er zur Erde zurückgeführt werden, und diese Bilder könnten niemals aktuell sein, was aber ihre Verwendung zur Wetterprognose erfordert.

Als zweite Möglichkeit ließe sich denken, die Aufnahmen, nachdem sie in dem Satelliten entwickelt worden sind, nach dem Prinzip des Bildfunks zur Erde zu übertragen. (Dieses Prinzip wurde bei Lunik 3, der die Mondrückseite fotografierte, angewendet.) Auch dieses Verfahren erscheint unrentabel, da hierbei eine Reihe komplizierter Prozesse automatisch auszuführen ist.

Als einzig zweckmäßige Übertragungsart von Wolkenbildern verbleibt das Fernsehprinzip, das in der Vergangenheit bei experimentellen Wettersatelliten bereits mit großem Erfolg angewendet wurde.

Als nächste Voraussetzung für ein Wettersatellitensystem wäre die Wahl der geeigneten Bahn zu nennen. Für die Wahl der Flugbahn gibt es eine Reihe wesentlicher Faktoren, die berücksichtigt werden müssen. Von seiten der Meteorologen wird mindestens ein täglicher Überblick über die Wolkenbedeckung und den Wolkencharakter über der gesamten Erde gefordert. Dabei dürften auch Bilder von der Wolkenbedeckung der Nachtseite der Erde von nicht geringem Interesse sein.

Die übermittelten Bilder müssen in Zentralen gesammelt und mit höchstens zwei- bis dreistündiger Verzögerung an das Auswertungszentrum gegeben werden. Von dort muß ebenfalls auf dem schnellsten Wege eine globale Information ausgehen.

Daneben sollte man bestrebt sein, Systeme zu entwickeln, die eine direkte Übertragung der Wolkenfotos an lokale Bodenstationen gestatten. Damit würden diese Stationen ohne Verzögerung Bilder erhalten, aus denen sie die Wettersituation zumindest in ihrer Umgebung sicher erkennen können.

Eine weitere Forderung betrifft das Auflösungsvermögen der verwendeten Optik bzw. der Fernsehrohre. Man denkt dabei daran, daß die Bilder im Subsatellitenpunkt ein Auflösungsvermögen von 1,5 bis 3 km haben sollten, wobei am Rand des Bildes das Auflösungsvermögen mindestens 6 bis 8 km betragen soll. Der Bildwinkel soll 65 Grad nicht überschreiten.

Zur Wahl der Flugbahn kann man grundsätzlich sagen, daß es keine ausgesprochenen Maximalbahnen gibt. Für die verschiedensten Zwecke und Zielstellungen gibt es jedoch jeweils Bahnen, die den Zielen entsprechen. Für die Wahl der Flugbahn ist außerdem eine ganze Reihe von Fakten zu berücksichtigen. Hierzu gehören vor allem

die Kosten des Unternehmens. Komplizierte Flugbahnen erfordern z. B. einen bedeutend größeren raketentechnischen und steuerungstechnischen Aufwand als einfache. (Gedacht ist dabei an Änderungen des Neigungswinkels in der Satellitenbahn, an Wiederstarts aus der Satellitenbahn u. ä.).

An zweiter Stelle wären die Fragen der Zuverlässigkeit sowohl des Trägersystems als auch des Satelliten zu nennen, weiter wäre zu nennen das für die entsprechende Zielstellung interessierende Beobachtungsgebiet.

Als nächstes spielen die Energieanforderungen, in diesem Fall die des Satelliten, ebenfalls eine Rolle bei der Wahl der Flugbahn. Das gleiche gilt für die Ausrüstungsparameter. Nicht zu unterschätzen ist ferner der Faktor des Gewichts des Raumflugkörpers, und eine sehr entscheidende Rolle spielt auch die örtliche Lage der Datenempfangs- und Verarbeitungsstationen.

Unter Beachtung einiger der eben genannten Faktoren geben wir drei Beispiele von Flugbahnen für Wettersatelliten:

Bahnen mit Neigungen zum Erdäquator, die nicht nahe 90 Grad sind, weisen schwerwiegende Nachteile auf. Sie erfassen z. B. nicht die Polarregionen, die ja für meteorologische Voraussagen nicht unwesentlich sein können. Zu nennen wären sodann die Rückläufigkeit der Knoten einer Bahn mit i größer als 0° , kleiner als 90° , denn sie führt dazu, daß die Bahnebene die Erde umläuft. Bei den Tiros-Satelliten, die eine Bahnneigung von 58 Grad hatten (außer Tiros 9), ergab sich eine tägliche Knotenrückläufigkeit von 4 Grad, das heißt also, in 90 Tagen umfließt die Bahnebene praktisch einmal die Erde und änderte dadurch ständig ihre Stellung relativ zur Sonne.

Das gab einen ständig wechselnden Winkel zur Einfallrichtung der Sonnenstrahlung und daraus resultierte auch die ständige Änderung der täglichen Beobachtungszeit eines bestimmten Gebietes auf der Erdoberfläche. Verbunden damit war schließlich eine Veränderung der Beleuchtungsverhältnisse des beobachteten Gebietes, die wiederum eine Veränderung der Flächenhelligkeit des Beobachtungsgebietes bedingte, da der Einfallswinkel der Sonne sich ja änderte. Weil aber die Flächenhelligkeit des von der Fernsehkamera aufzunehmenden Gebietes die Belichtungszeit jedes Bildes bestimmt, bedeutet das eine ständig variierende Belichtungszeit bei den Aufnahmen.

Zu bestimmten Zeiten, nämlich aller 45 Tage, überflogen die Tiros-Satelliten die Dämmerungsgebiete. Ihre Bahnebene stand senkrecht zum Einfallswinkel der Sonnenstrahlung und es waren keine brauchbaren Bilder zu erhalten.

Diese Betrachtungen zeigen, daß die Nachteile bei geneigten Flugbahnen relativ groß sind. Natürlich ließe sich bei eingehender Behandlung dieses Problems auch eine Reihe von Vorteilen erkennen, insgesamt jedoch überwiegen doch wohl die Nachteile.

Ein anderes Ergebnis zeigt die im folgenden vorgenommene Untersuchung der beiden Extremfälle, der Äquatorialbahn und der Polarbahn.

Bei den bisher eingesetzten amerikanischen Versuchssatelliten für die Wetterbeobachtung betrug die mittlere Flugbahnhöhe rd. 650 km. In dieser Höhe sind Satelliten, die am Äquator die Erde umkreisen, für meteorologische Zwecke denkbar ungünstig.

Ihre Fernsehkameras (die oben gestellten Forderungen vorausgesetzt) könnten maximal nur ein Gebiet 900 km nördlich und südlich des Äquators „überblicken“. Angenommen jedoch, ein Satellit würde in 5000 km Höhe die Erde umkreisen, dann könnten seine Kameras ein Gebiet von ± 30 Grad vom Äquator überwachen. Das sind rund 3250 km nördlich und südlich des Äquators. Da ein derartiger Satellit etwa alle $3\frac{1}{2}$ Stunden das gleiche Gebiet überquerte, könnte er die Aufgabe der Überwachung jener Gebiete übernehmen, in denen sämtliche Hurrikane sowie andere wesentliche meteorologische Phänomene ihren Ursprung haben.

Eine bedeutende Rolle würden Satelliten in Äquatorialbahnen spielen, wenn ihr Erdbstand — wie der der amerikanischen Syncom-Satelliten — rund 38 000 km betragen würde. Solche Wettersatelliten könnten über Stunden, Tage, Monate oder sogar über Jahre das gleiche Gebiet beobachten, ja drei derartige Satelliten könnten theoretisch die gesamte Erde überblicken. Voraussetzung wäre allerdings, daß ihre Aufnahmen ein sehr hohes Auflösungsvermögen hätten bzw., daß eine größere Zahl langbrennweitiger Fernsehkameras eingesetzt würde, damit sie meteorologisch auswertbare Wolkenbilder liefern.

An Satelliten mit Bahnen, die über beide Pole der Erde führen, oder zumindest eine wenig von 90 Grad abweichende Bahnneigung haben, wäre als erste Forderung zu stellen, daß sie im Laufe eines Tages Fernsehbilder von der gesamten Erdoberfläche liefern. Eine solche Forderung würde bei einer Bahnneigung von rund 100 Grad erfüllt. (100 Grad bedeutet 80 Grad Bahnneigung bei retrograder Bewegung). In diesem Fall beträgt die Rückläufigkeit der Knoten (hier ist es wegen des entgegengesetzt der Erdbewegung erfolgenden Erdumlaufs ein Vorlauf der Knoten) 1 Grad pro Tag in östlicher Richtung. Damit bleibt die Bahnebene ständig zur Sonne ausgerichtet und es ergeben sich mindestens zwei Vorteile. Je nach der Startzeit überfliegt der Satellit immer ein Gebiet, für das die gleiche Ortszeit gilt, die der Ortszeit des Starttermins entspricht. Ein mittags gestarteter Satellit wird also in jedem Falle Gebiete überfliegen, in denen Mittag herrscht, auf der Südhalbkugel kurz vor Mittag, auf der Nordhalbkugel kurz nach Mittag oder umgekehrt, je nachdem, ob der Start in südlicher oder nördlicher Richtung erfolgte.

Ist der Satellit zum Beispiel um 9 Uhr oder um 21 Uhr Ortszeit gestartet worden, so wird er auf der Tagseite jeweils Gebiete überfliegen, an denen es Vormittag ist, auf der Nachtseite dagegen Gebiete, in denen die frühen Nachtstunden angebrochen sind. Bei einem Start um 3 Uhr oder 15 Uhr Ortszeit wird der Satellit dagegen immer Gebiete überfliegen, in denen auf der Tagseite der frühe Nachmittag und auf der Nachtseite die frühe Morgenstunde herrscht. Diese Tatsache ist vor allem deshalb wesentlich, weil es eine derartige Satellitenbahn-Wahl ermöglicht, durch wenige einzelne Raumflugkörper ein fast ständiges Überwachen der Wetterlage und ihrer Veränderungen auch in Abhängigkeit von der Ortszeit zu erreichen.

Ein weiterer Vorteil derartiger Bahnen besteht darin, daß Flächen mit Solarbatterien während des Erdumlaufs nur um eine Achse gedreht werden müssen, da ja die Bahnebene ständig nach der Sonne orientiert ist. Eine derartige Flugbahn für ein System von Wettersatelliten wäre — von der Bahn her betrachtet — die idealste. Ihr einziger Nachteil besteht darin, daß für eine vollständige direkte Erfassung sämtlicher Wolkenfotos mindestens drei an verschiedenen geographischen Orten befindliche Stationen notwendig wären.

Bei einer Bahnneigung von 90 Grad wäre hingegen nur eine einzige Station — allerdings in hohen geographischen Breiten — zum Empfang erforderlich. Doch die Bahnebene eines solchen Satelliten würde infolge der Erdbewegung um die Sonne sich täglich um ein Grad in westlicher Richtung verschieben. (Bei einer exakten Polarbahn wäre die Knotenrückläufigkeit gleich Null.) Damit würden die schon bei Satelliten mit bestimmten Bahnneigungen auftretenden Nachteile des täglichen Wechsels der Beleuchtungsstärke des zu beobachtenden Gebietes hier wiederum auftreten. Dabei würde der Satellit im Verlaufe eines Jahres zweimal für etwa 30 Tage das Gebiet der Dämmerungszone überfliegen. Daraus ergeben sich, wie leicht einzusehen ist, Schwierigkeiten für die thermische Konstanthaltung sowie — wenn Solarbatterien verwendet werden — für die Energiegewinnung, denn falls diese durch Solarzellen erfolgt, müßten die Flächen mit den Solarbatterien um zwei Achsen bewegt werden.

Raumforschungs- und Raumfahrtprojekte kleinerer Länder

KARL-HEINZ NEUMANN

Vereinigte Arabische Republik

Bereits im Jahre 1963 gab die Vereinigte Arabische Republik bekannt, daß sie den Start eines Erdsatelliten beabsichtigt, der die Bezeichnung „Star“ erhalten soll. Im Jahre 1964 verlautete, daß bereits an einem Nachfolgesatelliten gearbeitet wird, der eine bedeutend weitgehendere Instrumentierung zur Untersuchung des irdischen Magnetfeldes besitzt.

Das Startdatum, auch das des ersten Satelliten, steht noch nicht fest. Ein Sprecher deutete darauf hin, daß 1965 mit dem Start eines ersten Satelliten zu rechnen sei. Die Arbeiten für das Raumfahrtprogramm der VAR begannen im Jahre 1959, während des Internationalen Geophysikalischen Jahres.

Das Raumfahrtprogramm der VAR steht unter Leitung eines Komitees für Raumforschung, dessen Vorsitzender Dr. Hassan Marie ist, der früher an der Ein-Shams-Universität tätig war. Das Komitee hat 10 Mitglieder, es untersteht dem Ministerium für wissenschaftliche Forschung. Alle Raumfahrtprojekte werden durch dieses Komitee festgelegt bzw. bestätigt. Die Mitglieder stammen aus verschiedenen Observatorien, von Universitäten und aus dem Ministerium für wissenschaftliche Forschung.

Im Rahmen von verschiedenen Forschungsaufgaben erfolgt die Entwicklung der für die Projekte notwendigen Instrumente, Apparaturen und Geräte an den einzelnen Universitäten. An der Entwicklung des Star-Satelliten sollen auch westdeutsche Wissenschaftler und Techniker, die in Kairo arbeiten, beteiligt gewesen sein. Die Entwicklung der Trägerrakete erfolgte in einem Werk in Heliopoli nahe Kairo.

Die Entwicklung von zwei einstufigen Raketen mit der Bezeichnung Al Kahir und Al Zafr ist schon 1963 abgeschlossen worden. Es handelt sich hierbei um militärische Raketen vom Typ Boden-Boden, mit Reichweiten von 500 und 1000 km. Diese Raketen sollen die Grundlage für die Entwicklung der Satelliten-Trägerrakete gebildet haben. Diese zweistufige Version mit der Bezeichnung Al Ared soll in der Lage sein, den Satelliten „Star“ in eine kreisähnliche Bahn in rund 500 km Höhe zu befördern.

Zum Raumforschungsprogramm der VAR gehören noch die folgenden drei wesentlichen Aufgabenstellungen:

1. In Zusammenarbeit mit der NASA meteorologische Beobachtungen auszuführen. Dabei wird allerdings die VAR vorläufig nur eine passive Rolle spielen. Man bemüht sich darum, Anlagen zu entwickeln bzw. zu beschaffen, die es ermöglichen, die Wolkenbilder und Strahlungsmeßdaten der amerikanischen Wettersatelliten vom Typ Tiros und Nimbus direkt zu erhalten. Die Zusammenarbeit besteht hier zwischen den National-Observatorien der VAR und dem Weather Bureau der USA bzw. der NASA.
2. Anschluß an das vorgesehene internationale Netz für die Verwendung von Nachrichten-Satelliten, sowohl für Funk- und Fernsehen als auch zur Nachrichtenverbindung. Hier wird versucht, den Weg über die Vereinten Nationen zu gehen.
3. Entwicklung von kleineren Feststoffraketen als Raketensonden für die verschiedensten wissenschaftlichen Untersuchungen im unteren Teil der Hochatmosphäre und

als elektromagnetische Sonden für ionosphärische Untersuchungen. Es sollen sowohl einstufige als auch zweistufige Versionen entwickelt werden.

Nähere Details über das Raumfahrtprogramm und Raumforschungsprogramm sind bisher noch nicht bekannt geworden. So weiß man auch noch nichts genaueres über die wissenschaftliche Instrumentierung des „Star“-Satelliten sowie eines Nachfolgemusters.

Über das später zu erwartende Raumforschungsprogramm wurden keine weiteren Einzelheiten bekannt. Man sprach nur davon, daß beabsichtigt ist, einen bedeutend breiteren Stamm an wissenschaftlichen und technischen Kadern für die Entwicklungsarbeiten für Raumfahrtprojekte heranzubilden und daß die Absicht besteht, die technischen Anlagen und industriellen Grundlagen stark zu erweitern. Man will von den zahlreichen europäischen Wissenschaftlern und Ingenieuren, die z. Z. noch in der VAR arbeiten, unabhängig werden.

Diese wenigen bisher bekanntgewordenen Fakten lassen erkennen, daß man sich in der VAR über die Wichtigkeit der aktiven Beschäftigung mit der Raumforschung voll im klaren ist.

Eine Reihe von Staaten haben erst vor kurzem mit der Raumforschung begonnen bzw. haben nur ein sehr bescheidenes Programm. Über die Arbeiten bzw. Planungen in diesen Staaten wird anschließend kurz berichtet.

Griechenland

Die nationale griechische Raumfahrtorganisation ist die Griechische Astronautische Gesellschaft, deren Hauptaufgabe darin besteht, die internationalen Fortschritte auf dem Gebiet der Astronautik bekannt zu machen.

Die eigentliche Raumforschung erfolgt praktisch nur von der Erde aus. Die beiden hauptsächlichsten Zentren sind das Ionosphären-Institut und das Nationalobservatorium in Athen. Das Ionosphärische Zentrum arbeitet eng mit Jodrell Bank in Großbritannien, dem Bresach-Ionosphären-Institut in Norwegen, dem Sorbonne-Atmosphären-Physik-Laboratorium in Paris und dem schwedischen Kiruna-Geophysikalischen Observatorium zusammen.

Das Athener Zentrum liegt auf den Penteli-Bergen, wo vier Radiometer kontinuierlich im Einsatz sind. Ferner wird auf optischem Wege die Sonnenaktivität überwacht, und ionosphärische Unregelmäßigkeiten werden durch fünf Empfangsstationen, die über das gesamte Land verteilt sind, untersucht. Auf dem Olymp und den Psiloritibergen werden Anlagen zur Untersuchung der kosmischen Strahlung aufgebaut. Ebenfalls ist man dabei, Anlagen zur Messung des Profils der D-Region in der Ionosphäre zu entwickeln. Letztgenannte Anlagen sollen auf Kreta installiert werden.

Die Nationale Technische Universität in Athen arbeitet mit dem Smithsonian-Astrophysical-Observatory zusammen, um eine Satellitenkamera zu entwickeln, die für Messungen exakter Satellitenpositionen für geodätische Untersuchungen eingesetzt werden soll.

Ghana

Das Physikalische Institut der Universität von Ghana beabsichtigt, verschiedene Beobachtungsaufgaben an künstlichen Erdsatelliten auszuführen. Dabei geht es vornehmlich um funkttechnische Beobachtungen. Als erste Aufgabe hat man sich Szintillationsbeobachtungen an den Radiosignalen der Erdsatelliten gestellt, um daraus Rückschlüsse auf die Ionosphäre über Ghana ziehen zu können. Ein anderes Projekt

beinhaltet die Radiobeobachtung des amerikanischen Satelliten S-66 (Explorer 22) sowie der OGO-Satelliten, ebenfalls für ionosphärische Untersuchungen. Ferner will man sich an der Funkbeobachtung der italienischen „San-Marco“-Satelliten beteiligen.

Iran

An der Universität von Teheran wurde eine Radiosondierungsstation, die im Bereich zwischen 1 und 20 MHz arbeitet, in Betrieb genommen. Sie dient der Messung der Elektronenkonzentration bis zum Maximum der Ionosphäre. In naher Zukunft ist die Inbetriebnahme einer Station zur Untersuchung der kosmischen Höhenstrahlung vorgesehen. Täglich werden Radioballonsonden bis in eine Höhe von 20 km aufgelassen. Sie dienen dem Programm zur Schaffung einer klimatologischen Karte des Iran.

Zum Jahr der ruhigen Sonne wurde vom Institut für Geophysik eine Ionosphärenstation in Betrieb genommen. In Shiraz arbeitet seit mehreren Jahren eine Satellitenkamera des Smithsonian-Astrophysical-Observatory.

Jamaika

An der Universität von West-Indien werden ionosphärische Untersuchungen angestellt. Es gibt Projekte, ionosphärische Sonden einzusetzen, um ionosphärische Profile bis in eine Höhe von 400 km zu messen. Satellitensignal-Beobachtungen will man durchführen, um ionosphärische Driftmessungen im Höhenbereich von 100 bis 200 km zu erhalten.

Republik Malaysia

In Zusammenarbeit mit dem französischen Meteorologischen Zentrum in Tulear werden Satelliten-Beobachtungen durchgeführt. Im Jahr der ruhigen Sonne werden von den Radiosonden-Stationen Tanarive und Diego-Suarez sowie dem Radio-Wind-Zentrum Fort Dauphin Ballonsonden aufgelassen.

Republik Niger

Hier werden atmosphärische Ballonsonden und Wetterballons eingesetzt, die Höhen bis über 30 km erreichen. Die Untersuchungen beziehen sich also nur auf die untere Atmosphäre.

Nigeria

Das Raumforschungsprogramm steht hier unter der Obhut des meteorologischen Zentrums und des Post- und Telegraphieamtes des Ministeriums für Nachrichtenwesen. Das Programm wird vor allem dadurch bestimmt, daß eine der Tracking-Stationen für die bemannten amerikanischen Raumflüge in Nigeria aufgebaut ist. Eine weitere amerikanische Tracking-Station, die für die synchron die Erde umlaufenden Syncom-Satelliten eingerichtet wurde, befindet sich ebenfalls in diesem Land. Das meteorologische Zentrum von Nigeria arbeitet mit einem bescheidenen Programm am Internationalen Jahr der ruhigen Sonne mit.

Portugal

Portugal hat ein Zentrum für astronautische Untersuchungen im Rahmen der portugiesischen Jugendorganisation eingerichtet. Man bemüht sich hier darum, eine Reihe von kleinen Forschungsraketen zu entwickeln. Dieses Zentrum führt außerdem für Interessenten Lektionen und Kurse über astronautische Probleme durch. Es existieren

ferner auf amateurmäßiger Grundlage optische Satelliten-Beobachtungsstationen. Außerdem wurde in Zusammenarbeit mit der Brasilianischen Interplanetaren Gesellschaft ein astronautisches Wörterbuch herausgegeben.

Philippinen

Die Raumfahrtbehörde dieser Republik ist das Zentrale Wetterbüro. Es erfolgt eine enge Zusammenarbeit mit den USA. Auf den Philippinen ist eine Baker-Nunn-Kamera des Smithsonian-Astrophysical-Observatory stationiert.

Spanien

Spanien ist Mitglied der European-Space-Research-Organisation (ESRO). Auf den Kanarischen Inseln, die zu Spanien gehören, befindet sich eine Tracking-Station für das bemannte amerikanische Raumflugprogramm. Das Raumforschungsprogramm Spaniens, über das keine weiteren Einzelheiten bekannt sind, liegt in der Obhut des Nationalinstituts für Aeronautik und astronautische Technologie.

Türkei

Im Jahre 1964 wurde an der Universität von Istanbul eine astronautische Vereinigung gegründet, Sie untersteht der Fakultät für Raumforschung. Hier hat man begonnen, ein nationales Programm der Raumforschung auszuarbeiten. Weitere Raumforschungsarbeiten werden an der astronomischen Fakultät der Universität von Ankara ausgeführt, z. B. intensive Studien über teleskopische Meteore. Man bereitet sich auch darauf vor, diese Untersuchungen mit Hilfe von Raketen sonden fortzuführen, deren technische Entwicklung die technische Fakultät der Mittelost-Technischen Universität übernommen hat.

Südafrikanische Union

In der Südafrikanischen Union befinden sich eine Reihe von Tracking-Stationen, sowohl für optische Satellitenbeobachtung als auch für funktechnische Beobachtungen. Es ist beabsichtigt, ein großes Datenverarbeitungszentrum zu errichten, um alle anfallenden Beobachtungswerte direkt auswerten zu können. Frankreich ist dabei, eine Interferometer-Funkbeobachtungsstation zu vervollständigen sowie eine Telemetrie- und Datenspeicheranlage nahe Pretoria einzurichten.

Aus der Literatur

Neue Werte für die Größe des Mars

Äquatordurchmesser = 6790 km
Polardurchmesser = 6710 km } der Planetenoberfläche

Höhe der Marsatmosphäre = 30 km (angenommener Wert)

Masse = $6,606 \cdot 10^{26}$ g

Dichte (mittlere) = $4,09 \text{ g/cm}^3$

Geometrische Elliptizität = 0,0117

Aus: Sky and Telescope XXV/4

Die Kardinal Elemente der optischen Glaslinsen und ihre numerische Berechnung nach Seydel-Berek

Ing. MAX RÖTSCH

A. Das optische Glas als Hauptfaktor der optischen Instrumente

Eine optische Linse ist ein Körper aus Glas oder anderen isotropen und durchsichtigen Medien, der gegen Luft durch zwei in der Regel sphärische Flächen abgegrenzt ist. Das Glas ist zwar für die Optik das wichtigste, aber nicht das einzige Material. An Durchsichtigkeit nehmen es mit ihm viele Kristalle, die in der Natur vorkommen, gut auf. Diese natürlichen Kristalle haben gegenüber dem Glas noch besondere Eigenschaften; sie brechen beispielsweise das Licht nicht einfach, sondern doppelt, sie rufen merkwürdige Polarisations- und Interferenzerscheinungen hervor. Für gewisse optische Zwecke sind diese Eigenschaften sehr vorteilhaft oder gar entscheidend. In der Tat finden Quarz, Kalkspat, Flußspat, Turmalin und selbst Diamant in der Optik spezielle Verwendung. Leider sind viele dieser Mineralien nur schwer in der geeigneten Reinheit und Form zu erhalten. Man ist daher dazu übergegangen, einige Arten dieser Kristalle künstlich herzustellen und beispielsweise als Polarisationsfilter oder -prismen anzuwenden.

In der optischen Industrie waren bereits im 18. Jahrhundert sogenannte Crown- und Flintgläser bekannt. Diese Bezeichnungen stammen aus England. Flintglas wurde so genannt, weil man zu seiner Herstellung anstelle des Quarzsandes fast ausschließlich Feuerstein (englisch: „flint“) verwendete. Mit Crownglas – bei uns mit „Kronglas“ eingeführt – bezeichnete man damals in England das bei uns früher Mondglas genannte Scheiben- oder Flachglas, das im Gegensatz zum Plattenglas nicht durch seitwärtiges Aufschlitzen und Streckung eines geblasenen Glaszylinders gewonnen wurde, sondern durch die Zusammendrückung der an der Glasmacherpfeife zunächst aufgeschlagenen Birne zu einer runden Scheibe, die im vorletzten Stadium des Herstellungsprozesses einer Krone (englisch Crown) ähnlich sieht. Die noch in Klergels Dioptrik (Leipzig 1778) angewandte Schreibart „Kronglas“ ist von Joseph Fraunhofer durch die Schreibart „Crownglas“ ersetzt worden. Erst seit etwa 1900 ist man bei uns wieder zu der alten deutschen Schreibart zurückgekehrt.

Mit der Herstellung von optischen Gläsern d. h. mit Schleifen und Polieren derselben begann man bereits im 17. Jahrhundert, nachdem Snellius und Descartes das Brechungsgesetz gefunden hatten, wohl die wichtigste theoretische Grundlage für die Fertigung optischer Instrumente. Man beschäftigte sich schon damals theoretisch mit der Bestimmung von Brennweiten und Bildweiten optischer Linsen und stellte bestimmte mathematische Formeln auf. Daß die beiden bedeutendsten Erfindungen der damaligen Zeit, nämlich des Fernrohres und des Mikroskopes den Anlaß dazu gaben, ist erklärlich. So konnte beispielsweise Kepler bei Plankonvex- und gleichseitigen Bikonvexlinsen sowie auch bei Plankonkav- und gleichseitigen Bikonkavlinsen bereits die Brennweite angeben. Er zeigte noch, daß bei einer gleichseitigen Bikonvexlinse die Dingweite gleich $2r$ ist und auch die Bildweite den gleichen Wert besitzt. Allerdings beschränkte sich Kepler nur auf diese Fälle. Die Formel, die es gestattet, auch für andere Linsen die Brennweite zu bestimmen, gab 1647 Bonaventura Cavalieri (Bologna 1598–1647) an. Cavalieri legte seiner Berechnung wie Kepler eine Brechzahl $n = 1,5$ zugrunde und fand

$$f = \frac{2r_1 r_2}{r_1 + r_2}$$

Cavalieri war Schüler von Galilei und zählte zu den hervorragendsten Mathematikern jener Zeit. Man kann ihn als einen Wegbereiter der Analysis des Unendlichen ansehen.

Isaak Barrow (1630–1677) Lehrer und Freund des großen Gelehrten Newton, gehört zu den Theoretikern, die sich besonders mit der Berechnung von optischen Linsen und Linsensystemen beschäftigt haben. Barrow war in der Lage, die Bildweiten bei verschiedenen Dingweiten abzuleiten. Seine Methode war jedoch zu umständlich und mühsam, um praktische Bedeutung zu erlangen. Da stellte Halley (1656–1724) im Jahre 1693 eine einfach anzuwendende Formel auf, die für alle Linsen und auch für Hohlspiegel gültig war. Die Halley'sche Gleichung lautet in einer Form, die ihr später W. Browne gab:

$$\frac{1}{a} + \frac{1}{a_1} = (n-1) \left(\frac{1}{r_1} + \frac{1}{r_2} \right),$$

wenn a die Dingweite und a_1 die Bildweite, r_1 und r_2 die beiden Radien und n die Brechzahl sind.

Diese einfache Formel wurde und wird noch heute als Faustformel vielfach angewandt. Sie enthält jedoch ebenso wie die Formel von Cavalieri eine Reihe von Vernachlässigungen, die später Gauß veranlaßten, in seiner „Dioptrischen Untersuchung“ dieses Gebiet eingehender zu behandeln. Die optischen Ursachen für die mangelhaften Leistungen der ersten Fernrohre und der ersten Mikroskope sind in den Abbildungsfehlern des nur aus einer einfachen Bi- bzw. Plankonvexlinse bestehenden Objektivs zu suchen. Eine einfache, von Kugelflächen begrenzte Linse ist nicht in der Lage, alle von einem unendlich fernen Punkt kommenden Strahlen wieder in einem Punkt zu vereinigen; sie weist eine Reihe von Abbildungsfehlern (Öffnungsfehler, Koma, Astigmatismus, chromatische Aberrationen, Verzeichnung usw.) auf, die bereits in den vorigen Heften dieser Zeitschrift näher beschrieben worden sind. Da man damals diesen Fehler als eine spezifische Eigenschaft der Kugelfläche ansah, bezeichnete man ihn als sphärische Aberration. Nachgewiesen wurde sie zuerst von Maurolyos (1494 bis 1572) an gläsernen Kugeln. Im Laufe der folgenden Jahrhunderte beschäftigten sich viele Wissenschaftler wie Kepler, Newton, Euler, Petzval, Abbé, Schwarzschild und zuletzt auch Seydel und Berek mit der Beseitigung von Linsenfehlern. Doch konnte die Entwicklung der optischen Instrumente, besonders der astrophotographischen und der Mikroskopobjektive nur zu vollem Erfolg führen, wenn auch das optische Glas den gestellten Anforderungen Genüge leistete. Die maßgeblichen Eigenschaften wie n und v der Glasarten können zu vier verschiedenen Kombinationen gruppiert werden. (Siehe Tabelle 1a).

Das verschiedene Verhalten der optischen Gläser ist in den Abbildungen 1 und 2 durch verschiedene Ablenkungen veranschaulicht, die ein Prisma aus solchem Glas einem Lichtstrahl für verschiedene Lichtarten (Farbstrahlen) erteilt. In Tabelle 1b sind diese Typen der Glasarten durch je einen Repräsentanten, wie sich diese in dem Glaskatalog finden, charakterisiert. Große Verdienste bei der Herstellung von geeigneten Schmelzen besonders der klassischen Gläser wie Kron- und Flintglas erwarben sich A. Steinheil und Fraunhofer. Jedoch erst durch die Initiative und die systematischen Arbeiten von Ernst Abbé und Otto Schott ist der Wunsch nach brauchbaren Schmelzen für wissenschaftliche Zwecke in die Tat umgesetzt worden. Die sogenannten „neuen Gläser“ sind in bezug auf ihre äußere Qualität allerdings zunächst nicht so ideal wie die klassischen Glasarten, die bei praktisch unbegrenzter Haltbarkeit und Beständigkeit farblos und mehr blasenfrei sind oder nur eine schwach gelbliche Färbung zeigen. Vereinzelt Bläschen im Glas beeinträchtigen die Leistung eines Glases in keiner Weise merklich.

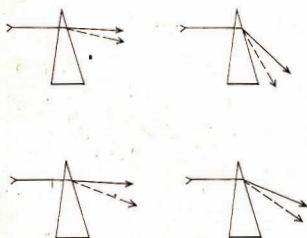
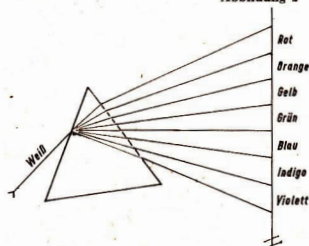
Tabelle 1a

Die vier Kombinationen der maßgeblichen Eigenschaften n und v der Glasarten

Brechungsindex n	Abbésche Zahl v	Dispersion	Glas	Bemerkungen
Relativ niedrig	hoch	klein	Kron	sehr haltbar, farblos
Relativ hoch	niedrig	groß	Flint	sehr haltbar, farblos bis gelblich
Relativ niedrig	niedrig	groß	Leicht- und Kronflint	
Relativ hoch	hoch	klein	Schwerkron	haltbar, leicht blasig, oft leicht gelblich und fleckenempfindlich

Tabelle 1b

Bezeichnung	n_D	v_D	spez. Gewicht
Kron	1,5163	64,0	2,53
Flint	1,6364	35,4	3,76
Leichtflint	1,5481	45,9	2,94
Kronflint	1,5336	51,6	2,78
Schwerkron	1,6228	56,9	3,66

Abbildung 1

Abbildung 2


Berechnung von optischen Linsen nach der Seydel-Berek Methode

In den folgenden Ausführungen soll es nun unsere Aufgabe sein, einen Versuch zu machen, einen theoretischen Ansatz zur Berechnung von optischen Linsen und Systemen zu entwickeln, wie ihn Berek in seiner „optischen Theorie“ durchgeführt hat. Es ist naheliegend, entsprechend dem Herstellungsvorgang auch in der Theorie das System als Summe von Einzellinsen, nicht nur von Einzelflächen zu betrachten. Dieser Umstand ist wichtig, wenn wir optische Linsen berechnen wollen, die von bestimmter Dicke sein müssen und sich in Luft befinden. Um nun einen leicht verständlichen Ansatz durchzuführen, dürfte es zweckmäßig sein, die in den einzelnen mathematischen Formeln enthaltenen Bezeichnungen näher zu erklären und eine Übersicht darüber zu geben (siehe Tabelle auf Seite 109).

Zur Einführung in das Gebiet der Kardinalpunkte der optischen Linsen bringen wir zunächst einige Ausführungen über die Abbildung im paraxialen Gebiet und über die idealisierte Abbildung in optischen Systemen.

Ein System, das eine völlig fehlerfreie Abbildung vermittelt, heißt korrigiert. Vollständig korrigierte Systeme dürfte es in Wirklichkeit nicht geben. Trotzdem ist die Betrachtung einer solchen idealisierten Abbildung sehr nützlich und notwendig: sie läßt die allgemeinen Gesetzmäßigkeiten im Abbildungsvorgang leichter erkennen und ermöglicht erst, die wirkliche Abbildung als eine mit Aberrationen behaftete zahlenmäßig zu charakterisieren.

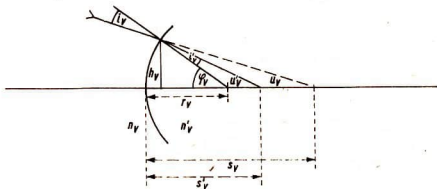


Abbildung 3

Der ideale Bildort auf der optischen Achse

In der Abbildung Nr. 3 sei v eine beliebig herausgegriffene Fläche aus einer Folge achsenzentrierter brechender Kugelflächen. Ein gegen die Fläche v einfallender Strahl ist seiner Lage nach bestimmt durch den Winkel u_v , den er mit der Achse bildet und durch den Abstand s_v seines Schnittpunktes mit der Achse vom Flächenscheitel; s_v bezeichnet man kurz als die Schnittweite des einfallenden Strahles an der Fläche v . Die Schnittweite wird in den kommenden Betrachtungen noch eine besondere Rolle spielen. Die Schnittweite wird positiv gezählt, wenn der Schnittpunkt des Strahles mit der Achse im Sinne der Lichtbewegung auf den Flächenscheitel folgt. Die Einfallshöhe des Strahles an der Fläche v sei h_v ; sie wird positiv gezählt, wenn h_v über der Achse liegt. Aus beiden Festsetzungen folgt das Vorzeichen von u_v . Dieser Winkel ist positiv, wenn der Strahl von oben kommend die Achse schneidet. Der Radius r_v der Kugelfläche wird positiv gezählt, wenn der Krümmungsmittelpunkt auf den Flächenscheitel im Sinne der Lichtbewegung folgt; bei positiver Krümmung wendet also die Fläche ihre konvexe Seite dem einfallenden Licht zu; der Winkel i_v sei ferner der Einfallswinkel des Strahles an der Fläche v und der zugehörige Winkel des Einfallslotes mit der Achse. Die Einfallshöhe h_v wird nun so klein vorausgesetzt, daß man schreiben kann:

$$\varphi_v = \frac{h_v}{r_v}; \quad u_v = \frac{h_v}{s_v}$$

Tabelle über mathematische Zeichen und deren Erklärungen

e	=	Abstand zweier Flächen von Linsen
h	=	Einfallshöhe eines paraxialen Strahles
n	=	Brechungsindex optischer Medien
s	=	Schnittweite eines paraxialen Strahles bezogen auf einen Flächenscheitel
z ₁	=	Abstand der Eintrittspupille vom ersten Flächenscheitel einer optischen Linse
v	=	Flächenindex, laufend von 1 – v bei Flächen, von 1 bis 1 bei Linsen
z' _k	=	Abstand der Austrittspupille vom letzten Flächenscheitel
Q	=	Flächen-Invariante der paraxialen Strahlen. Formel dazu:

$$n_v \left(\frac{1}{r_v} - \frac{1}{s_v} \right) = n'_v \left(\frac{1}{r_v} - \frac{1}{s'_v} \right)$$

r	=	Krümmungsradius einer Fläche. Mit Hilfe der Formel für Q läßt sich die Schnittweite s' _v des gebrochenen Strahles aus der des einfallenden berechnen
---	---	---

z ₁ (S), z ₁ (H), z ₁ (K)	}	Abstände der Brenn-, Haupt- bzw. Knotenpunkte vom ersten bzw. letzten Flächenscheitel
z' _k (S'), z' _k (H), z' _k (K')		

i	=	Einfallswinkel an einer Fläche
---	---	--------------------------------

k	=	Index für die letzte Fläche des Systems
---	---	---

l :	=	Index zur Bezeichnung einer Äquivalentlinse, laufend von 1 bis k
-----	---	--

u	=	Winkel eines Strahles mit der Achse
---	---	-------------------------------------

w	=	Bildwinkel
---	---	------------

H	=	Hauptpunkt
---	---	------------

H → H'	=	Hauptpunktzwischenraum
--------	---	------------------------

h	=	Einfallshöhe eines paraxialen Strahles an einer Äquivalentlinse
---	---	---

K	=	Knotenpunkt
---	---	-------------

n	=	Richtung der Flächennormale
---	---	-----------------------------

Q	=	Flächen-Invariante der paraxialen Strahlen bei Äquivalentlinsen
---	---	---

s	=	Schnittweite eines paraxialen Strahles, bezogen auf den Scheitel einer Äquivalentlinse
---	---	--

e	=	Abstand zweier Äquivalentlinsen
---	---	---------------------------------

F	=	Brennpunkt
---	---	------------

R	=	Relative Öffnung
---	---	------------------

Δ	=	Differenz-Zeichen
---	---	-------------------

δ _k	=	Seydel'sche Dicke einer Linse: $\delta_F = \sum_e cl - 1 \frac{b_l}{b_l - 1} \frac{b_l}{b_l}$
----------------	---	---

λ	=	Lichtwellenlänge
---	---	------------------

Σ	=	Summenzeichen
---	---	---------------

≡	=	identisch mit
---	---	---------------

∞	=	unendlich
---	---	-----------

□	=	spezifischer Teilkoeffizient der Verzeichnung
---	---	---

γ	=	Ablenkung eines Strahles an einer Fläche. Die Formel dafür heißt:
---	---	---

$$\gamma_v = u'_v - u_v = -h_v Q_v \left(\frac{1}{n'_v} - \frac{1}{n_v} \right) = -h_v \cdot Q_v \Delta \frac{1}{n_v}$$

φ	=	Brechkraft einer Äquivalentlinse. Der reziproke Wert der Brennweite einer Äquivalentlinse heißt ihre Brechkraft
---	---	---

Für einen der Achse unendlich benachbarten Strahl, einen sogenannten Paraxialstrahl, ist das in aller Strenge gültig; wegen $i_v = \varphi_v - u_v$ ist dann

$$i_v = h_v \left(\frac{1}{r_v} - \frac{1}{s_v} \right).$$

Da für den gebrochenen Strahl (s. Abb. 1) analog ist $u'_v = \frac{h_v}{s'_v}$ und $i'_v = \varphi_v - u_v$, so folgt für den Brechungswinkel $i'_v = h_v \left(\frac{1}{r_v} - \frac{1}{s'_v} \right).$

Da mit h_v auch i_v und i'_v sehr klein werden, kann man das Brechungsgesetz einfach schreiben

$$n_v \sin i_v = n'_v \sin i'_v$$

$$n_v i_v = n'_v i'_v,$$

wo n_v der Brechungsindex vor der v -ten Fläche, n'_v der hinter der v -ten Fläche ist.

Aus den vorstehenden Formeln erhält man schließlich:

$$n_v \left(\frac{1}{r_v} - \frac{1}{s_v} \right) = n'_v \left(\frac{1}{r_v} - \frac{1}{s'_v} \right).$$

Mit Hilfe dieser Formel läßt sich die Schnittweite s'_v des gebrochenen Strahles aus der des einfallenden leicht berechnen. Der Übergang zur nächsten Fläche $v+1$. Fläche vollzieht sich mittels der Formel: $s_v + 1 = s'_v - e'_v$, wenn e'_v den Abstand der $v+1$. Fläche von der v . Fläche, längs der Achse gemessen, ist. Ist der Objektpunkt s_1 gegeben, so läßt sich durch sukzessive Anwendung der letzten beiden Formeln auf alle Flächen des Systems der schließliche Bildort s'_k nach der letzten, der k . Fläche des Systems berechnen. Die Beziehung hat die Form einer Invariante der Paraxialstrahlen und ist für die Berechnung sehr wichtig. Wird fortgesetzt.

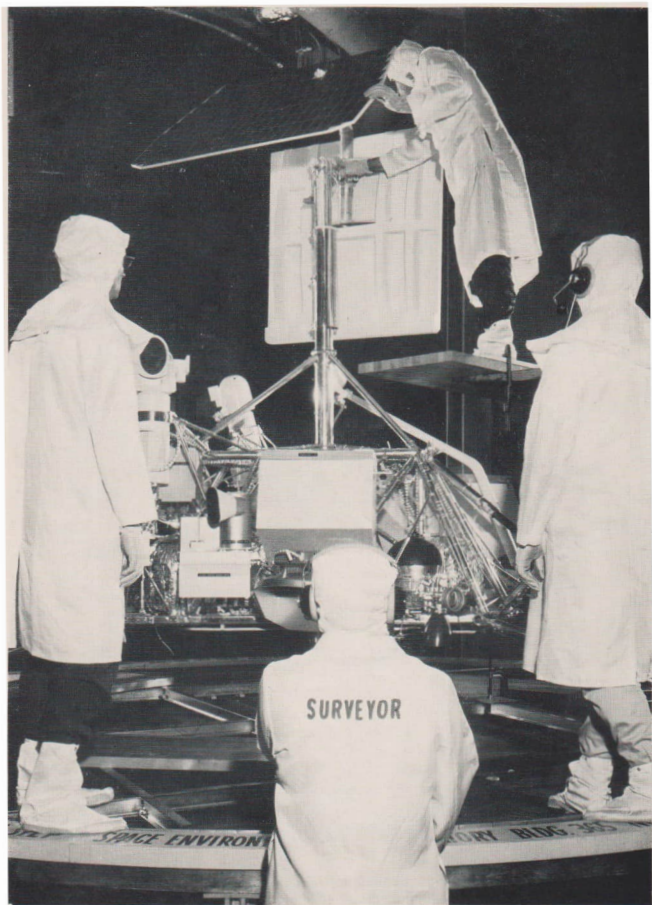
Anmerkung: Die in Deutsch gesetzten Buchstaben beziehen sich auf die Berechnungen der Äquivalentlinsen.

Veränderungen im ELDO-Programm

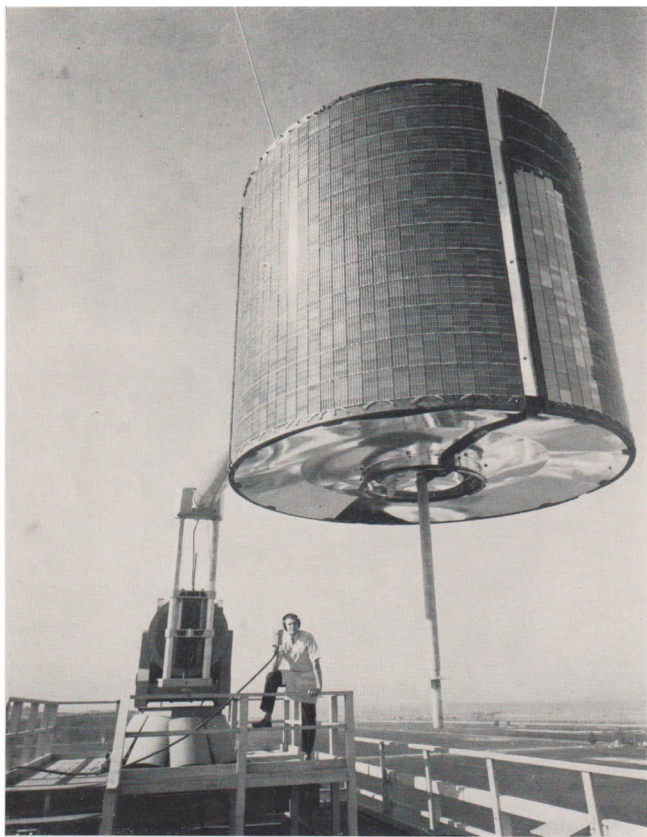
Anfang des Jahres 1965 forderte der französische ELDO-Bevollmächtigte seine europäischen Kollegen auf, die Entwicklungs- und Produktionsarbeiten an der bisherigen zweiten und dritten Entwicklungsstufe einzustellen. Dafür solle eine neue gemeinsame Endstufe gebaut werden, deren Schubleistung die ihrer französischen und westdeutschen Vorgängerinnen übertrifft.

Auf westdeutscher Seite, die mit der dritten Stufe und 22 Prozent Finanzanteil an dem gesamten Projekt beteiligt ist, stieß dieser Vorschlag nicht auf allzu große Gegenliebe. Die Bölkow-Gruppe in München und die zum Entwicklungsring Nord zusammengeschlossenen Hamburger Flugzeugbau und Vereinigte Flugtechnische Werke Bremen sind mit ihren Entwicklungsarbeiten bereits weit vorangeschritten. Immerhin beträgt der Materialpreis für je ein Exemplar der drei fertiggebaute Kugeltanks 80 000 Westmark. Titan ist zehnmal so teuer wie Chromstahl. In Trauen in der Lüneburger Heide werden die Triebwerke der dritten ELDO-Stufe erprobt. Diese Prüfstände haben ihr Pendant in Lampoldshausen, Kreis Heilbronn, wo die Triebwerke der westdeutschen ELDO-Stufe unter Weltraumbedingungen, also im luftleeren Raum, getestet werden. Allein für diese Experimente wurden hier zehn Millionen Westmark investiert.

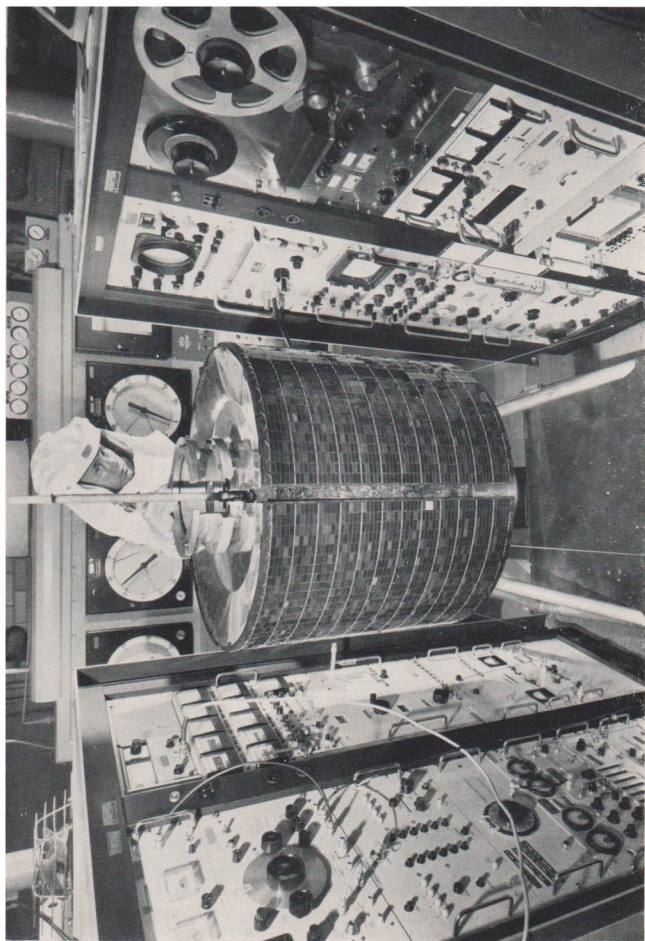
Das Bundesforschungsministerium in Bonn hat an die Münchener, Hamburger und Bremer Betriebe die Weisung erteilt, ihre Arbeiten bis zum 30. Juni 1965 auslaufen zu lassen. Die Diskussionen über den französischen Vorschlag haben im April begonnen. Sollte er in der ELDO durchkommen, so bedeutet das, daß mit den Entwicklungsarbeiten an der neuen zweistufigen Version der Europa-I-Weltraumrakete nicht vor Januar 1966 zu rechnen ist.

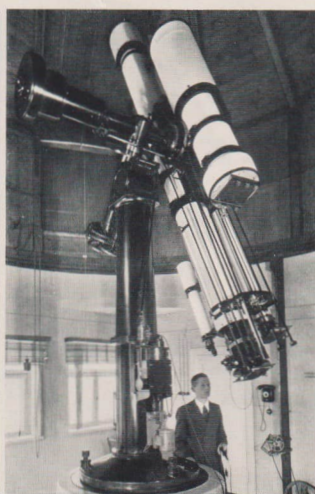


Die amerikanische Mondsonde „Surveyor“, für die weiche Mondlandung vorgesehen, vor einer Vakuumprüfung.



Oben: „Early Bird“, der erste Nachrichtensatellit der Welt im Wirtschaftseinsatz, wird zwecks Kontrolle seiner Antenne in einer Radiofrequenzzone auf einem langen Ausleger aufgehoben. Rechts: „Early Bird“ in Vorbereitung auf eine Vakuumprüfung.





Oben: Fuhrmann mit Mars und Sternhaufen M 35. Links: Plejaden. Aufnahmen: Alfred Ansorge, Bernstadt (Sachsen). Rechts: Astrograph der Sternwarte Pulsnitz (Sachsen). Foto: Willy Kahle

Einige Ergänzungen zu den Flügen der Raumschiffe Woßhod 1 und Woßhod 2

Ing. HANS ENDERT

Obwohl über die Flüge der Raumschiffe Woßhod 1 und 2 in der Presse, im Rundfunk und im Fernsehen viel berichtet wurde, ließ sich aus diesen Meldungen kein ganz klares Bild über die Durchführung und die Ergebnisse dieser Flüge gewinnen. Es erscheint daher gerechtfertigt, nach der Veröffentlichung von weiteren Mitteilungen und Ergebnissen über diese Flüge durch sowjetische Publikationen und durch den Besuch des Besatzungsmitgliedes von Woßhod 1, Dr. Boris Jegorow, die interessantesten Dinge zusammenzustellen und hier zu veröffentlichen, um so das Bild über diese Flüge so weit als möglich abzurunden.

Der Zweck des Fluges von Woßhod 1 war, neben der praktischen Erprobung des ersten mehrsitzigen Raumschiffes der Erde festzustellen, ob und wie weit wissenschaftliche Untersuchungen auf dem Gebiet der Physik und Medizin von zweckmäßig ausgebildeten und trainierten Wissenschaftlern an Bord von Raumschiffen im schwerelosen Zustand durchführbar sind.

Nach den bisherigen Ergebnissen ist die Arbeitsmöglichkeit für Wissenschaftler der verschiedensten Gebiete an Bord von Raumschiffen für einige Tage möglich. Über Zeiträume von mehr als einer Woche können erst sichere Aussagen gemacht werden, wenn Versuche über längere Flugzeiten durchgeführt sind. Die bisherigen Versuchsergebnisse erlauben jedoch die Annahme, daß der schwerelose Zustand auch während eines mehrwöchigen Aufenthaltes im Kosmos keine gesundheitlichen Schäden verursachen wird.

Der Flug von Woßhod 1 war nach Berichten aus dem Kosmodrom auf 17 Erdumkreisungen begrenzt. Um die Zeit im Kosmos besser auszunützen, beschloß die Besatzung einstimmig, statt der vorgesehenen Nachtruhe von 7 Stunden nur $3\frac{1}{2}$ Stunden zu schlafen, um so mehr Zeit für die Durchführung von zusätzlichen Untersuchungen zu gewinnen. Hier nun einige Teile aus dem Gespräch des Chefkonstruktors mit der Raumschiffbesatzung, als es sich zu Beginn der 17. Erdumkreisung über dem Kosmodrom befand.

Chefkonstrukteur: „... gut. Nun möchte ich wissen, wie es mit dem zweiten Mann steht?“

Feoktistow: „Ich fühle mich wohl.“

„Und wie ertragen Sie die Schwerelosigkeit?“

„Ich merke sie überhaupt nicht.“

„Ich habe nicht verstanden. Bitte wiederholen!“

„Ich merke sie überhaupt nicht, habe sehr viel zu tun. Die Zeit vergeht hier sehr rasch. Wir haben viel Interessantes gesehen.“

„Sie werden also mit der Arbeit nicht fertig? Wollen Sie vielleicht Überstunden machen?“

„Einverstanden.“

„Aber vergessen Sie nicht: Wir können Ihnen die Überstunden nicht bezahlen.“

„Wir wollen gern umsonst arbeiten.“

„Und jetzt ohne Scherz: Wie steht es mit der Erfüllung des Programms?“

Während des weiteren Funkgespräches warten die Wissenschaftler und Konstrukteure, die die verschiedenen Systeme des Raumschiffes entwickelt haben, darauf, was man aus dem Kosmos über das Funktionieren der einzelnen Systeme sagen wird. Sie geben sogar auf den Tonfall acht. Einige Worte werden gewechselt und der Betreffende atmet erleichtert auf, er lächelt. Nachdem der Bericht zu Ende ist, lächeln alle. Dann kommt man wieder auf die „Überstunden“ zu sprechen.

Chefkonstrukteur: „Sind Sie zu der Schlußetappe des Programmes bereit?“

Komarow: „Die Besatzung ist zur Schlußetappe des Programmes bereit. Wir bitten jedoch um Genehmigung, den Flug fortzusetzen.“

„Aber das war doch nicht ausgemacht!“

„Stimmt! Aber wir haben es mit vielen bemerkenswerten Erscheinungen zu tun bekommen.“

„Es gibt, Freund Horatio, so viele Wunder auf der Welt“, folgt die Antwort des Chefkonstrukteurs frei nach Shakespeare. „Das war nicht ausgemacht, machen Sie sich also zur Schlußetappe fertig!“

Die Landung erlebte ein sowjetischer Journalist im Befehlsstand der Landungszone und schildert sie wie folgt: Der Befehlsstand ist ein geräumiges Zimmer mit großen Landkarten, Präzisionsuhren und Funkgeräten. Kein Geräusch darf die Arbeit stören. Ein Stehplatz an der Tür ist das Beste, was sich hier ein Journalist wünschen kann. Auf diesen Platz erheben gut zwei Dutzend Kollegen Anspruch. Man spricht nur im Flüsterton. Wir lauschen auf jeden Laut jenseits der Tür.

„Landungsbefehl durchgegeben...“

Die Gesichter sind gespannt. Aus dem Zimmer hören wir die Stimme Komarows: „Wir fühlen uns wohl...“ Dann ist es still. Schluß, Verbindung unterbrochen, die Antennen sind verglüht. Das Raumschiff fliegt durch die dichteren Schichten der Atmosphäre und ist in Flammen gehüllt. Die Temperatur in der Grenzschicht an der Stirnseite des Raumschiffes erreicht Werte von 10 000 Grad. Wenn es jetzt Nacht wäre, könnten wir dieses Feuerspiel womöglich sehen.

Ärzte, die die Meßwertübertragung von Bord des Raumschiffes verfolgten, geben die letzten Meßwerte durch: Puls bei Komarow 73, bei Feoktistow 90, bei Jegerow 80. In diesen Augenblicken sind solche Zahlen sehr aufschlußreich. Sonst kommen von Bord der Woßhod keine Meldungen und Meßwerte mehr. Schweigen im Zimmer, man hört nur einige Minuten ein leises Rauschen aus den Lautsprechern. Dann eine ferne Stimme: „Peilwinkel! Peilwinkel!“

Ortungsgeräte haben das Raumschiff erfaßt. „Bitte Peilwinkel nennen! Bitte Peilwinkel nennen!“

Dann meldet die Stimme im Lautsprecher: „Das Raumschiff ist von einem Hubschrauber gesehen worden.“ Danach eine neue Meldung von dem Hubschrauber: „Objekt gelandet!“

Plötzlich laute Stimmen im Zimmer, die Männer umarmen einander. Und schließlich dringen aus der jetzt sperrangelweit aufgerissenen Tür die Worte: „Der Hubschrauber hat durchgegeben, er sieht drei Männer am Raumschiff stehen. Die drei winken ihm zu!“

Auf der Pressekonferenz wurde mitgeteilt, daß sich die Woßhod-Raumschiffe wesentlich von den Wostok-Raumschiffen unterscheiden. In ihnen können Flüge ohne Schutzanzug und ohne Katapultsystem durchgeführt werden. Um die Sicherheit des Abstieges von der Flugbahn zu garantieren, war ein Reserve-Bremstriebwerk vorhanden. Außerdem befand sich an Bord der Woßhod neben den bereits früher verwendeten Orientierungs- und Steuersystemen ein neues System zur Orientierung auf Satellitenbahnen, das auf der Messung der Ionengeschwindigkeit in Richtung der Längs-, Quer- und Hochachse des Raumschiffes beruht. Ein neues Fernsehsystem ermöglichte nicht nur eine bessere „Reportage“ aus dem Raumschiff, sondern auch eine Übertragung der von Bord des Raumschiffes beobachteten Bilder zur Erde.

Wird fortgesetzt.

Amateure beobachten und berichten

Bericht über die Sonnenfleckentätigkeit vom 1. Vierteljahr 1965

Refraktor, 50 mm Öffnung, Vergrößerung 30fach.

Flecken wurden beobachtet am:

Datum	g	f	r	Sicht	Zeit
2. 1.	1	7	17	4	14 ³ / ₄
4. 1.	2	4	24	3	14 ³ / ₄
23. 1.	2	3	23	3	14
2. 2.	1	2	12	3	12
4. 2.	1	2	12	3	14
5. 2.	1	1	11	3	14
15. 2.	2	2	22	3	13 ¹ / ₂
17. 2.	1	1	11	4	14 ¹ / ₂
5. 3.	1	1	11	4	17
7. 3.	1	1	11	2	14
12. 3.	1	3	13	1	15 ¹ / ₂
13. 3.	1	4	14	2	15 ¹ / ₂
14. 3.	1	3	13	4	16 ¹ / ₂
20. 3.	1	1	11	4	15 ¹ / ₂
28. 3.	1	1	11	3	16 ¹ / ₂

Fleckenfrei war die Sonne an folgenden Tagen: 9. 1., 10. 1., 13. 1., 15. 1., 20.–24. 2., 27. 2., 9. 3., 10. 3., 22. 3., 24. 3., 31. 3.

Erich Schütz, Hildburghausen

Mitteilungen des Zentralen Fachausschusses Astronomie

Auszeichnungen zum 20. Jahrestag des Deutschen Kulturbundes

Zum 20. Jahrestag des Deutschen Kulturbundes wurden von der Kommission Natur und Heimat des Präsidialrates für ihre Verdienste bei der Förderung der Arbeit der astronomischen Fachgruppen und des Zentralen Fachausschusses Astronomie ausgezeichnet:

Mit der Ehrennadel für heimatkundliche Leistungen in Gold

Herbert Pfaffe, Vorsitzender des Zentralen Fachausschusses Astronomie, Chefredakteur der Zeitschrift „Astronomie und Raumfahrt“ und Sekretär der Deutschen Astronautischen Gesellschaft

Hans Ohnesorge, Vorsitzender des Bezirksfachausschusses Astronomie im Bezirk Frankfurt (Oder), Leiter des Oderland-Museums und der Volkssternwarte in Bad Freienwalde

Fritz Zingelmann, Kraftfahrzeugmeister, Leiter der Volkssternwarte in Prenzlau

Mit der Ehrennadel für heimatkundliche Leistungen in Silber

Hans-Joachim Blasberg, Ingenieur, Vorsitzender des Bezirksfachausschusses Astronomie im Bezirk Dresden, Mitglied des Zentralen Fachausschusses Astronomie

Karl-Heinz Neumann, Leiter der Satellitenbeobachtungsstation „Junge Welt“ und des Präsidiums der Deutschen Astronautischen Gesellschaft, Mitglied des Zentralen Fachausschusses Astronomie und der Redaktion „Astronomie und Raumfahrt“

MITTEILUNGEN



DER DEUTSCHEN ASTRONAUTISCHEN GESELLSCHAFT - MITGLIED DER IAF

Präsident: Dr.-Ing. Ferdinand Rühle, Institut f. Energetik, Leipzig. **Vizepräsident:** Prof. Dr. Johannes Hoppe, Direktor der Sternwarte Potsdam-Babelsberg der Deutschen Akademie der Wissenschaften zu Berlin. **Vizepräsident:** Heinz Mielke, Schriftsteller. **Sekretär:** Dipl.-Gewl. Herbert Pfafe

Die Präzisierung der astronomischen Einheit nach den Ergebnissen der Venus-Funkortung

W. A. KOTELNIKOWA, B. A. DUBINSKI, M. D. KISLIK, S. M. ZWETKOW

Die Größenbestimmung der astronomischen Einheit (AE) ist in den letzten Jahren besonders aktuell geworden, da die Bahnberechnung für interplanetare Raumschiffe eine sehr hohe Genauigkeit in der Kenntnis dieser Konstanten (in km) erfordert.

Ist die äquatoriale Parallaxe der Sonne $P_{\odot}$ bekannt, so berechnet sich AE nach

$$AE = \frac{a_0}{\sin P_{\odot}}, \quad (1)$$

wobei a_0 der äquatoriale Radius der Erde ist.

Die Bestimmung der Sonnenparallaxe hat die Astronomen seit jeher stark beschäftigt. In den letzten anderthalb Jahrhunderten wurden mehr als 200 Werte dieser Größe nach verschiedenen Methoden errechnet. Sie haben meist nur noch historische Bedeutung.

Die Streuung der möglichen AE-Werte erreicht hunderttausende von Kilometern. Betrachtet man außerdem paarweise die Nennwerte und die dazugehörigen Fehlerabschätzungen, so stellt sich heraus, daß sie sich meist gegenseitig nicht entsprechen, d. h. die Toleranzfelder überdecken sich nicht. Diese Tatsache spricht für das Vorhandensein unberücksichtigter Fehlerquellen in den angeführten Daten. Insgesamt zeigen sie, daß die Bestimmung der AE mit Hilfe klassischer Methoden keine hohe Genauigkeit zuläßt.

Prinzipiell neue Möglichkeiten eröffnet die Funkortung der Planeten. Im Gegensatz zur indirekten klassischen Methode ermöglicht sie eine direkte Entfernungsmessung von hoher Genauigkeit, die zur Berechnung der AE besonders wünschenswert ist. Die ersten Versuche einer Funkortung des Planeten Venus (Price 1958, Evans 1959) ermöglichen jedoch noch keine Verbesserung des AE-Wertes. Wegen der ungenügenden Lei-

stungsfähigkeit der Radargeräte war auch die Zuverlässigkeit der erhaltenen Daten relativ niedrig (90 %). Wie sich jüngst herausstellte, waren die erhaltenen Werte fehlerhaft, vielleicht weil bei den Versuchen ein zufälliges lautes Rauschen als reflektiertes Signal gewertet wurde.

Die Präzisierung der AE nach funktechnischen Beobachtungen der Raumsonde „Pioneer 5“ ergab gleichfalls keine positiven Ergebnisse. Der tatsächliche Fehler des erhaltenen Wertes $AE = 149\,548\,500 \pm 13\,500$ km, lag wesentlich höher, als es die Autoren einschätzten. Er betrug 50 000 km. Es muß bemerkt werden, daß die Präzisierung der AE durch die funktechnische Bahnvermessung künstlicher Planetoiden wesentlich komplizierter ist als durch die Funkortung der natürlichen Planeten, weil die Ephemeriden der letzteren schon vorher mit hoher Genauigkeit bekannt sind. Bei der Auswertung der funktechnischen Bahnvermessungen künstlicher Planetoiden erfolgt die Bestimmung der AE gemeinsam mit der Bestimmung der tatsächlichen Bahnparameter. Damit wird – bei sonst gleichen Bedingungen – die Bestimmungsgenauigkeit unweigerlich vermindert.

Im April 1961 wurde vom Institut für Funktechnik und Elektronik bei der Akademie der Wissenschaften der UdSSR gemeinsam mit anderen Organisationen die erfolgreiche Funkortung der Venus durchgeführt. Weiter unten geben wir Methodik und Ergebnisse der AE-Präzisierung nach den Daten dieses Versuches an. Die Beschreibung des Versuchs, der Funkortungsanlage und der Auswertungsmethode für die empfangenen Signale finden sich in [2] – [4].

Die Auswertung der Funkortungsbeobachtungen lieferte für das reflektierte Signal folgende Parameter als Mittelwerte für eine Beobachtungsfolge (Dauer etwa 5 min.), die als Ausgangspunkt für die Bestimmung der astronomischen Einheit dienen.

$\Delta\tau$ = Differenz zwischen tatsächlicher und berechneter Verzögerungszeit

Δf_D = Differenz zwischen tatsächlicher und berechneter Frequenzverschiebung nach Doppler

Unter dem Begriff „Verzögerungszeit“ ist im vorliegenden Fall die Laufzeit des Signals von der Antenne bis zu den erdnächsten Teilen der Venusoberfläche und zurück zu verstehen. Die Doppler-Frequenzverschiebung, die zur Präzisierung der AE diente, entsprach einem engbandigen Spektrum des empfangenen Signals, d. h. der Reflexion an jenen Teilen der Venusoberfläche, die der Erde am nächsten liegen.

Die berechneten Werte für die Verzögerungszeit τ_R und die Frequenzverschiebung $f_{D,R}$ wurden mit schnellarbeitenden elektronischen Rechenmaschinen bestimmt, mit Hilfe von Tabellen, die unter der Leitung von Kulikowa am Institut für theoretische Astronomie der Akademie der Wissenschaften der UdSSR aufgestellt wurden. Die Tabellen bestanden aus zwei Abschnitten:

- a) Tabellen für Lage und Geschwindigkeiten der Massezentren der Venus und des Systems Mond-Erde in einem starren heliozentrischen Äquatorialsystem mit rechtwinkligen Koordinaten. Als Maßeinheit der Länge wurde die Astronomische Einheit angenommen. Die Tabellen basieren auf der analytischen Newcomb-Theorie mit Korrekturen der Elemente der Venus-Bahn (nach den Daten von Duncomb [5]) und des Systems Erde-Mond (nach Morgan, entsprechend den Daten der Sonnenbeobachtungen von 1925–1953 vom Institut für theoretische Astronomie der AdW der UdSSR bestätigt.)
- b) Tabellen für Position und Geschwindigkeit des Mondes im starren geozentrischen Äquatorialsystem mit rechtwinkligen Koordinaten. Als Längeneinheit wurde der äquatoriale Erdradius verwendet. Die Tabellen sind nach der Brownsons Theorie aufgestellt, unter Berücksichtigung der Empfehlungen, die vom VIII. Kongreß der Internationalen Astronomischen Union angenommen wurden.

Bei der Berechnung wurden folgende Konstanten eingesetzt:

Die Astronomische Einheit: 149 474 400 km

Lichtgeschwindigkeit im Vakuum: $c = 299\,792,5 \text{ km/sec}^{-1}$

Der Venusradius: $R_2 = 6100 \text{ km}$

Der gemessene Wert der Astronomischen Einheit kann über die Größen $\Delta\tau$ und Δf_D mit Hilfe der Beziehungen

$$AE = AE_R + \Delta AE = AE_R \left(1 + \frac{\Delta\tau \pm nT_p}{\tau_R} \right) \quad (n = 0, 1, 2, \dots) \quad (2)$$

$$\text{und } AE = AE_R + \Delta AE = AE_R \left(1 + \frac{\Delta f_D}{f_{D,R} - f'_{D,R}} \right) \quad (3)$$

ausgedrückt werden. Dabei ist T_p das Differenzintervall in den Bestimmungen von $\Delta\tau$, das bei den verschiedenen Beobachtungsfolgen die Werte 128 und 156 msec besaß; $f'_{D,R}$ ist die Doppler-Frequenzverschiebung, die durch die Eigenrotation der Erde und durch die Bewegung um das Massezentrum des Systems Erde-Mond hervorgerufen wird.

Nach Auswertung der Meßergebnisse betrug der Mittelwert der AE, berechnet nach der Doppler'schen Frequenzverschiebung Δf_D , $AE = 149\,598\,000 \text{ km}$. Die Abweichungen vom Mittelwert der einzelnen Beobachtungen überschritten den Wert von 30 000 km nicht. Damit war es möglich, die Abweichungen zuverlässig festzulegen, die sich bei der Bestimmung der AE aus den Ergebnissen der Messung von $\Delta\tau$ ergab. Ein Fehler bei $\Delta\tau$ von $T_p = 256 \text{ msec}$ würde — in Abhängigkeit von der Entfernung Erde-Venus — bei der AE zu einem Fehler von $(120 - 130) \cdot 10^3 \text{ km}$ führen.

Die vorläufigen Daten der Größe der AE — durch die Meßauswertung von $\Delta\tau$ im Verlauf mehrerer Beobachtungen erhalten — wurden publiziert [6], noch bevor die Messungen von Δf_D ausgewertet waren. Die dabei aufgetretenen Unstimmigkeiten gingen in die grundlegenden astronomischen Daten ein, woraus eine fehlerhafte Bestimmung des Wertes der AE resultierte.

Die Messungen von $\Delta\tau$ ermöglichten eine wesentlich genauere Bestimmung der AE, als sie die Messungen von Δf_D geliefert hatten. Die mittleren Tageswerte (für jeden Beobachtungstag) gibt die folgende Tabelle.

Datum April 1961	Anzahl der Beobachtungen	mittlerer Tageswert AE (km)
18	4	149 599 225
19	13	149 600 150
20	19	149 600 160
21	9	149 599 050
23	13	149 599 600
24	13	149 599 150
25	9	149 597 850
26	9	149 599 750
Mittelwert nach allen Beobachtungen:		149 599 300 km

Der Mittelwert der AE nach den erhaltenen Meßergebnissen von $\Delta\tau$ für alle ausgewerteten Beobachtungen beträgt $149\,599\,300 \pm 330 \text{ km}$. Die geringe Streuung (weniger als 2300 km) der mittleren Tageswerte im Verhältnis zu AE mittl. bestätigt die Realität der beobachteten Abweichung, da sich bei einem Fehler in der Bestimmung der Verzögerung in der Größenordnung T_p der Tageswert der AE vom 18. bis zum 26. April um 11 000 km verändern würde.

Der oben angeführte Fehler von 330 km bei der Bestimmung der AE ist der mittlere quadratische Fehler. Er wird nach der statistischen Streuung der AE errechnet, die aus Fluktuationsfehlern in der Messung Δr und dem statistischen Fehler bei der Einführung der Verzögerung τ_R entsteht. Letzterer ist auf die funkttechnische Anlage zurückzuführen. Neben den Fluktuationsfehlern gingen jedoch in AE mittl. auch verschiedene systematische Fehler ein. Ihre Maximalwerte sind folgendermaßen zu berücksichtigen:

1. Ein Fehler, der durch ungenaue Kenntnis der Verzögerungszeit des Signals in der funkttechnischen Anlage hervorgerufen wird = 1020 km
2. Ein Fehler, der durch die unbestimmte Lage des reflektierenden Gebietes auf der Oberfläche der Venus hervorgerufen wird: < 135 km
3. Ein Fehler, hervorgerufen durch das Medium, in dem sich das Signal fortpflanzte = 60 km
4. Ein Fehler, hervorgerufen durch die ungenaue Kenntnis der Lichtgeschwindigkeit im Vakuum = 300 km
5. Ein Fehler, der durch die ungenaue Kenntnis des Venushalbmessers entsteht = 660 km
6. Fehler, die auf ungenaue Kenntnis der übrigen Konstanten zurückzuführen sind (Erdradius, Massenverhältnis Erde-Mond u. a.): < 30 km

Zu den systematischen Fehlern gehören auch die ungenauen Ephemeridenbestimmungen. Nach [7] liegt die Genauigkeit in der Bestimmung der Koordinaten der großen Planeten bei folgenden Werten:

	$\Delta q_{\max.}$ (km)	$\Delta l_{\max.}$ (km)
Venus	128	428
Erde-Mond	72	155

Mit $\Delta q_{\max.}$ und $\Delta l_{\max.}$ werden die Maximalfehler längs des heliozentrischen Radiusvektors und in der dazugehörigen Normalen gekennzeichnet. Die zusammengefaßten Maximalfehler Δr in der Berechnung der Entfernung Venus-Erde, die auf die Ungenauigkeit der Koordinaten der großen Planeten zurückzuführen sind, und die nach obigen Angaben berechneten entsprechenden Fehler in der Bestimmung der AE sind folgende:

April 1961	Δr (km)	δ AE (km)
19	147	500
23	160	525
27	184	575

Die Tabellenfehler der geozentrischen Mondkoordinaten betragen nicht mehr als 10–15 km. Überrechnet man diese Fehler im Verhältnis zu den Fehlern in der Lagebestimmung des Erdzentrums bezüglich des Massezentrums im System Erde-Mond, so müssen sie um den Faktor 81,53 verringert werden. Folglich sind die Fehler Δr in der Entfernungsberechnung Erde-Venus, die der Ungenauigkeit der astronomischen Tabellen zuzuschreiben sind, praktisch den oben angeführten gleich. Die durch die Ungenauigkeit der Berechnungen oder den angenäherten Formelwert (2) verursachten Fehler überschreiten den Betrag von 50 km nicht.

Alle angeführten systematischen Fehler führen insgesamt zu einem Maximalfehler, der etwa 1400 km beträgt. Werden noch die Schwankungen der Meßfehler berücksichtigt, deren maximaler Wert mit dem drei- bis vierfachen des mittleren quadratischen Fehlers angenommen wird, so kann der gesamte Bestimmungsfehler der AE etwa 2000 km ausmachen.

Ohne Wert ist die theoretische Wahrscheinlichkeitsbetrachtung, ob das aufgenommene Signal von der Venus reflektiert wurde. Die Zuverlässigkeit wird dadurch unterstrichen, daß alle vom 18.–26. April durchgeführten 89 Beobachtungen gut mit der Bewegung der Venus übereinstimmen.

Das Ergebnis der Bestimmung der Astronomischen Einheit am Institut für Funktechnik und Elektronik der AdW der UdSSR aus den Funkortungsergebnissen 1961 der Venus lautet:

$$AE = 149\,599\,300 \pm 2000 \text{ km}$$

Erstmalig wurden 1961 auch erfolgreiche Funkortungen in den USA und in England durchgeführt. Die Ergebnisse waren folgende:

Jodrel Bank (England)	149 600 000 $\pm$ 5000 km [8]
Lincoln Labor., Mass. Inst. Techn. (USA)	149 597 700 $\pm$ 1500 km [9]
Jet Prop. Lab., Calif. (USA)	149 598 500 $\pm$ 500 km [10]

Die bei den Funkortungen der Venus im Jahre 1961 aufgetretenen maximalen Unterschiede überschreiten den Betrag von 2300 km nicht. Das deutet darauf hin, daß die Ergebnisse der Berechnung der AE gut übereinstimmen.

Wie aus der vorliegenden Analyse zu ersehen ist, wird die Möglichkeit einer weiteren Präzisierung des Wertes durch Funkortungen bald durch die fehlerhaften Ephemeriden der Planeten begrenzt. Deshalb ist die Organisation komplexer optischer und funktchnischer Planetenbeobachtungen zur Präzisierung ihrer Bewegungsgesetze unerläßlich. Die erfolgreiche Venus-Funkortung der UdSSR im Jahre 1961 läßt die Lösung dieser Aufgabe als real erscheinen.

Literatur

1. J. B. McGuire, E. R. Spangler, L. Wong, *Scient. Amer.*, 204, N 4, 74, 1961.
2. W. A. Kotelnikow, W. M. Dubrowin u. a. Bericht A. d. W. d. UdSSR 145, 1035, 1962.
3. W. A. Kotelnikow, L. W. Apraksin u. a. „Radiotekhnika i Elektronika“, 7, 1850, 1962.
4. W. A. Kotelnikow, W. M. Dubrowin u. a. „Radiotekhnika i Elektronika“, 7, 1860, 1962.
5. R. L. Duncombe. *Astronomical Papers, US Naval Observatory, Motion of Venus*, 16, pt. 1. Washington, 1958.
6. „Prawda“, 12. Mai 1961.
7. D. K. Kulikow, N. S. Subbotina. Sammlung: „Probleme der Bewegung künstlicher Himmelskörper“. Verlag A. d. W. d. UdSSR, 1963, Seite 172.
8. J. H. Thomson, G. N. Taylor et al. *Nature*, 1899, 519, 1961.
9. The Staff. Millstone Radar Observatory, *Nature*, 190, 592, 1961.
10. L. R. Malling, S. W. Golomb. *J. Brit. IRE*, 22, 297, 1961.

Der kleinste Raketenmotor

Den kleinsten aller jemals konstruierten Raketenmotore stellen die Curtiss-Wright-Werke in Wood-Ridge im Staate New Jersey her. Dieser Miniatur-Motor ist kleiner als eine Erbse und wiegt weniger als ein Gramm. Die nächsten meteorologischen Satelliten vom Typ TIROS, deren Start noch für das erste Halbjahr 1965 vorgesehen war, sollen mit diesen Kleinsttriebwerken ausgestattet werden. In der Zeit vom 1. April 1960 bis zum 22. Januar 1965 wurden neun TIROS-Satelliten gestartet. Die durchschnittliche Lebensdauer lag bei etwa drei Monaten.

Mit Hilfe der neuen winzigen cap-Motore (Cap soviel wie Zündplättchen oder Zündhütchen) soll nun die Lebensdauer der TIROS-Satelliten verlängert werden. Das Gehäuse dieser Kleinsttriebwerke besteht aus einem Plastikmaterial. Im Innern der Kapsel befindet sich ein Zünder, der auf elektrischem Wege zur Explosion gebracht wird. Durch diese Zündung wird in der winzigen Brennkammer die Verbrennung des festen Treibstoffes eingeleitet. Am Ende der Kapsel befindet sich die Düse, durch welche die komprimierten Verbrennungsgase unter hohem Druck ausströmen. Für einen Sekundenbruchteil erzeugen sie eine Schubleistung von einem halben Kilopond Stärke.

Bei den weiteren TIROS-Starts beabsichtigt man, gekoppelt Dutzende bis Hunderte solcher Miniaturraketen mitzuführen. Schon TIROS 10 soll sechshundert solcher winzigen Triebwerke mitführen. Je dreihundert der Kleinstmotore sollen auf ein Band aufgereiht werden. In zwei Hüllen untergebracht wiegen die sechshundert Motore zusammen knapp vier Kilogramm. Die Miniaturmotore können sowohl einzeln als auch in größeren Gruppen gezündet werden. Sollen alle Motore nahezu gleichzeitig gezündet werden, dann müssen die Explosionen durch Stromstöße ausgelöst werden. Innerhalb der Hülse sind auch die elektrischen Batterien untergebracht, die den Strom liefern.

Bei den nächsten TIROS-Satelliten haben diese Miniaturmotore folgende Aufgabe: Für die Lieferung der Wetterberichte reicht es nicht allein aus, daß der Satellit exakt funktionierende Fernsehkameras besitzt und über leistungsfähige Bodenanlagen verfügt, die die automatisch aufgenommenen Bilder empfangen und wiedergeben können. Ein einsatzfähiger Wettersatellit erfordert unbedingt, daß seine Fernsehkameras exakt nach der Erde ausgerichtet sind.

Aus diesem Grunde haben die TIROS-Wettersatelliten eine Drallstabilisierung. Da sich die Kameras an der unteren Fläche des trommelförmigen Satellitenkörpers befinden, sind ihre Objektive ständig auf die Erde ausgerichtet. Bisher erhielt der Satellit diese Rotation durch die letzte Stufe des Trägerraketensystems. Aber auch nach Erreichen der Umlaufbahn macht sich die Einwirkung der Erdatmosphäre bemerkbar und bremst diese Umdrehung. Nunmehr treten die Miniaturraketen in Funktion. Mit ihrer Hilfe wird die notwendige Rotationsgeschwindigkeit des Satelliten wiederhergestellt. Diese Korrekturmanöver können wiederholt werden.

Für den nächsten Versuch ist vorgesehen, in einer Minute zwanzig Miniaturraketen zu zünden. Das bedeutet bei sechshundert Raketen dreißig Korrekturen von je einer Minute.

Die Miniaturmotore sind auch außerordentlich gut für die sogenannten Raketen- oder Sprunggürtel geeignet. Das ist ein um den Schwerpunkt des menschlichen Körpers angeordneter Gürtel von kleinsten Raketentriebwerken. Er ermöglicht es, im Zustand der Schwerelosigkeit außerhalb des Raumschiffes zielgerichtete Bewegungen auszuführen. Darüberhinaus ist er für die Teilnehmer von Expeditionen zu anderen Himmelskörpern ein ausgezeichnetes individuelles Transportmittel, welches gestattet, die verschiedenartigsten Geländeunebenheiten und Hindernisse zu überwinden.

Fünf Jahre Deutsche Astronautische Gesellschaft

HERBERT PFAFFE

Am 22. Juni 1965 bestand die Deutsche Astronautische Gesellschaft 5 Jahre. Sie konnte sich in diesem kurzen Zeitraum nicht immer in dem Maße und in dem Tempo entwickeln, wie das anderen wissenschaftlichen Gesellschaften möglich war. Dafür gibt es zwei Gründe:

1. Daß die Astronautik und Raketentechnik bei uns aus verständlichen Gründen nicht aktiv betrieben wird.
2. Daß es kein wissenschaftliches Institut gibt, das sich theoretisch in irgendeiner Weise mit diesen Problemen beschäftigt.

Dennoch können wir feststellen, daß unsere Arbeit in den hinter uns liegenden fünf Jahren nicht unnötig gewesen ist. Wir haben uns mit Erfolg bemüht, die Aufgaben zu lösen, die im § 2 unseres Statuts verankert sind:

Die Gesellschaft stellt sich die Aufgabe, die friedliche Erforschung und Nutzung des Weltraums zu fördern, zur internationalen Zusammenarbeit auf diesem Gebiet beizutragen und Kenntnisse über die friedliche Weltraumforschung zu vermitteln; sie wird breitesten Kreise der Bevölkerung mit den Grundlagen und den jeweils neuesten Ergebnissen von Wissenschaft und Technik auf diesem Gebiet bekannt machen.

Anregung, Förderung und Durchführung wissenschaftlicher Arbeiten, die den astronautischen Problemen gewidmet sind; im Rahmen der vorhandenen Möglichkeiten, Durchführung wissenschaftlicher Tagungen und Diskussionen, internationale Zusammenarbeit und Materialaustausch mit anderen Gesellschaften, die ebenfalls die Ziele friedlicher wissenschaftlicher Arbeit verfolgen.

In dem Berichtszeitraum hat sich die Mitgliederzahl von etwa 40 Mitgliedern auf 130 erhöht. Wir sind seit 1960 Mitglied der Internationalen Astronautischen Föderation und haben an den Kongressen der Internationalen Astronautischen Föderation in Stockholm, Warna und Warschau teilgenommen. Die Auswertung dieser Konferenzen erfolgte auf unserer ersten Mitgliederversammlung und auf einer wissenschaftlichen Konferenz im Februar dieses Jahres. Besonders diese letzte Konferenz wurde von unseren Mitgliedern mit großem Interesse verfolgt.

Seit dem Jahre 1963 geben wir zusammen mit dem Zentralen Fachausschuß Astronomie beim Deutschen Kulturbund eine eigene Zeitschrift heraus, die einen ständig wachsenden Abonnenten- und Käuferkreis hat.

Die von Herrn Neumann verfaßten Schnellinformationen geben einen lückenlosen Überblick über die Starts der Raumflugkörper. Von Mitgliedern unserer Gesellschaft wurde das „Typenbuch der Raumflugkörper“ verfaßt. Dieses Buch wurde auch ins sozialistische und kapitalistische Ausland verkauft und fand unter anderem auch in der Zeitschrift der westdeutschen „Vereinigung der Sternfreunde“ und in der westdeutschen astronautischen Zeitschrift „Raketentechnik und Raumfahrt“ Beachtung und Anerkennung. Eine Reihe von populärwissenschaftlichen Büchern, die von Präsidiumsmitgliedern der DAG verfaßt wurden, erhielten staatliche Auszeichnungen.

Das Präsidium der DAG konnte auf die fachliche Verbesserung der Arbeit der Publikationsorgane der DDR wie Presse, Rundfunk und Fernsehen einen guten Einfluß nehmen. Welche Anerkennung die Arbeit des Präsidiums in dieser Hinsicht errungen hat, ging erst kürzlich aus einer Aussprache mit den Vertretern der genannten Publikationsorgane hervor, zu der so gut wie alle eingeladenen Redaktionen erschienen

waren. Als Ergebnis der gemeinsamen Aussprache konnten Empfehlungen für die weitere Zusammenarbeit gegeben werden. Davon konnten schon einige Punkte verwirklicht werden, z. B. die Festlegung, wonach bei aktuellen astronautischen Anlässen ein Vertreter des Präsidiums der DAG die Kollegen vom ADN bei der Herausgabe ihrer Nachrichten fachlich berät.

In den letzten Jahren wurden die Arbeitsgruppen „Dokumentation“ und „Astronautik und Schule“ gebildet. Besonders letztere Arbeitsgruppe hat unter dem Vorsitz von Herrn Eichler eine sehr gute Arbeit geleistet. In enger Fühlungnahme mit dem Deutschen Pädagogischen Zentralinstitut wurde erreicht, daß im obligatorischen Astronomie-Unterricht an den 10. Klassen der Polytechnischen Oberschule sowie in einer Reihe anderer Fächer der Oberschule und Erweiterten Oberschule fachlich und methodisch gut überlegte Beispiele aus der Astronautik behandelt werden.

In der Archenhold-Sternwarte wurden monatlich astronautische Kolloquien durchgeführt, die auch der Öffentlichkeit zugänglich waren. Hierfür haben sich Präsidiumsmitglieder und Mitglieder kostenlos zu Vorträgen zur Verfügung gestellt.

In der Ingenieurschule für Maschinenbau und beim Verlag Junge Welt wurden funktchnische Satellitenbeobachtungsstationen eingerichtet. Nach anfänglichen Schwierigkeiten in Lichtenberg hat sich die Arbeit in der funktchnischen Station im Verlag Junge Welt sehr gut entwickelt. Die Anschaffung der erforderlichen Geräte war möglich durch die Unterstützung des VEB Funkwerk Köpenick und des Rundfunk- und Fernsehtechnischen Zentralamtes. Eine erste wissenschaftliche Auswertung der funktchnischen Beobachtung konnte in den Mitteilungen des Präsidiums der DAG veröffentlicht werden.

Die internationalen Beziehungen haben sich besonders nach dem letzten IAF-Kongreß in Warschau wesentlich erweitert. Es gibt einen Informations- und Zeitschriftenaustausch mit den sozialistischen Ländern, aber auch mit Westdeutschland und kapitalistischen Ländern wie USA, Frankreich, Italien, England, Holland und Japan.

Jahresbericht 1964 der Satellitenbeobachtungsstation Junge Welt und Deutsche Astronautische Gesellschaft

Die Gründung der Satellitenbeobachtungsstation „Junge Welt“ erfolgte am 17. März 1964. Die Station ist ein gemeinsames Unternehmen der Deutschen Astronautischen Gesellschaft und der Zeitung „Junge Welt“.

Personelle Entwicklung

Der Leiter der Station, Karl-Heinz Neumann, ist Mitglied des Präsidiums der Deutschen Astronautischen Gesellschaft. Im Mai 1964 bildete sich eine Arbeitsgemeinschaft (Schüler der 10. Klassen von Oberschulen und eine junge Arbeiterin) von fünf Mitgliedern. Diese Arbeitsgemeinschaft kommt seither regelmäßig Freitag abend zusammen. Bei besonderen Beobachtungsanlässen treffen sich die Mitglieder der Arbeitsgemeinschaft auch außerhalb der festgelegten Abende. Alle fünf Mitglieder haben bis-

her aktiv mitgearbeitet und sind regelmäßig zu den festgelegten Zusammenkünften erschienen (anfangs umfaßte die Arbeitsgemeinschaft noch weitere Mitglieder, die aber außer den genannten fünf nach relativ kurzer Zeit aus den verschiedensten Gründen fernblieben). Sporadisch kommen auch andere Interessenten zu Beobachtungen optischer und funkttechnischer Art.

Instrumentelle Entwicklung

Zu Beginn der Arbeit standen folgende Instrumente zur Verfügung (von der DAG geliefert): 1 Refraktor 63/840 mm, 2 Kometensucher 80/300 mm, 1 Kometensucher 60/250 mm, 1 Allwellenempfänger vom Typ Dabendorf. Vom Astrophysikalischen Observatorium Potsdam wurden leihweise zur Verfügung gestellt: 2 AT-1-Satellitenbeobachtungsfernrohre. Von anderen Stellen und aus Privatbesitz wurden leihweise zur Verfügung gestellt: 1 Kometensucher 120/1000 mm, 1 Kometensucher 100/450 mm, 1 Kometensucher 80/300 mm, 1 Refraktor 64/840 mm, 1 Ballontheodolit, 1 Theodolit, 1 Spiegelteleskop 225/1200 mm (defekt).

Mit diesen Instrumenten begann die Arbeit. Im Berichtszeitraum konnten folgende weitere Instrumente beschafft werden, die entweder durch die DAG bzw. die Zeitung „Junge Welt“ angekauft oder leihweise zur Verfügung gestellt wurden: 1 Spiegelteleskop 300/3000 mm, 1 Kamera Exakta Varex, 1 Reproduktionsgestell, 1 Meßmikroskop, 6 Stoppuhren, 1 Allwellenempfänger vom Typ Erfurt 188, 1 HF-Generator, 1 NF-Generator, 1 Doppelrecorder, 2 Oszillographen, 2 Tonbandgeräte BG 26 Luxus.

Entwicklung der Arbeit der Station

Da ursprünglich vorgesehen war, an der Station vornehmlich optische Beobachtungen auszuführen, wurden im Anfang vor allem Untersuchungen über die Möglichkeiten der optischen Beobachtung vorgenommen. Die Ergebnisse seien kurz zusammengefaßt.

1. Infolge der örtlichen Lage der Station ergeben sich für die Beobachtung lichtschwacher Satelliten große Schwierigkeiten. Trotz der obenerwähnten relativ leistungsfähigen optischen Instrumente, gelang es bisher nicht, einen Satelliten, dessen Helligkeit unterhalb von 6^m liegt, optisch zu beobachten. Der Grund dafür ist darin zu suchen, daß infolge des immer über der Großstadt liegenden Dunstes der Himmel mehr oder weniger stark aufgehellt ist, zumal sich die Station im sehr lichtintensiven Stadtzentrum befindet.
2. Seit über einem Jahr ist der Bau einer Beobachtungsplattform geplant, der bisher noch nicht ausgeführt wurde. Dadurch ergibt sich vom Beobachtungsort aus eine Begrenzung des Himmels von Süden bis Nordwesten (Hauswände bis durchschnittlich 40° Höhe).
3. Eine weitere Schwierigkeit ergibt sich bei der Zeitbestimmung. Während am Tage der Zeitzeichensender Nauen (4,525 MHz) gut zu empfangen ist, treten in den Abendstunden sehr starke Störungen durch benachbarte Telegraphiesender auf, so daß ein Schreiben der Zeitsignale mit Hilfe des Recorders unmöglich ist. Leider besitzt die Station keine eigene Uhr, mit deren Hilfe diese Schwierigkeit zu umgehen wäre. Zeitbestimmungen für visuelle und fotografische Beobachtungen sind deshalb nur durch Stoppuhren möglich, die akustisch an die Zeitzeichen angeschlossen werden. Durch die dabei auftretenden unvermeidlichen Fehler (in der Größenordnung von 1/10 s) wird der Wert der optischen Beobachtungen stark herabgemindert.

Im Berichtszeitraum konnten insgesamt 202 visuelle Positionsbestimmungen an hellen Satelliten ausgeführt werden. Fotografisch wurden insgesamt 88 Satellitenbeobachtungen vorgenommen. Diese Beobachtungen dienten hauptsächlich der Ausbildung und dem Beobachtungstraining der Mitglieder der Arbeitsgemeinschaft. Die Posi-

tionen, die bei optischen Beobachtungen von Satelliten der Kosmos-Serie bzw. der Woßhod-Raumschiffe erhalten wurden, dienten als Ergänzungsmaterial bei der Auswertung der funkttechnischen Beobachtungen. Infolge der geschilderten Schwierigkeiten wurde deshalb ab Herbst vorigen Jahres das Hauptaugenmerk auf die funkttechnische Beobachtung gelegt.

Am Anfang sind jeweils nur einige wenige funkttechnische Beobachtungen an den einzelnen Kosmos-Satelliten ausgeführt worden, die vornehmlich dazu dienten, die Möglichkeiten zu haben, daraus Ephemeriden für die optische Beobachtung abzuleiten. Für jeden Satelliten konnten aus den bekanntgegebenen Bahndaten die Subsatellitenpunkte im aufsteigenden Knoten über der geografischen Breite von $52,5^\circ$ für mehrere Tage voraus berechnet werden. Mit einer selbstentwickelten Ephemeridenkarte ließen sich daraus die Ephemeriden für die optische und funkttechnische Beobachtung ermitteln.

Von Mitte Mai 1964 an begann die systematische funkttechnische Beobachtung der Kosmos-Satelliten, die im 20-MHz-Bereich sendeten. Anfangs, infolge des Fehlens geeigneter Apparaturen, wurden nur der Beginn und das Ende der Hörbarkeit mit einer Genauigkeit von einer Sekunde festgehalten, die Signale auf Band aufgezeichnet und – wenn die Empfangsfeldstärke ausreichte – die Signale mit dem Recorder geschrieben.

Gleichzeitig dazu wurden auf der zweiten Spur die Zeitsignale aufgezeichnet. Damit ergab sich eine hohe Zuverlässigkeit in der Zeitbestimmung. Auch die Maxima wurden notiert. Die wissenschaftliche Auswertung dieses Materials ergab interessante Feststellungen bezüglich der ionosphärischen Verhältnisse und deren Veränderungen. Bei einigen relativ tiefliegenden Satelliten konnte aus diesem Material auch eindeutig die tägliche Abnahme der Umlaufzeit bestimmt werden. Ein Teil des Beobachtungsmaterials und der daraus gewonnenen Erkenntnisse wurde als „Mittelungen der DAG“ in der Zeitschrift „Astronomie und Raumfahrt“, Heft 5/6 1964, veröffentlicht.

Anfang 1965 wurde damit begonnen, die relative Feldstärke des Satellitensignals mit Hilfe eines Oszillographen zu messen. Bei einigen der Tonbandaufzeichnungen gelang es auch über den Oszillographen mit dem NF-Generator der Dopplerverschiebung zu messen. Da es sich hierbei aber um ein sehr zeitraubendes Verfahren handelt, ist erst ein kleiner Teil des Beobachtungsmaterials ausgewertet worden.

Die Frequenz von 19,996 MHz wird täglich meist etwa acht Stunden überwacht. Dadurch war es möglich, mitunter Satellitensignale einige Stunden vor dem Bekanntwerden der Meldung vom Start zu empfangen.

Im Berichtszeitraum sind insgesamt 189 funkttechnische Satellitenbeobachtungen an 20 Satelliten der Kosmos-Serie bzw. Elektron 3 und 4 und den beiden sowjetischen Raumschiffen Woßhod 1 und Woßhod 2 ausgeführt worden (dem Kosmonautenarzt Boris Jegorow konnte anlässlich seines Besuches in der DDR ein Tonband mit den Funksignalen des Raumschiffes Woßhod 1 übergeben werden). Woßhod 1 konnte am 12. Oktober insgesamt sechsmal funkttechnisch beobachtet werden, Woßhod 2 am 18. März 1965 ebenfalls sechsmal und am 19. März noch einmal, und zwar bis neun Minuten vor seiner Landung.

Sonnenbeobachtung

Im Jahre 1964 wurde eine Reihe von Versuchsbeobachtungsreihen der visuellen Sonnenbeobachtung ausgeführt. Insgesamt konnten im Jahre 1964 38 Beobachtungen angestellt werden. Im Jahre 1965 begann die systematische Beobachtung der Sonnenoberfläche. Von Januar bis Mitte Mai 1965 konnten insgesamt 31 Sonnenbeobachtungen gewonnen werden. Dabei war die Sonne an 16 Beobachtungstagen fleckenfrei. Die Beobachtung erfolgt in Projektion, wobei von größeren Fleckengruppen mit stärkerer

Vergrößerung Detailzeichnungen angefertigt werden. Die Position der Flecke läßt sich mit Gradnetzschablonen ausmessen. Die Sonnenbeobachtung erfolgt hauptsächlich für die eigene Information, um ständig einen Überblick über den Aktivitätsgrad der Sonne zu haben.

Andere Beobachtungen

In der Nacht vom 24. bis 25. Juni 1964 wurde die totale Mondfinsternis beobachtet. Es gelang eine Serie von sieben Aufnahmen zu gewinnen. Zum anderen wurde versucht, visuelle Farbbeobachtungen auszuführen, vor allem in der Phase der Totalität. Nach dem zweiten Kontakt aber war der Mond auch mit den leistungsfähigen Fernrohren nicht mehr zu sehen.

Die zweite Mondfinsternis des Jahres 1964 ließ sich wegen Wolkenbedeckung nicht beobachten.

Am 12. Mai 1965 wurde versucht, die bei der Landung von Luna 5 auf der Mondoberfläche entstandene Staubwolke visuell zu beobachten. Leider gelang das nicht.

Ferner wurde eine große Zahl von Grenzgrößenbestimmungen mit den verschiedenen Instrumenten ausgeführt. Es zeigte sich, daß diese sehr starken Schwankungen unterliegen – je nach der Dichte der Dunstglocke über der Stadt. Wie schon erwähnt, spielt die Himmelsaufhellung eine wesentliche Rolle, da mit sehr schwachen Vergrößerungen beobachtet worden ist. Auch auf fotografischem Wege wurden Versuchsserien gewonnen.

Populärwissenschaftliche Tätigkeit

Die Station war während des Deutschlandtreffens alle drei Tage besetzt. Einzelpersonen und einzelne Gruppen besichtigten die Station. Da der Besuch durch Schulklassen erst ab Herbst 1965 organisiert durchgeführt werden soll (organisiert von seiten des Pädagogischen Bezirkskabinetts), haben im Berichtszeitraum nur insgesamt zwölf Schulklassen die Station besucht. Sie wurden mit der Einrichtung vertraut gemacht und erhielten einen Überblick über den Sinn und Nutzen der Astronautik. Außerdem besuchten kleinere Gruppen von Interessenten die Station.

Der Leiter der Station schrieb im Berichtszeitraum 127 Artikel und Kommentare sowie zahlreiche Meldungen für die Zeitung „Junge Welt“. Auch die Mitglieder der Arbeitsgemeinschaft haben bereits Beiträge für die Zeitung geliefert. Außerdem erscheint hier dreimal wöchentlich, von der Station herausgegeben, ein Satellitenfahrplan, in dem alle mit dem bloßen Auge sichtbaren Satelliten angeführt werden. In Vorträgen in Berlin und verschiedenen Orten der DDR, in Rundfunkbeiträgen sowie in anderen Zeitschriften hat der Leiter der Station zu Problemen der Raumfahrt Stellung genommen.

Auskünfte über optische und funktechnische Satellitenbeobachtung sowie über zahlreiche andere Fragen aus dem Gebiet der Astronautik wurden von der Station in sehr vielen Fällen schriftlich und zum Teil auch telefonisch gegeben.

Ein besonderer Dank sei hier noch mal dem Ephemeridendienst der DDR in Potsdam-Babelsberg ausgesprochen, der uns seit über einem Jahr die Satellitenephemeren in dankenswerter Weise vollständig übermittelt.

Veröffentlichungen der Zentralen Kommission Natur und Heimat des Präsidialrates des Deutschen Kulturbundes

„Astronomie und Raumfahrt“ Jahrgang 1963, drei Doppelhefte 9,00 MDN; Jahrgang 1964, 4 Hefte und 1 Doppelheft 9,00 MDN. Bezug wird zur Ergänzung des laufenden Jahrgangs empfohlen! Ab Januar 1965 ist die Zeitschrift nur noch durch die Post zu beziehen.

„Astronomische Rundschau“ · Von dieser Veröffentlichung des Zentralen Fachausschusses Astronomie aus den Jahren 1959 bis 1963 sind noch erhältlich: Jahrgang 1959, Heft 1–6, 6,00 MDN. — Jahrgang 1960, Heft 1–6, 5,00 MDN. Jahrgang 1961, Heft 1–6, 5,00 MDN. — Jahrgang 1962, Heft 1–6, 6,00 MDN.

Von erschienenen Broschüren sind noch vorrätig:

„Beiträge zur Theorie und Praxis der ornithologischen Forschung“ · 43 Seiten, 0,50 MDN.

„Über das Vogelleben im Donau-Delta“ · 24 Seiten, 14 Abbildungen, 0,50 MDN.

„Das Roßmäßler-Büchlein — Ein Brevier für Natur- und Heimatfreunde“ · 155 Seiten mit 24 Kunstdrucktafeln, 1,00 MDN.

„Pflege historischer Parkanlagen“ · 72 Seiten, 24 Abbildungen, 1,50 MDN.

„Angewandte Dendrologie im Thüringer Becken“ · 108 Seiten, 16 Abbildungen, 2,50 MDN.

„Insekten unsere Freunde — Insekten unsere Feinde“ · 124 Seiten, 86 Abbildungen, 3,80 MDN.

„Trotz alledem“ — Beiträge zur Geschichte der örtlichen Arbeiterbewegung in der Zeit der Novemberrevolution 1918 · 130 Seiten, 12 Abbildungen, 1,00 MDN.

„Volks- und Heimatfeste — gestern, heute, morgen“ · 112 Seiten, 1,00 MDN.

„Denkmalpflege in unserer Zeit“ · 60 Seiten, 18 Abbildungen, 1,50 MDN.

„Wie das Neue in unseren Dörfern geboren wurde“ · 101 Seiten, 35 Abbildungen, 1,50 MDN.

„Leitfaden für den Ortschronisten“ · 176 Seiten, 23 Abbildungen, 2,00 MDN.

„Alte Bauten im neuen Dorf — Teil 1“ · 104 Seiten, 85 Abbildungen, 2,00 MDN.

„Alte Bauten im neuen Dorf — Teil 2“ 80 Seiten, 74 Abbildungen, 1,50 MDN.

„Heimatgeschichte und Sozialismus“ · 144 Seiten, 31 Abbildungen, 1,50 MDN.

„Kinderspielplätze im schönen sozialistischen Dorf“ · 24 Seiten, 11 Abbildungen, 0,50 MDN.

Arbeitsmaterial der Zentralen Kommission Natur und Heimat · Heft 2/3, 1963, 0,40 MDN, Heft 4, 1963, 0,20 MDN; Heft 5/6, 1963, 0,40 MDN; Heft 1, 1964, 0,40 MDN.

In Vorbereitung: „Das Forschen macht mir helle Freude“.

Alle Veröffentlichungen sind von der Abteilung Natur und Heimat des Bundessekretariats des Deutschen Kulturbundes, 102 Berlin 2, Liebknechtstraße 31, Telefon 51 53 84/85, oder über die Bezirkssekretariate des Deutschen Kulturbundes zu beziehen.

hJ 31052

Heinrich

5/B

Astronomie und Raumfahrt Maximilianstr. 10



Astronomie und Raumfahrt

Inhalt:

Werkstoffe für die Raketentechnik · Dipl.-Ing. <i>Manfred Sachse</i>	129
Raumforschung und Nachrichtentechnik · <i>Horst Hoffmann</i>	134
Die Kardinalelemente der optischen Glaslinsen und ihre numerische Berechnung nach Seydel-Berek · Ing. <i>Max Röttsch</i>	138
Nimbus 1 · <i>Karl-Heinz Neumann</i>	147

Amateure beobachten und berichten

Bericht über die Sonnenfleckentätigkeit vom 2. Vierteljahr 1965 · <i>Erich Schütz</i>	152
Astronomische Beobachtungsstation Rostock · <i>H. Pfaffe</i>	152

Mitteilungen des Zentralen Fachausschusses Astronomie

Ferienkursus für Satellitenbeobachter	153
---	-----

Aus der astronautischen Literatur

Überwachung und Auswertung der Probeläufe des F-1-Triebwerkes mit einer IBM-Datenverarbeitungsanlage	154
Internationaler Uhrenvergleich	154
Bio-Satelliten-Programm der NASA	155
Wettersatelliten-Empfangsanlage von Rohde und Schwarz	156
Westdeutsche Aufwendungen für Weltraumforschung	156

Mitteilungen der Deutschen Astronautischen Gesellschaft

5. Europäischer Raumfahrt-Kongreß · <i>Heinz Mielke</i>	157
Bemerkungen über Dichtungsprobleme in Raumfahrzeugen Ing. <i>Volkmar Röder</i>	159

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. Lamprecht, Heinz Mielke, Dr. H. Oleak, Prof. E. Penzel, Dr.-Ing. F. Ruhle, Dr. K. H. Schmidt, Prof. D. Wattenberg, Prof. Dr. Wempe

Redaktion: 102 Berlin 2, Liebknechtstr. 31, Fernsprecher: 51 53 84/85. „Astronomie und Raumfahrt“ erscheint 1965 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

Werkstoffe für die Raketentechnik

Dipl.-Ing. MANFRED SACHSE

Von der Raketentechnik werden sehr hohe Anforderungen an die zu verwendenden Werkstoffe gestellt. Neben möglichst hoher mechanischer und thermischer Belastbarkeit sollen sie eine lange Lebensdauer besitzen und korrosionsbeständig sein.

Außerdem ist man bestrebt, im Hinblick auf ein günstiges Massenverhältnis den an ein Konstruktionsteil gestellten Anforderungen mit einem möglichst geringen Aufwand an Masse gerecht zu werden.

Einen Werkstoff, der alle gewünschten Eigenschaften – ausgezeichnete Festigkeit, gute Streckfähigkeit, geringe Dichte, chemische Beständigkeit, hohe Warmfestigkeit usw. – besitzt, gibt es nicht.

Man ist darum gezwungen, auf vorhandene Werkstoffe zurückzugreifen, ihre metallurgischen Eigenschaften zu verbessern und ihre Produktionsmethoden so zu verändern, daß die Herstellung mit einem vertretbaren Maß an technologisch-organisatorischem und finanziellem Aufwand erfolgen kann. Dabei ist dem Quotienten aus Festigkeit und Dichte – er stellt ein brauchbares Charakteristikum für die Beurteilung der Werkstoffe im Raketenbau dar – und der Fähigkeit der Werkstoffe, ihre wertvollen Eigenschaften auch bei höheren Temperaturen über kürzere oder längere Zeitdauer beizubehalten, besonderes Augenmerk zu schenken.

Gute Bearbeitbarkeit, Verfügbarkeit und niedriger Preis sind weitere Gesichtspunkte, die bei der Eignungsbeurteilung eines Werkstoffes eine große Rolle spielen.

Im Folgenden soll versucht werden, die Problematik der Werkstoffe für den Raketenbau kurz zu umreißen. Wegen der Vielfältigkeit der Probleme und des Umfangs des Stoffgebiets kann selbstverständlich kein Anspruch auf Vollständigkeit erhoben werden.

Stähle

Die Stähle zeichnen sich ausnahmslos durch einen relativ guten Festigkeits/Dichte-Quotienten aus. Diese und die Eigenschaft einiger Stahlsorten, auch bei höheren Temperaturen verwendbar zu sein, lassen die Stähle als Werkstoff für die Raketentechnik geeignet erscheinen.

Neben den korrosionsbeständigen Stählen haben die warmgereckten Werkzeugstähle besondere Bedeutung erlangt. Sie sind hinsichtlich des Festigkeits/Dichte-Wertes sowohl den korrosionsbeständigen Stählen als auch dem Titan überlegen. Allerdings sind ihre Vergütung und ihre Bearbeitung im gehärteten Zustand mit einigen Schwierigkeiten verbunden [1].

Für hochbeanspruchte Konstruktionsteile werden in zunehmenden Maße im Vakuum erschmolzene Stähle verwendet. Der geringe Gehalt an Gas- und Oxydeinschlüssen hat eine Verbesserung der Festigkeitseigenschaften zur Folge, die Werkstoffkennwerte weisen eine geringere Streuung auf [2].

In den letzten Jahren hat die Entwicklung von Stählen für die Brennkammern von Feststoffraketen große Fortschritte gemacht. Stähle mit Fließfestigkeitswerten von 190 kp/mm² stehen bereits zur Verfügung. Es werden Versuche mit dem Ziel durchgeführt, diese Werte noch bis auf 210 kp/mm² zu erhöhen. Die Warmfestigkeit der nichtrostenden Stähle hofft man auf + 780 °C steigern zu können [3].

Aluminium und Magnesium

Der Anwendungsbereich der Aluminium- und Magnesiumlegierungen, die den Vorteil einer geringen Dichte aufweisen, wird im Raketenbau durch ihre im allgemeinen geringe Warmfestigkeit heute noch stark eingeschränkt. Es sind aber schon Untersuchungen durchgeführt worden, aus deren Ergebnissen zu erkennen ist, daß das Problem der geringen Warmfestigkeit dieser Werkstoffe gelöst werden kann. So läßt sich einmal die Qualität einiger Aluminium- und Magnesiumlegierungen durch eine geeignete Warmbehandlung steigern, zum anderen ist es bei der Verwendung entsprechender Isolier- und Kühlvorrichtungen möglich, die Temperaturen, denen die Werkstoffe ausgesetzt sind, um ein beachtliches Maß herabzusetzen. Außerdem besteht noch die Möglichkeit der Verwendung dünner Schutzbleche aus hochhitzebeständigem Metall, die vom mechanisch beanspruchten Konstruktionsteil aus Aluminium oder Magnesium durch eine Isolierschicht getrennt sind.

Verwendet werden Aluminium-Legierungen im Raketenbau, hauptsächlich für den Mantel, so z. B. bei der Titan- und bei der ersten Stufe der Vanguard-Rakete. Weiterhin stellt man zum Teil auch die Rohrleitungen und Tanks von Raketen, in denen flüssiger Wasserstoff als Treibstoffkomponente eingesetzt wird, aus Aluminium-Legierungen her [3], [4].

In den USA wurden die Aluminium-Legierungen X 2020 T-6 und X 2219 T-6 für den Flugzeug- und Raketenbau entwickelt. Neben ausgezeichneten Dehnungseigenschaften zeichnen sie sich durch gutes Bruch- und Kriechverhalten aus und können bei Temperaturen bis $+200^{\circ}\text{C}$ bzw. $+320^{\circ}\text{C}$ eingesetzt werden. Außerdem finden das gesinterte Aluminium-Pulvererzeugnis M 257 und die Aluminium-Gußlegierungen C 355 und A 356, deren Qualität laufend verbessert wurde, als Werkstoffe für Luft- und Raumfahrzeuge Verwendung. Hinsichtlich des Kriech- und Bruchverhaltens sind die pulvermetallurgischen Aluminium-Legierungen bei Temperaturen um $+300^{\circ}\text{C}$ allen anderen Legierungstypen auf Aluminiumbasis überlegen [1].

Die Eigenschaften der Magnesium-Legierungen können durch Thorium-Zusätze erheblich verbessert werden. Sie sind dann in der Lage, bei kurzzeitiger Beanspruchung Temperaturen bis $+480^{\circ}\text{C}$ standzuhalten. Die amerikanische Magnesium-Legierung HM-21 XAT-8 besitzt eine beachtliche Wärmebeständigkeit. Nachdem sie 100 Stunden lang einer Temperatur von etwa $+370^{\circ}\text{C}$ ausgesetzt worden war, zeigte sie noch keinerlei Qualitätsminderung. Magnesium-Legierungen werden ebenfalls als Werkstoffe für den Raketenmantel verwendet (z. B. bei der 2. und 3. Stufe der Vanguard-Rakete).

Man ist bestrebt, sowohl die Aluminium- als auch die Magnesium-Legierungen so zu verbessern, daß ihre positiven Eigenschaften auch im Bereich höherer Temperaturen erhalten bleiben. Durch Zugabe hochfeuerfester Karbide kann der Elastizitätsmodul pulvermetallurgisch hergestellter Aluminium-Legierungen um 35 Prozent erhöht werden [1].

Titan

Das Titan kommt in der Natur hauptsächlich in der Form des Eisentitanats (Ilmenit) und des Titandioxyds (Rutil) vor. Seine wertvollen Eigenschaften — hoher Schmelzpunkt, niedrige Dichte, gute Festigkeitswerte — verschaffen dem Titan einen Platz in den vorderen Reihen der Werkstoffe für die Raketentechnik. Es ist hinsichtlich des Festigkeits/Dichte-Quotienten im mittleren Temperaturbereich vielen Metallen überlegen. So besitzt z. B. die amerikanische β -Titanlegierung B-120 VCA, die von der Crucible Steel Co. of America entwickelt wurde, folgende Kennzahlen: Fließgrenze 126 kp/mm^2 , Bruchdehnung $5 \dots 10\%$, Dichte $4,95\text{ g/cm}^3$. Sie wird als Werkstoff für Treibstoffbehälter von Feststoffraketen verwendet [1].

Titan kann kurzzeitig Temperaturen bis $+1100^{\circ}\text{C}$ ausgesetzt werden, bei Dauerbelastungen muß die Temperatur auf etwa $+600^{\circ}\text{C}$ gesenkt werden. Wertvoller als die relativ große Warmfestigkeit ist die Eigenschaft, daß die Festigkeit des Titans mit sinkender Temperatur zunimmt. Sie ist bei -180°C bereits doppelt so groß wie bei Raumtemperatur. Demzufolge besitzt man im Titan einen idealen Werkstoff für die Treibstoffördersysteme von Flüssigtreibstoffraketen, in denen verflüssigte Gase mit Temperaturen zwischen -195°C und -250°C als Treibstoff oder Treibstoffkomponente verwendet werden.

Titanlegierungen lassen sich verhältnismäßig gut schmieden. Es muß aber mit größeren Umformkräften als beim Schmieden von unlegiertem Stahl gerechnet werden. Während für Werkstücke aus unlegiertem Titan eine um 30 Prozent höhere Umformarbeit als für entsprechende Teile aus Kohlenstoffstahl erforderlich ist, steigt der Bedarf an Umformarbeit für legierte Werkstücke noch über diesen Wert hinaus an. Großen Einfluß auf den Betrag der Umformarbeit hat der Gehalt an Aluminium in der Titanlegierung [2]. Konstruktionsteile aus Titan werden durch Hartlötung miteinander verbunden.

Obwohl die Kosten der Herstellung und der Verarbeitung des Titans noch relativ hoch sind, nimmt der Anwendungsbereich dieses Werkstoffs im Flugkörper- und Raketenbau in seinem Umfang ständig zu. Es sei hier nicht zuletzt an die sogenannten Wabenelemente aus Titanlegierungen, die in den letzten Jahren entwickelt wurden und bereits eine größere Verbreitung erfahren haben, gedacht [1].

Beryllium

Beryllium, das aus Beryll, einem Beryllium-Aluminium-Silikat, hergestellt wird, ist ein ziemlich sprödes Metall. Trotz seiner ausgezeichneten Eigenschaften hinsichtlich Steifigkeit und Festigkeit wird seine Anwendung im Raketenbau durch seine schlechte Verformbarkeit und Streckbarkeit stark eingeschränkt. So bereitet z. B. die Herstellung genügend duktiler Beryllium-Bleche Schwierigkeiten, obwohl man hier bereits eine geeignete Technologie gefunden zu haben scheint [5], [6].

Problematisch sind außerdem die Verbindung der Beryllium-Konstruktionsteile untereinander und die Herstellung fehlerfreier Gußstücke [1]. Gegossene Beryllium-Blöcke lassen sich kaum umformen. Deshalb geht man beim Schmieden von Sinterkörpern aus, deren Verformbarkeit sich aber auch in relativ engen Grenzen bewegt.

Verwendet wird Beryllium im Raketenbau nur dort, wo seine diesbezüglichen Vorteile in vollem Umfang zur Geltung kommen, da es nicht in größeren Mengen zur Verfügung steht. So sind z. B. Inertialsteuerteile von Raketen und Nasenkegel von Flugkörpern aus Beryllium hergestellt worden [1].

Hochtemperaturmetalle

In einem Raketentriebwerk treten in der Brennkammer die weitaus höchsten Temperaturen auf. Es besteht eines der größten Probleme des Raketenbaues darin, diese Temperaturen zu beherrschen. Man ist hier gezwungen, auf Werkstoffe mit besonders hohem Schmelzpunkt zurückzugreifen; denn nur sie sind in der Lage, den mechanischen und thermischen Belastungen innerhalb bestimmter Grenzen standzuhalten. Solche Werkstoffe sind Wolfram, Tantal, Molybdän, Niob und Rhenium.

So wurden z. B. von der Stauffer-Temescal Co. (Richmond, Calif., USA) Tantal-Wolfram-Legierungen für Raketendüsen im Hochvakuum-Elektronenstrahl-Schmelzofen erschmolzen. Sie zeichnen sich durch leichte Bearbeitbarkeit und hohe metallische Reinheit aus.

Wachsende Bedeutung erlangt Rhenium, das mit seinem hohen Schmelzpunkt ($+3180^{\circ}\text{C}$) ein aussichtsreiches Hochtemperaturmetall darstellt. Seine Legierungen mit Molybdän oder Wolfram weisen auch bei relativ hohen Temperaturen noch gute Festigkeitseigenschaften auf [5].

Ein nicht zu unterschätzender Nachteil der Hochtemperaturmetalle ist ihre geringe Korrosionsbeständigkeit, so daß in vielen Fällen Schutzüberzüge aus korrosionsbeständigem Material verwendet werden müssen. Derartige Schutzschichten sind schon in großer Zahl entwickelt worden. Unter anderen haben die Molybdänsilizid-Schutzüberzüge größere Bedeutung erlangt. Auch Überzugwerkstoffe auf Oxyd- und Zirkonatbasis finden Anwendung [1].

Keramikwerkstoffe und Cermets

Die Keramikwerkstoffe haben während der letzten Jahre eine ständig wachsende Bedeutung für den Raketenbau erlangt. Die vorwiegend auf Oxyd- und Silikatbasis aufgebauten Stoffe finden in der Hauptsache als hochwarmfeste Überzüge für Brennkammern, Vorderkanten und Nasenkegel Verwendung [1]. Außerdem werden drahtverstärkte Keramikwerkstoffe und Keramikfasern zur Bewehrung von Asbestgeweben eingesetzt [4].

Ein Nachteil der Keramikwerkstoffe besteht in ihrer schlechten Verformbarkeit. Man arbeitet aber bereits mit Erfolg an der Lösung dieser Problems und hat im Rahmen entsprechender Untersuchungen festgestellt, daß sich frischgebrochene Einzelkristalle einiger chemischer Verbindungen, wie z. B. Magnesiumoxyd, Lithiumfluorid u. a., recht gut verformen lassen. Es muß nun ein Verfahren entwickelt werden, das die Herstellung des polykristallinen verformbaren Werkstoffs aus den Einzelkristallen ermöglicht.

Als Cermets werden solche Werkstoffe bezeichnet, die aus einer metallischen und einer keramischen Komponente bestehen. Zu den keramischen Anteilen rechnet man außer Oxyden und Silikaten auch Boride, Beryllide, Karbide, Aluminide und Silizide.

Es sind verschiedene Herstellungsverfahren für Cermets bekannt. Neben der Anwendung pulvermetallurgischer Verfahren kann man poröse keramische Körper mit Metallen tränken, keramische Fasern in flüssige Metalle einbetten und Metallfasergestelle mit flüssigem Blei (Schlicker) ausgießen. Cermet-Werkstoffe können Temperaturen von über $+1000^{\circ}\text{C}$ standhalten, sie werden daher vorwiegend beim Bau von Brennkammern, Triebwerksteilen und Nasenkegeln verwendet [7].

Es soll hier noch vermerkt werden, daß die Cermets trotz ihrer vorstehend genannten positiven Eigenschaften nicht alle Erwartungen erfüllen konnten, die von den Raketentechnikern in sie gesetzt worden waren. Ihr Anwendungsbereich im Raketenbau wird daher in ständig zunehmendem Maße von den Neuentwicklungen auf dem Gebiet der Superlegierungen eingeengt [1].

Superlegierungen

Die Entwicklung der Superlegierungen ist in den vergangenen Jahren verstärkt vorangetrieben worden, da sie den Hauptanteil der warmfesten Werkstoffe für den Raketenbau darstellen. Detaillierte Angaben über die Zusammensetzung derartiger Legierungen werden aus naheliegenden Gründen kaum veröffentlicht. Grundsätzlich kann aber festgestellt werden, daß mit den Elementen Eisen, Nickel, Chrom und Kobalt in Verbindung mit den hochschmelzenden Metallen Wolfram, Molybdän und Niob die Hauptlegierungsbestandteile genannt sind [3].

Verwendung finden die Superlegierungen als Werkstoffe sowohl für Triebwerksteile als auch in Form von Blechen und Rohren für Behälter und Verkleidung. Sie können bei Temperaturen bis $+950^{\circ}\text{C}$ eingesetzt werden. Bei Anwendung entsprechender Kühleinrichtungen sind die Superlegierungen selbst dort noch einsetzbar, wo die unter normalen Bedingungen höchstzulässige Temperatur überschritten ist. Man hat sich das Ziel gesteckt, die Warmfestigkeit der Superlegierungen noch bis in den Temperaturbereich um $+1100^{\circ}\text{C}$ hinein zu steigern.

Graphit

Graphit stellt einen für die Raketentechnik sehr wertvollen Werkstoff dar. Seine positiven Eigenschaften erlauben einen Einsatz bis zu Temperaturen von $+2800^{\circ}\text{C}$ [1]. Bei Temperaturen über $+1500^{\circ}\text{C}$ sind die hochwarmfesten Metalle hinsichtlich ihrer Festigkeit dem Graphit unterlegen. Selbst in Temperaturbereichen um $\pm 3200^{\circ}\text{C}$ können dessen mechanische Eigenschaften noch als gut benannt werden.

Verwendung findet Graphit hauptsächlich als Werkstoff für warmfeste Düsen-auskleidungen. So wurden z. B. von der Curtiss-Wright-Comp. Versuche mit Schub-düsen von Feststoff- und Flüssigtreibstoffraketen, die Überzüge aus anisotropem, feuerfestem Graphit erhalten hatten, durchgeführt. Auch Nasenkegel, Vorderkan-ten von Stabilisierungsflächen und sonstige, starker Erwärmung ausgesetzte Teile der Raketen-Außenhaut werden mit Graphitüberzügen versehen.

Wird Graphit während einer längeren Betriebsdauer mit den heißen Abgasen des Triebwerks beaufschlagt, dann besteht Oxydationsgefahr. Durch das Auftragen einer entsprechenden Schutzschicht kann die Oxydation jedoch verhindert werden. Außerdem haben sich Verbundkörper aus Graphit und Hartmetall als sehr oxyda-tionsbeständig erwiesen.

Große Bedeutung hat der in den letzten Jahren entwickelte Pyrographit erlangt. Er ist dem Elektrographit hinsichtlich seiner mechanischen Eigenschaften und der Oxydationsbeständigkeit überlegen. Durch Zusätze von Bor, Silizium, Kobalt und Hafnium kann das Hochtemperaturverhalten von Pyrographit verbessert werden [5].

Kunststoffe

Die Kunststoffe sind in den vergangenen Jahren zu unentbehrlichen Werkstoffen für den Raketenbau geworden. Sie werden verwendet als Wärmeschutzmaterialien für Rückkehr-Flugkörper, als Abschmelzmaterial und schließlich auch als Werkstoff für Raketentreibstoffbehälter. Neben den warmfesten Kunstharzen (Phenyl-Sili-ziumwasserstoff-Polymere, Diepoxycyde und Epoxy-Novalacke) gehören extrem kältebeständige Kunststoffe auf Fluorbasis, wie z. B. Teflon, zu den erfolgreichsten Werkstoffen auf diesem Sektor. Die fluorhaltigen Kunststoffe sind anderen organi-schen Werkstoffen dadurch überlegen, daß sie in Gegenwart von flüssigem Sauer-stoff bei Schlag- und Stoßbeanspruchungen nicht zu Explosionen neigen [3], [8].

Um ihre mechanische Belastbarkeit zu erhöhen, wendet man die Plastwerkstoffe fast ausschließlich in Verbindung mit Verstärkungselementen an. Ein solcher soge-nannter zusammengesetzter Werkstoff besteht aus einem Verstärkungsgerüst, in das ein Füllmaterial mit geringerer Zugfestigkeit hineingepréßt wurde [1]. Von den zur Zeit gebräuchlichen Verstärkungswerkstoffen sollen hier Quarzfasern, Asbest-filz und Fasern aus Glas mit einem hohen E-Modul genannt werden.

Besonders bewährt hat sich in diesem Zusammenhang ein unter der Bezeichnung Astrolit bekannter Werkstoff. Es handelt sich dabei um einen warmfesten Kunst-stoff, der, mit Silikatglasfaser (Refrasil) verstärkt, auch höheren Anforderungen hinsichtlich mechanischer und thermischer Belastbarkeit gerecht wird [8].

Literatur

- 1 Meckelburg, E.: Metallische und keramische Werkstoffe für die Flugzeug- und Raketen-technik, Metall, 14 (1960) 12, S. 1182–1189.
- 2 Meyer-Nolkemper, H.: Neue Wege in der Umformtechnik, Technische Rundschau (Bern), 1962, Nr. 27, S. 2–5.
- 3 Scherer, R.: Werkstoffe für den Raketenbau, Metall, 14 (1960) 8, S. 806.
- 4 Nicolaus, H. O.: Raketenwerkstoffe, Technische Rundschau (Bern), 1960, Nr. 41, S. 7–10.
- 5 Werner, O.: Metalle für die Raumfahrt, Metall, 18 (1964) 1, S. 10.
- 6 Nienhaus, H. D.: Werkstoffe für Flugkörper, Flugkörper, 2 (1960), S. 143–147.
- 7 Weigel, K.: Cermetes und Metalle mit keramischen Anteilen – Übersicht und neuere Er-gebnisse, Werkstatt und Betrieb, 98 (1965) 4, S. 233–237.
- 8 Grensemann, M. G.: Kunststoffe im Flugkörperbau, Flugkörper, 2 (1960), S. 236–242.

Raumforschung und Nachrichtentechnik

HORST HOFFMANN

Die gesamte kosmische Forschung ist sehr eng mit der Nachrichtentechnik verbunden. Das trifft für alle drei Hauptgebiete zu:

- für die klassische optische Astronomie,
- für die moderne Radioastronomie,
- für die Satelliten- und Raumfahrttechnik.

Zweck dieser Forschung ist das Gewinnen von Informationen. Bei den Nachrichtensatelliten geht es speziell um das Weitergeben von Informationen, und selbst Raumfahrzeuge, die als kosmische Transportmittel fungieren, sind ohne die Übermittlung von Steuerdaten undenkbar.

Vom Standpunkt der Informationstechnik sind die Raumfahrzeuge nur ein Teil eines sehr komplexen Systems, zu dem auch Bodenempfangsanlagen, Bodensteuereinrichtungen, Abschußbasen, Rechenzentren und Datenverarbeitungsgeräte gehören. Ein Raumfahrzeug kann in diesem System zwei Funktionen ausüben:

- als Sensor, der — gewissermaßen als verlängertes Beobachtungsgerät — Messungen durchführt, also Informationen einholt;
- als Relaisstation, die nichts anderes macht, als empfangene Informationen unverarbeitet weiterzugeben.

Zur ersten Gruppe gehören bemannte und unbemannte Forschungs-Satelliten und Raumsonden, zur zweiten alle Nachrichtensatelliten — passive, aktive und synchronisierte.

Die Grenze zwischen diesen beiden Gruppen ist in der Praxis natürlich nicht so scharf zu ziehen wie hier in der Darstellung. Beide Aufgaben erfordern eine große Anzahl von Informationskanälen.

Nachrichten können nach zwei Prinzipien übermittelt werden:

Das Speicherprinzip verwendet man bei der Nachrichtenübermittlung über große Distanzen. Hierbei werden die anfallenden Informationen gesammelt, gespeichert und paketweise weiterbefördert. Dieses Prinzip ist relativ einfach und rationell. Bei Raumfahrzeugen bietet es den Vorteil, daß man die Daten abfragen kann, wenn sich Sender und Empfänger in günstiger gegenseitiger Lage befinden, sein Nachteil ist, daß man eine zeitliche Verzögerung in Kauf nehmen muß.

Die Simultanübermittlung muß man dann verwenden, wenn ein Raumfahrzeug in den Zwischenzeiten nur wenig selbständig handeln kann. Das gilt zum Beispiel für die außerordentlich komplizierte Startphase, die meistens von Bodengeräten gesteuert wird. Hierbei kann man eben für die Korrekturen keine Zeit verlieren. Aber auch nach dem Start ist für viele systeminterne Regelaufgaben und für Notmaßnahmen kein Zeitverzug zulässig.

In der Praxis werden fast immer beide Übertragungsmöglichkeiten kombiniert zum Einsatz gebracht. Einzelne Funktionen werden intern im Satelliten programmiert, andere zusätzlich vom Boden gesteuert. Oft wird aus Sicherheitsgründen mit beiden Systemen gearbeitet.

Bits und Bit-Sekunden

Die Menge von Informationen wird in Bit gemessen, der Einheit im binären Zahlensystem. Ein Bit entspricht jeweils einer Ja-Nein-Entscheidung. Nachfolgend ein Überblick über den Informationsinhalt einiger Informationskategorien:

1 Buchstabe unseres Alphabets	=	4,8 Bit
1 Schreibmaschinen-seite voller Zahlen	=	6 000 Bit
1 kleines Buch	=	1 000 000 Bit
1 gewöhnliche Fotografie	=	1 000 000 Bit

Den Informationsfluß gibt man an in Bit pro Sekunde. Am Buchstabenfluß gemessen liest ein Redner etwa 70 Bit pro Sekunde, und eine Fernsehübertragung liefert etwa 10^8 Bit pro Sekunde.

Kanalkapazität nennt man den maximalen möglichen Informationsfluß über einen Verbindungskanal. Bei den kleineren wissenschaftlichen Erdsatelliten arbeitet man bei Verwendung der Simultanübermittlung mit Kanalkapazitäten von 100 Bit pro Sekunde und beim Abfragen bei gespeicherten Informationen mit etwa 10^6 Bit pro Sekunde.

Ein weiterer wesentlicher Begriff ist die Redundanz oder Weitschweifigkeit. Zunächst gibt es – unabhängig von den Eigenschaften des Übermittlungssystems – eine innere Redundanz der Information selbst. So ist bei jedem geschriebenen oder gesprochenen Text der Aussagegehalt wesentlich geringer als man ihn aus der Anzahl der Buchstaben errechnen kann. Eine große Zahl von Buchstaben könnte fortfallen, ohne daß der Text unverständlich wird. Die Sprache selbst ist also weitschweifig. Ihr tatsächlicher Informationsfluß wird auf weniger als 10 Bit pro Sekunde geschätzt.

Hinzu kommen noch emotionelle Momente wie zum Beispiel die Übermittlung der persönlichen Stimmfarbe, der Sprechweise und der Betonung.

Eine sehr große Informationsredundanz gibt es auch bei den meisten wissenschaftlichen Satelliten. So gibt es Forschungssatelliten, die die Intensität bestimmter Strahlungen messen und die Meßwerte während längerer Zeit dauernd übermitteln. Nach der Auswertung der Daten in den wissenschaftlichen Institutionen auf der Erde reduziert sich das Ergebnis oft auf eine Kurve mit einem Inhalt von einigen hundert Bit. Dieser Informationsgehalt könnte theoretisch von dem Sender des Satelliten im Bruchteil einer Sekunde übermittelt werden. Aber die Extraktion dieser wenigen wesentlichen Daten ist sehr aufwendig und das Datenverarbeitungsgerät zu schwer für den Satelliten.

Ein weiterer Faktor ist die technische Redundanz des Übermittlungssystems. Selbst eine Übertragung völlig redundanzfreier Daten erfordert je nach Vollkommenheit des Modulationssystems mehr oder weniger Kanalkapazität. Das Modulationssystem ist gewissermaßen das Transportsystem für die Information. In allen anspruchsvollen Fällen der Nachrichtentechnik wird heute eine Modulation in zwei Stufen benutzt. In der Raumfahrttechnik werden am häufigsten folgende Kombinationen verwendet:

FM-FM	=	Frequenzmodulation-Frequenzmodulation
PCM-FM	=	Pulsmodulation-Frequenzmodulation
PCM-AM	=	Pulsmodulation-Amplitudenmodulation
PCM-PhM	=	Pulsmodulation-Phasenmodulation.

Die Übertragungskapazität eines Informationskanals kann nach der Formel von Shannon wie folgt berechnet werden:

$$C = f \log (2) / (1 + P_s/P_r)$$

C = Übertragungskapazität

f = Bandbreite des Kanals

P_s = Signalleistung proportional zur Sendeleistung

P_r = Rausch- oder Störleistung.

Aus dieser Formel ist ersichtlich, daß bei einer bestimmten Kapazität die Bandbreite des Kanals vom Verhältnis der Sendeleistung zur Rausch- oder Störleistung abhängt, die bestimmend für die minimal unterscheidbare Amplitudenstufe eines empfangenen Signals ist. In den meisten Fällen ist die Rauschleistung der Bandbreite proportional. Bei dieser Formel handelt es sich um eine theoretische Grenze für die Verbesserung von Modulationssystemen. Die Raumforschung hat der Nachrichtentechnik stärkste Impulse gegeben, Modulationssysteme zu entwickeln, die dieser theoretischen Grenze nahekommen.

Die internationale Norm für Telefonverbindungen auf der Erde rechnet mit 50 kBit/s für einen Sprechkanal. Das ist tausend Mal mehr als theoretisch möglich.

Mariner II hatte ein Datenübertragungssystem, welches nur 24mal mehr Bandbreite benötigte als die Shannon-Grenze. Heute arbeitet die NASA mit Systemen, die nur noch um einen Faktor 6 von dieser Grenze entfernt liegen. Für 1968 ist ein neues System projektiert, das den Grenzwert nur noch um das 2,7fache überschreitet.

Vor kurzem ist es gelungen, Sprache über einen Kanal mit 10 Bit/s zu übertragen. Es ist klar, daß solche neuen Systeme auch sehr schnell Eingang in unsere irdische Nachrichtentechnik finden.

Der Wert einer Information

Allein mit den technisch meßbaren Größen ist über den Wert eine Information noch gar nichts ausgesagt. Dieser Wert aber bestimmt den technisch vertretbaren Aufwand für ein Experiment. So gibt es sehr aufwendige Versuche, die oft nur auf eine Fragestellung mit „Ja“ oder „Nein“, also mit einem Bit antworten. Das ist der Fall z. B. bei kernphysikalischen Untersuchungen darüber, ob ein Partikel, welches man theoretisch vermutet, auch wirklich existiert oder nicht. Auch viele wissenschaftliche und technische Fragen in der Raumforschung können mit wenigen Bits beantwortet werden. Gerade auf diesem Gebiet ist oft die richtige Fragestellung und nicht eine lange Antwort bestimmend für den Gehalt einer Information.

Überlegen wir einmal, wieviel Bits wir in der Raumfahrt, z. B. bei einer interplanetarischen Expedition zum Mars oder zur Venus, benötigen. Gehen wir davon aus, daß die wissenschaftlich dokumentationswürdigen Resultate in einem fünfhundertseitigen Buch Platz fänden und daß hundertfünfzig Tage je eine Stunde lang Meßwerte übertragen werden, dann wäre ein Informationsfluß von 10 Bit pro Sekunde erforderlich. Das ist weniger als das über einen Fernschreibkanal Gesendete.

Für die Verbindung des Raumfahrzeuges mit irdischen Bodenstationen über elektromagnetische Wellen sind folgende vier Faktoren von Bedeutung:

1. Die Distanz zwischen Sender und Empfänger
2. Die Übertragungsfrequenz und Wellenlänge
3. Die vorhandene Sendeleistung im Vergleich zu den auftretenden Störungen (Rauschen)
4. Die Abmessungen der Antennen

Bekanntlich nimmt die Intensität der elektromagnetischen Strahlen ab mit dem Quadrat der Entfernung von der Quelle. Für diese Beziehung wird in der Nachrichtentechnik folgende Formel verwendet:

$$A_{st} = (4\pi D/\lambda)^2$$

A_{st} = Streckendämpfung

D = Entfernung von der Quelle

λ = Wellenlänge

Diese Dämpfung hat ihre Ursache darin, daß sich die Energie in den ganzen Raum zerstreut. Die einzige Gegenmaßnahme, die sich anbietet, ist der gebündelte Strahl. Natürlich nimmt auch bei ihm die Energiedichte mit dem Quadrat der Entfernung von der Quelle ab. Aber die Energie ist beim gebündelten Strahl auf einen kleinen Raumwinkel konzentriert. Die Schärfe der Bündelung ist abhängig von der Relation zwischen der benutzten Wellenlänge und dem Durchmesser der Antenne. Je größer also die Antenne ist, desto konzentrierter der Strahl.

Nur wenn die Antenne im Vergleich zur Wellenlänge groß ist, wird eine Bündelung möglich. Deshalb sind die kurzen Wellen dafür besonders geeignet. Zentimeterwellen können auf einen Öffnungswinkel von 1° gebündelt werden.

Bei optischen Frequenzen kommt man zu besseren Ergebnissen. Die allerbesten jedoch werden mit Lasern erzielt. Ein Laser kann bei einer Öffnung von 1 cm Durchmesser einen Strahl von 10 Winkelsekunden erzeugen. Mit einer Kombination von Laser und Teleskop können zur Zeit die besten Ergebnisse erzielt werden.

Ein Beobachter im Strahl hat den Eindruck, die Quelle sei um den Faktor G , den Antennengewinn, stärker geworden.

$$G \approx (2d/\lambda)^2$$

G = Antennengewinn

d = Durchmesser der Antenne

λ = Wellenlänge

Nachfolgend einige ungefähre Werte für Antennengewinne:

Autoscheinwerfer:	$G \approx 100$	≈ 20 dB
Richtstrahlantenne für Zentimeterwellen:	$1000 \dots 10\,000$	$\approx 30 \dots 40$ dB
Radioteleskop:	10^6	≈ 60 dB
Laser:	10^8	≈ 80 dB
Laser und Teleskop	10^{12}	≈ 120 dB

Wenn die Teilnehmer einer Mondexpedition von unserem Trabanten aus einen 1-Watt-Laser gegen die Erde richten würden, so würde man ihn hier in einem Umkreis von 20 km so hell wie den Sirius sehen. Mit den herkömmlichen Mitteln brauchte man für einen solchen Helligkeitsgrad 10^7 Leuchtstofflampen.

Die modernen Radioteleskope sind fähig, noch anfallende Leistungen von 10^{-26} Watt/m² nachzuweisen. Der schon erwähnte Sirius beleuchtet die Erde mit einer Leistung von 10^{-8} Watt/m², die Sonne mit etwa 10^3 Watt/m².

Aus der Kenntnis der verschiedenen Aspekte wurde von den Nachrichtentechnikern eine Beziehung für die notwendige Sendeleistung aufgestellt:

$$P_o = P_s \cdot A_{st} / G_1 G_2 = pR \triangle f \cdot F_E \cdot A_{st} / G_1 G_2$$

P_o = Sendeleistung

P_s = Leistung, die vom Empfänger aufgenommen wird

A_{st} = Streckendämpfung

$G_1 G_2$ = Gewinne von Sende- und Empfangsantenne

P_R = Relative Rauschleistung pro Einheit der Bandbreite

Δf = Benützte Bandbreite der Übertragung

$F_E = P_S / P_R = P_S / \Delta f \cdot P_R$ = Rauschverhältnis am Empfängereingang

In dieser Formel ist die Dämpfung durch die Atmosphäre vernachlässigt. Die Lufthülle ist aber nur für Wellen im Dezimeter-, Zentimeter- und Lichtbereich durchlässig. Man wird also für schwierige Verbindungen sicher Empfangsstationen außerhalb der Erde, die sich auf einer Satellitenbahn bewegen, benutzen.

Literatur

G. Epprecht, „NNZ“, 41, II. 2. 1965.

Proceedings, IRE, 48 (1960) April: Space Electronics Issue Proceedings of the 1962 National Telemetering Conference, Washington.

W. Klein: Nachrichtenübertragung mit Hilfe künstlicher Erdsatelliten. Tech. Mitt. PTT 40 (1962) 273.

J. N. James: The Voyage of Mariner II. Scientific American, July 1963.

Die Kardinalelemente der optischen Glaslinsen und ihre numerische Berechnung nach Seydel-Berek

Ing. MAX RÖTSCH

Fortsetzung

Ansatz zur Berechnung eines optischen Simplets

Lassen wir einen paraxialen Lichtstrahl auf eine Einzellinse mit der Dicke e so einfallen, daß er nach der Brechung an der ersten Fläche die Achse genau in der Mitte zwischen beiden Scheiteln schneidet (Abb. 1), so ergibt sich

$$s'_1 = +\frac{e}{2}, \quad s_2 = -\frac{e}{2}, \quad \frac{h_2}{h_1} = -1 \quad (5)$$

Aus der Flächeninvariante der Paraxialstrahlen

$$n_v \left(\frac{1}{r_v} - \frac{1}{s_v} \right) = n'_v \left(\frac{1}{r_v} - \frac{1}{s'_v} \right) \quad (5a)$$

folgt allgemein

$$\frac{n'_v}{s'_v} - \frac{n_v}{s_v} = \frac{n'_v - n_v}{r_v} \quad (6)$$

Im vorliegenden Falle einer Einzellinse ist

$$n_1 = 1, \quad n'_1 = n_2 \equiv n, \quad n'_2 = 1.$$

Man erhält also aus den beiden Formeln 5 und 6 an der ersten Fläche

$$\frac{1}{s_1} = \frac{2n}{e} - \frac{n-1}{r_1},$$

Formel an der zweiten Fläche $\frac{1}{s'_2} = -\frac{2n}{e} - \frac{n-1}{r_2}$, hierzu noch aus $\delta_2 = -\frac{e}{n}$.

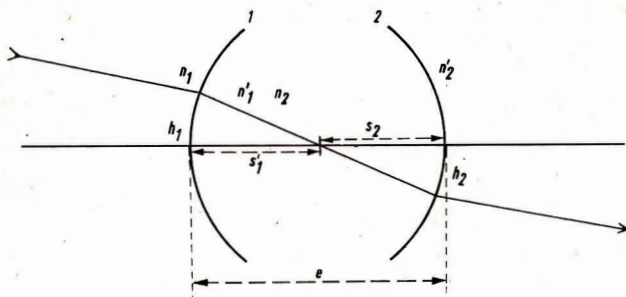


Abb. 1

Man braucht diese Werte nur in die bisherigen Formeln einzusetzen, um sofort die Kardinal Elemente der dicken Einzellinse, in den Konstruktionsdaten ausgedrückt, zu erhalten:

$$\frac{1}{f} = (n-1) \left(\frac{1}{r_1} - \frac{1}{r_2} \right) + \frac{(n-1)^2}{n} \cdot \frac{e}{r_1 r_2} \quad (7)$$

$$z_1(\mathfrak{H}) = -f \left(1 + \frac{n-1}{n} \frac{e}{r_2} \right) \quad (8)$$

$$z'_2(\mathfrak{H}') = +f \left(1 - \frac{n-1}{n} \frac{e}{r_1} \right) \quad (9)$$

$$z_1(\mathfrak{H}) = z_1(\mathfrak{H}') = -f \frac{n-1}{n} \frac{e}{r_2} \quad (10)$$

$$z'_2(\mathfrak{H}') = z'_2(\mathfrak{H}) = +f \frac{n-1}{n} \frac{e}{r_1} \quad (11)$$

$$\mathfrak{H} = \mathfrak{H}' = \frac{n-1}{n} e \left\{ 1 + \frac{n-1}{n} \frac{e}{r_1 r_2} \right\} \quad (12)$$

Diese Spezialisierungen für verschiedene Linsengattungen oder dünne Linsen sind leicht zu übersehen.

Umwandlung dicker Einzellinsen in Äquivalentlinsen der Dicke Null

Wenn wir von einer Äquivalentlinse sprechen, so soll darunter zu einer gegebenen dicken Einzellinse eine dickenlose Linse verstanden werden, welche die Wirkung der dicken Linse möglichst ersetzt. Ein solcher Ersatz kann natürlich nur so weit reichen, als es die in der Äquivalentlinse vorhandenen Freiheitsgrade gestatten. Wenn der Äquivalentlinse immer derselbe Brechungsindex zugewiesen werden soll wie der dicken Linse – was wir voraussetzen wollen, da sonst große

Komplikationen eintreten — so bleiben zur Bestimmung der Äquivalentlinse nur drei Elemente frei: die beiden Krümmungsradien r_1 und r_2 und der Ort, an dem sie stehen sollen. Wie ersichtlich, sollen alle Elemente der Äquivalentlinse im Gegensatz zu den der dicken Linse mit deutschen Buchstaben bezeichnet werden. Wenn gefordert wird, daß beim Übergang von der dicken Linse zur Äquivalentlinse im paraxialen Gebiet bildseitig alle Strahleneinrichtungen erhalten bleiben sollen, so ist damit gerade über die drei freien Elemente verfügt. Die Abb. 2 läßt dies deutlich erkennen. Der objektseitig nach $\mathfrak{H}$ zielende Strahl wird beim Ersatz der dicken Linse durch die Äquivalentlinse zufolge des Zusammenfallens der Haupt- und Knotenpunkteigenschaften bei einer in Luft befindlichen Linse seine Richtung bildseitig dann unverändert beibehalten, wenn die Äquivalentlinse am Orte des objektseitigen Hauptpunktes $\mathfrak{H}$ der dicken Linse steht; und der Öffnungsstrahl u wird bildseitig seine Richtung unverändert beibehalten, wenn er durch die Äqua-

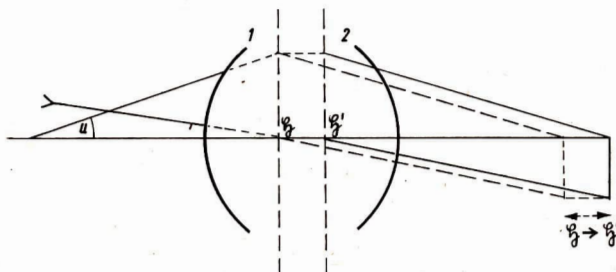


Abb. 2

lентlinse dieselbe Ablenkung erfährt, wie durch die dicke Linse: das gibt die Verfügung über Krümmungsradien r_1 und r_2 . Um den Charakter der einzelnen Flächen bei der Umwandlung möglichst zu erhalten, wird über die Krümmungsradien so verfügt, daß die Ablenkung des Öffnungsstrahles an jeder Fläche bei der Umwandlung sich nicht verändert. Durch diese Festsetzung bleibt im paraxialen Gebiet bei der Umwandlung der Strahlenverlauf bis auf eine konstante Parallelverschiebung vom Betrage $\mathfrak{H} \rightarrow \mathfrak{H}'$ erhalten. Damit etwaige weitere Linsen des Systems gegenüber dem durch die erste Linse erzeugten Strahlengang unverändert wirksam bleiben, brauchen sie also nur um den Betrag $\mathfrak{H} \rightarrow \mathfrak{H}'$, d. h. um die Hauptpunktzwischenstrecke der ersten Linse, an diese herangerückt zu werden. Die Umwandlung des Systems von Äquivalentlinsen wird also die Gesamtdicke des Systems um die Summe aller Hauptpunktzwischenstrecken der einzelnen Linsen verkürzt.

Aus Abb. 3 folgt für die Einfallsschnittweite an der Äquivalentlinse und für die Einfallshöhe

$$\mathfrak{s}_v = s_v - z_v(\mathfrak{H}); \quad \mathfrak{h}_v = \frac{\mathfrak{s}_v}{s_v} h_v. \quad (13)$$

Die Ablenkung eines paraxialen Strahles an einer beliebigen Fläche ist

$$y_v = \mu'_v - \mu_v = \frac{h_v}{s'_v} - \frac{h_v}{s_v} = h_v \left(\frac{1}{s'_v} - \frac{1}{s_v} \right) \quad (14)$$

und da mit Hilfe der Invariante folgt

$$\frac{1}{s'_v} = \frac{1}{v_r} - \frac{Q_v}{n'_v}; \quad \frac{1}{s_v} = \frac{1}{r_v} - \frac{Q_v}{n_v}, \quad (15)$$

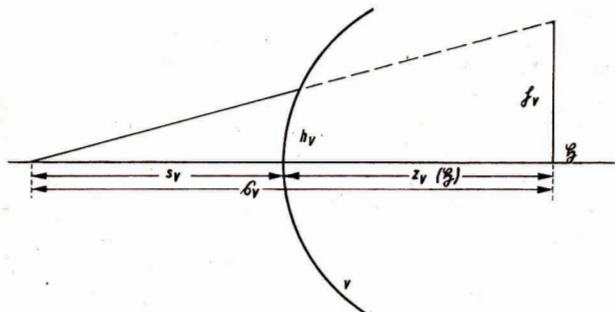


Abb. 3

so wird die Ablenkung

$$\gamma_v = \mu'_v - \mu_v = -h_v Q_v \left(\frac{1}{n'_v} - \frac{1}{n_v} \right) = -h_v Q_v \Delta \frac{1}{n} \quad (16)$$

Demnach lautet die Forderung nach Erhaltung der ablenkenden Wirkung einer Fläche bei ihrer Verschiebung längs der Achse

$$h_v Q_v = \eta_v \zeta_v$$

$$\text{d. h. } h_v \left(\frac{1}{r_v} - \frac{1}{s_v} \right) = \eta_v \left(\frac{1}{r_v} - \frac{1}{s_v} \right). \quad (17)$$

Setzt man hierin die Werte aus Formel 13 ein, so erhält man für die Vorderfläche der Äquivalentlinse

$$r_v = r_v \left(1 - \frac{z_v(\xi)}{s_v} \right) \quad (18)$$

An der Hinterfläche wird entsprechend der Formel 13

$$s_{v+1} = s'_{v+1} - z'_{v+1}(\xi'); \quad \eta_{v+1} = \eta_v \frac{s'_{v+1}}{s'_{v+1}} h_{v+1} \quad (19)$$

und man erhält auf demselben Wege

$$r_{v+1} = r_{v+1} \left(1 - \frac{z'_{v+1}(\xi')}{s_{v+1}} \right). \quad (20)$$

$z_v(\xi)$ und $z'_{v+1}(\xi')$ lassen sich einfach nach Formel 10 und Formel 11 berechnen.

Damit ist die Umwandlung eines Systems aus dicken Linsen in ein solches von Äquivalentlinsen leicht durchführbar.

In der Praxis liegt zumeist gerade die umgekehrte Aufgabe vor. Nachdem man während der Synthese des Systems der Einfachheit halber nur mit Äquivalentlinsen operiert hat, müssen dann die für die benötigten Ausmaße der Linsen erforderlichen Dicken e eingeführt werden. Dabei geht man am einfachsten so vor: Man berechnet mit den Radien der Äquivalentlinsen, obwohl dies zunächst unrichtig ist, nach Formel 10 und Formel 11 $z_v(\xi)$ und $z'_{v+1}(\xi')$, erhält nach Formel 13 und Formel 19 s_v und s'_{v+1} und bekommt die gesuchten Radien r_v und r_{v+1} nach Formel 18 und 20.

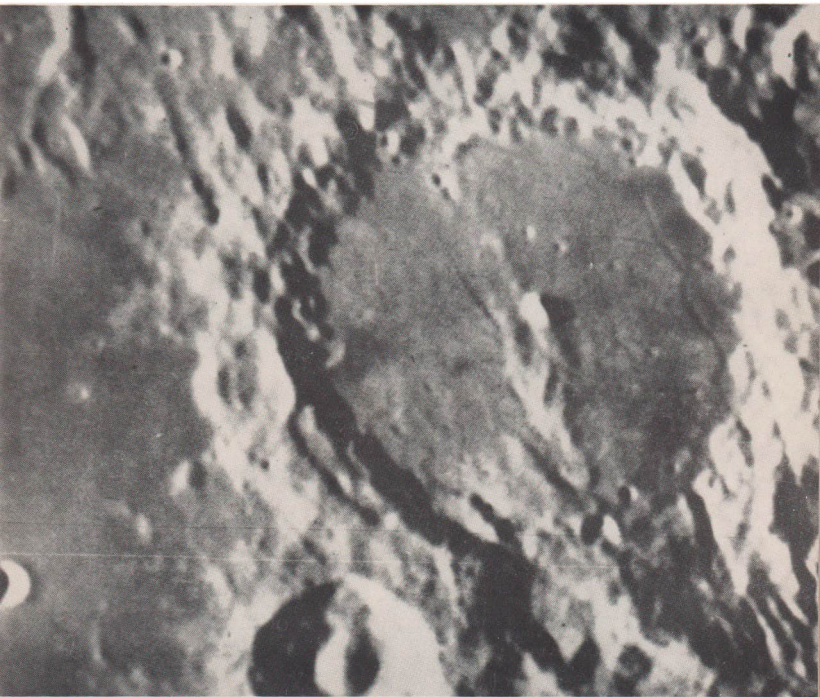
Die dicke Linse wird dann so gestellt, daß ihr Hauptpunkt ξ mit dem Ort der Äquivalentlinse zusammenfällt, woraus sich dann für die folgenden Linsen eine Abrückung von ihrem ursprünglichen Ort um die Hauptpunktzwischenstrecke der ersten Linse gemäß Formel 12 ergibt. Bei diesem Vorgang hat man den Fehler begangen, die Radien der Äquivalentlinse der Berechnung der Hauptpunktlagen für die dicke Linse zugrunde zu legen, während doch die dicke Linse schließlich andere Radien erhält. Dieser Fehler ist aber für gewöhnlich außerordentlich klein und völlig belanglos. In Sonderfällen ungewöhnlich dicker Linsen, wo er ins Gewicht fallen kann, eliminiert man ihn nachträglich einfach so, daß man nach erster Bestimmung der r -Werte mit diesen nochmals nach Formel 10 und 11 die Hauptpunktlagen berechnet und damit sukzessive nochmals die r -Werte usw. bis die Werte $z_v(\xi)$ und $z'_{v+1}(\xi')$ keine Veränderungen mehr zeigen. Gewöhnlich trifft das auch bei sehr dicken Linsen schon nach der ersten Wiederholung der Rechnung praktisch ausreichend zu.

Des öfteren liegt die Forderung vor, eine gegebene dicke Linse aus Gründen einer anderen beabsichtigten Öffnung in eine möglichst gleichwirkende Linse anderer Dicke umzuwandeln. Die Lösung dieser Aufgabe erfolgt dann prinzipiell ganz wie in den obigen Ausführungen angegeben: Man wandelt die gegebene Linse erst in ihre Äquivalentlinse der Dicke Null um und diese dann in die Linse der vorgeschriebenen neuen Dicke. Rechnerisch ergeben sich bei diesem Vorgang einige leicht zu übersehende Vereinfachungen.

Der Mondkrater Alphonsus im Spiegelteleskop und Mondfotos von Ranger 9

Das Bild zeigt eines der besten, von der Erde her gewonnenen Fotos des Mondkraters „Alphonsus“ und dessen Umgebung. Das Bild wurde mit dem 2,5-m-Spiegel des Mount-Wilson-Observatory in Californien aufgenommen. Interessanterweise ist hier die Beleuchtungsphase genau die gleiche wie bei den von Ranger 9 gemachten Fernsehbildern. Abbildung 3 (S.144) zeigt fast den gleichen Bildausschnitt in etwa dem gleichen Maßstab. Vergleichen wir die beiden Aufnahmen miteinander, so wird deutlich, um wieviel größer das Auflösungsvermögen dieser aus rund 1000 km Abstand von der Mondoberfläche gewonnenen Aufnahme ist.

Abb.1





Eine Aufnahme, die in 1247 km Abstand mit einer B-Kamera gemacht worden ist. Links im Bild ein Teil des Alphonsus, oben ein Teil des Kraters Ptolemäus. Rechts im Bild ist der Krater Albategnius zu erkennen und, hier noch im Schatten, der Krater Klein. Der Bildausschnitt der Kamera beträgt 193mal 233 km. Auch dieses Bild zeigt, wenn wir es mit Abbildung 1 vergleichen, schon eine bedeutend detailliertere Struktur sowohl im Kraterinnern als auch an den Kraterrändern.

Abb. 2



In der rechten Hälfte des Bildes ist der Krater „Alphonsus“ zu erkennen. Die Aufnahme wurde 170 Sekunden vor dem Aufschlag gewonnen. Das Bildfeld beträgt hier 177mal 193 km. (Norden ist bei allen Ranger-Aufnahmen oben.) Links unten im Bild erkennt man noch den Krater Alpetragius mit seinem relativ großen Zentralberg. Oben links im Bild sieht man den Krater Davy A. Interessant auf diesem Bild ist der Vergleich des Mondbodens vom Mare Nubium, das zum Teil in der linken Hälfte des Bildes erkennbar ist, und des im astronomischen Fernrohr gleichartig erscheinenden Mondbodens im Innern des Kraters Alphonsus. Dieses Bild macht deutlich, daß der Kraterboden viel stärker von Sekundärkratern zerklüftet ist, als das hier noch fast vollkommen eben erscheinende Mare Nubium.

Abb. 3



Diese Aufnahme wurde aus einer Höhe von 185 km, 77 Sekunden vor dem Aufschlag der Ranger-Sonde, mit einer B-Kamera gewonnen. Sie zeigt einen Teil des Kraters Alphonsus mit dem rechten Kraterwall. Außerdem erkennt man die am rechten Kraterrand befindliche große Rille im Innern von Alphonsus. Das Auffallendste an dieser Aufnahme sind die außerordentlich weichen Konturen des Kraterrandes, während das Innere des Kraters maregleich von sehr vielen Sekundärkratern mit sehr scharfen Konturen übersät erscheint. Entgegen dem Anblick im astronomischen Fernrohr ist der Kraterwand wahrscheinlich bedeutend weniger strukturiert als der Kraterboden.

Abb. 4

Das Bild zeigt das achtletzte Foto der A-Kamera. Es wurde 93,3 km über dem Mondboden, 38,8 Sekunden vor dem Aufschlag gewonnen. Links unten im Bild ist der rund 1000 m hohe Zentralberg von Alphonsus zu erkennen. Der Aufschlagpunkt der Sonde liegt etwa in der Mitte zwischen Zentralberg und rechter oberer Ecke des Bildes. Auch hier erscheinen die Konturen des Zentralberges – verglichen mit dem Kraterinnern – wenig strukturiert. Auch auf diesem Bild sind Rillen im Kraterinnern zu erkennen.

Abb. 5



Dieses Bild wurde 8,09 Sekunden vor dem Aufschlag in einer Höhe von 19,6 km aufgenommen. Der auffällige Krater links im Bild, der einen Durchmesser von 25,7 km hat, ist auch in Abbildung 5 deutlich zu erkennen. Eine Rille geht durch ihn hindurch. Rechts unten ist der Auslauf der zweiten Rille aus Abbildung 5 deutlich sichtbar.

Abb. 6



Das ist eine Aufnahme der B-Kamera, die 5,5 Sekunden vor dem Aufschlag bei einem Mondabstand von 13,3 km gemacht worden ist. Die kleinsten in diesem Bild erkennbaren Krater haben einen Durchmesser von 9 m. Die Unterkante des Bildes entspricht einer Strecke von 2,4 km auf der Mondoberfläche.

Abb. 7





Diese Serie von 3 Fotos (Abb. 9) ist mit der P-1-Kamera aufgenommen. Das untere Bild war die letzte von Ranger 9 gelieferte Aufnahme. Sie erfolgte in 120 m Höhe, 0,453 Sekunden vor dem Aufschlag. Der hier sichtbare Ausschnitt beträgt 38,5 mal 47,8 m. Auf allen drei Abbildungen ist der Aufschlagpunkt durch einen kleinen weißen Kreis markiert. Er liegt neben einem Krater von rund 8 m Durchmesser.

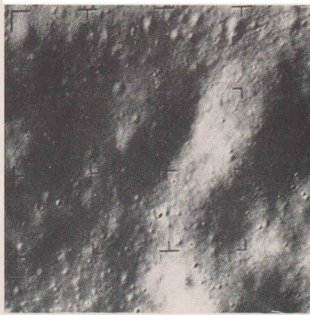
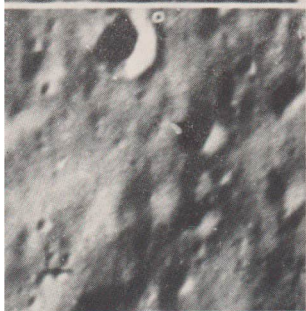
Der kleinste auf dem oberen Bild noch sichtbare Krater hat einen Durchmesser von 77 cm. Man hatte, um noch kurz vor dem Aufprall Aufnahmen zu erhalten, die Linienzahl bei der P-Kamera von 1152 Linien pro Bild auf 300 Linien pro Bild umgeschaltet. Dadurch wurden diese Aufnahmen möglich.

◀ Abb. 9



Diese in 7,2 km Abstand gemachte Aufnahme — also 2,97 Sekunden vor dem Aufprall — läßt noch kleinste Krater bis zu 12 m Durchmesser erkennen (Abb. 8).

Abb. 8 ▼



Nimbus 1

KARL-HEINZ NEUMANN

Der Start eines ersten Nimbus-Versuchssatelliten, der am 28. August 1964 stattgefunden hat, war eigentlich drei Jahre früher vorgesehen.

Die Hauptschwierigkeiten bei der Entwicklung dieses Satelliten hatten sich bei dem System ergeben, welches der ständigen Ausrichtung der Kameras nach der Erdoberfläche dienen sollte. Dabei ging es vor allem um die sogenannten Horizontsucher, die dem Lageausrichtungssystem die Angaben lieferten, mit deren Hilfe dieses automatisch arbeitende „Steuerungssystem“ eine ständige Ausrichtung nach der Erde garantierte. Obgleich das Weather-Bureau bereits ein Jahr zuvor den Entschluß gefaßt hatte, die Nimbus-Satelliten nicht als Einsatztypen zu verwenden, hatte man bei der NASA an diesem Projekt weiter gearbeitet. Bis zum Start des ersten Nimbus-Satelliten waren für diesen Satelliten etwa 104 Millionen Dollar an Entwicklungskosten ausgegeben worden. Nach dem vorliegenden Programm der NASA sind ein Prototyp-Modell und drei Flugversionen dieses Satellitentyps gebaut worden. Man denkt bei der NASA, daß Satelliten vom Nimbus-Typ die zweite Generation von Wettersatelliten bilden sollen.

Nach den bis jetzt getroffenen Entscheidungen des US-Weather-Bureaus soll eine modifizierte Version der Tiros-Satelliten als Einsatz-Wettersatelliten verwendet werden. Eines der Hauptprobleme bei den bisher gestarteten 9 Tiros-Versuchssatelliten bestand darin, daß diese Satelliten drallstabilisiert waren. Damit konnte lediglich erreicht werden, daß maximal während eines halben Umlaufs die Kamerasysteme in Richtung Erdoberfläche zeigten. Es war dabei aber in den jeweils zwei tangentialen Berührungspunkten während eines Umlaufs schon recht schwierig, die dabei erhaltenen Bilder auszuwerten. Trotzdem muß festgestellt werden, daß zumindest einige der Tiros-Satelliten über einen verhältnismäßig langen Zeitraum qualitativ einwandfreie Wolkenfotos lieferten.

Die erwähnte Schwierigkeit will man in der Zukunft dadurch umgehen, daß die Kameras nicht in der Bodenplatte des trommelförmigen Körpers angebracht werden, sondern an den Außenflächen, an denen sich bisher die Solarbatterien befanden. Die Satelliten sollen weiterhin rotationsstabilisiert sein, wobei die Rotationsachse parallel zur Erdoberfläche und rechtwinklig zur Bahnbewegung des Satelliten liegen soll. Damit läßt sich erreichen, daß auch während des gesamten Umlaufs Fernsehaufnahmen der Erdoberfläche gewonnen werden können. Die Rotationsgeschwindigkeit muß allerdings relativ klein sein, und es kommt darauf an, die Fernsehaufnahmen jeweils in dem Augenblick zu machen, wenn die an der Randfläche des trommelförmigen Körpers montierten Kameras in Richtung Erdoberfläche zeigen. Dadurch, daß ein derartiges System bedeutend weniger kompliziert ist als das Ausrichtungssystem des Nimbus-Satelliten, hofft man, mit derartigen Tiros-Satelliten eine höhere Lebensdauer (Beobachtungszeit) zu erreichen.

Der Start des ersten Nimbus-Satelliten erfolgte am 28. August 1964 um 7h 57^m GMT von der Vandenberg-Air-Force-Base in Kalifornien. Als Rakete wurde eine Thor-Agena B eingesetzt. Vorgesehen war eine Polarbahn in einer Höhe von 925 km.

Der Satellit gelangte auf eine stärker elliptische Bahn als vorgesehen. Als anfängliche Bahnwerte wurden folgende Größen angegeben: Umlaufzeit $p = 98^m 40$, Bahnneigung $i = 98^{\circ} 65$, Perigäum $h_p = 428$ km, Apogäum $h_a = 936$ km.

Diese Angaben entstammen der englischen Zeitschrift „Flight International“. Im „Satellite Situation Report“ vom 31. August 1964 werden geringfügig veränderte Angaben gemacht, die durch Unsicherheiten in der Bestimmung der Bahnelemente bedingt sein können. Der Vollständigkeit halber seien sie hier mit angeführt: Umlaufzeit $p = 98^m 38^s$, Bahnneigung $i = 98^{\circ} 66'$, Perigäum $h_p = 425$ km, Apogäum $h_a = 940$ km.

Der Nimbus-Satellit hatte eine Gesamtmasse von 376,8 kg und eine maximale Länge von 3 Metern. In der Struktur seines Aufbaues ähnelt er den amerikanischen Ranger-Sonden. Der grundsätzliche Unterschied besteht nur in der Anordnung der beiden großen Flächen mit den Solarbatterien. Diese sind senkrecht zur Längsachse des Satelliten angebracht, wobei die Drehachse dieser beiden Flächen etwa durch die Mitte des Satellitenkörpers geht.

Am unteren Teil des etwa kegelförmigen Satellitenkörpers befindet sich die hexagonale Instrumentenpackung, an deren unterer ebener Fläche die Objektive der drei verschiedenen Kamerasysteme angebracht sind.

Das Hauptsystem der Fernsehkameras von Nimbus A ist das sogenannte AVCS. (Die Abkürzung von AVCS bedeutet Advanced Vidicon Camera Systeme.) Hierbei handelt es sich um drei Fernsehkameras, die drei nebeneinander liegende Bildfelder der Erdoberfläche aufnehmen. Diese drei Bildfelder liegen in Ost-West-Richtung nebeneinander, wobei jedes Feld einem Gesichtswinkel der Kamera von 37° entspricht. Diese drei Bildfelder überdecken ein Gebiet der Erdoberfläche von 2413 km Breite (Ost-West-Ausdehnung) und 804,5 km Höhe (Nord-Süd-Ausdehnung). Diese Kilometerangaben gelten allerdings nur für den Mittelwert der Bahnhöhe. Im Perigäum sind die linearen Ausdehnungen der drei Bildfelder kleiner, im Apogäum größer.

Das mittlere Auflösungsvermögen dieser Fernseh-Wolkenaufnahmen beträgt 800 Meter, das heißt, eine Zeile des Fernsehbildes bei diesen Aufnahmen ist 800 Meter breit.

Dieses Kamerasystem arbeitet während der etwa 50 Minuten, in denen sich der Satellit im Tageslicht befindet. Beim Überfliegen des reichweiten Bereichs der beiden noch zu nennenden Empfangsstationen für diese Bilder wird alle 91 Sekunden eine Bildserie direkt übertragen. Das würde bedeuten, daß pro Umlauf insgesamt 96 Bilder übertragen werden (richtiger gesagt, pro Umlauf werden 96 Bilder aufgenommen) bzw. pro Tag werden von diesem Kamerasystem rund 1400 Aufnahmen gewonnen. Während des größten Teils des Erdumlaufs werden allerdings diese Bilder auf Band gespeichert und beim Erreichen des Gebietes nahe den Empfangsstationen in schneller Folge zur Erde übertragen.

Als zweites Kamerasystem befindet sich im Nimbus 1 eine sogenannte APT-Kamera (APT bedeutet: Automatic Picture Transmission-Kamera). Genauso wie das AVCS wurde die automatische Bildübertragungsanlage von der Astro-Electronics-Division der Radio Corporation of America entwickelt.

Bei dem im Dezember 1963 gestarteten Versuchs-Satelliten Tiros 8 war bereits ein derartiges Kamera-System in der Satellitenbahn erprobt worden. Die Besonderheit bei diesem Kamera-System besteht darin, daß kontinuierlich während des Tageslichtes Bilder der Erdoberfläche übertragen werden. Das gesamte Kamera-System hat nur ein Gewicht von 10,9 kp. Mit dieser Kamera wird eine Fläche auf der Erde von $1600 \cdot 1600$ km abgebildet. Die Aufnahme dieses Bildes dauert dabei 8 Sekunden und innerhalb von 200 Sekunden wird dieses Bild zur Erde übertragen. Die Übertragungsgeschwindigkeit ist dabei so weit herabgesetzt, daß pro Sekunde nur 4 Linien des Bildes gesendet werden. Das Auflösungsvermögen der Bilder dieser APT-Kamera beträgt 1800 Meter, das bedeutet, daß die Breite einer Linie dieses

Fernsehbildes (mittlere Flughöhe des Satelliten vorausgesetzt) etwa 1800 Meter ausmacht. Täglich wurden von diesem Kamera-System 200 Bilder übertragen.

Das dritte Kamera-System bei diesem Satellitentyp ist etwas vollkommen Neues. Es handelt sich hierbei um ein Infrarot-Radiometer mit hohem Auflösungsvermögen. Die Bezeichnung dieses Kamera-Systems ist HRIR (High Resolution Infrared Radiometer). Dieses Gerät wurde von den International Telephone and Telegraphy Industrial Laboratories entwickelt. Mit dieser Anlage ist es möglich, auch nachts Wolkenfotos zu gewinnen und Wolkenoberflächentemperaturen abzuleiten. Dieses Gerät war während der 40 Minuten, in denen sich der Nimbus-Satellit im Erdschatten befand, in Tätigkeit.

Für diese Infrarot-Aufnahmen benutzte man einen sehr engen Spektralbereich, und zwar von 3,4 bis 4,2 Mikron Wellenlänge. Diese Infrarotaufnahmen speicherte man auf Band, und sie wurden später übertragen. Ein Faksimile-System an den Bodenstationen gestattete es, aus den modulierten Funksignalen die Infrarotaufnahmen auf der Erde zu rekonstruieren. Man erwartete Wolkenbilder mit einem Auflösungsvermögen von 8 km. Die inzwischen veröffentlichten Infrarotaufnahmen dieses ersten Nimbus-Satelliten zeigten, daß die Nachtaufnahmen qualitativ vollkommen einwandfrei waren. Die Bildqualität dieser Nachtaufnahmen läßt sich mit denen der Tagaufnahmen von den Tiros-Satelliten vergleichen. Mit der Infrarotkamera konnte jeweils ein Gebiet von $2700 \cdot 2700$ km aufgenommen werden. Es war möglich, täglich 1400 Nachtaufnahmen auf einem 70-mm-Film zu reproduzieren.

Dadurch, daß fast in jedem Fall die Wolkenoberseite eine andere Temperatur hat als die eigentliche Erdoberfläche, zeichneten sich bei den Nachtaufnahmen des Nimbus-Satelliten die Wolkenfelder recht deutlich ab. Da auch die Temperatur der Wasseroberfläche von der der Landoberfläche unterschiedlich ist, sind auf den Nimbus-Nachtaufnahmen die Konturen von Land- und Wassergebieten der Erdoberfläche deutlich zu erkennen.

Von besonderem Interesse sind die Nachtaufnahmen eines Hurrikans, die auf den ersten Blick erkennen lassen, daß es sich hier um einen Wirbelsturm handelt. Vergleicht man die am Tage gewonnenen Aufnahmen dieses Wirbelsturmgebietes mit den Nachtaufnahmen, so kann man feststellen, daß die Struktureinzelheiten auch bei der Nachtaufnahme noch recht deutlich zum Vorschein kommen. Sogar das sogenannte „Auge“ des Wirbelsturms (das dunkel erscheinende Gebiet im Zentrum) ist auf der Nachtaufnahme deutlich zu erkennen. Speziell diese Aufnahmen beweisen die Leistungsfähigkeit des Infrarot-Radiometers.

Wie schon angedeutet, befinden sich alle Kamerasysteme in der hexagonalen Sektion im unteren Teil des Satelliten. Die Kamerasysteme machten allerdings nur einen Teil der elektronischen Ausrüstung dieser Sektion aus. Die Voraussetzung für die exakte Arbeitsfähigkeit dieses Satelliten war die genaue Ausrichtung der Kameras auf die Erdoberfläche. Als zweite genauso wesentliche Voraussetzung war es notwendig, die beiden Flächen mit den Solarbatterien während des im Sonnenlicht verlaufenden Bahnteils des Satelliten exakt nach der Sonne auszurichten.

Für dieses Lagekontrollgerät zeichnete das Space Technology Center der General Electric Comp. in Valley Forge verantwortlich. Dieses Space Technology Center führte den Einbau in das Gesamtsystem des Satelliten und sämtliche Tests durch.

Zu diesem System gehörten zwei Infrarot-Horizontsucher, mehrere Sonnensucher und Kreiselssysteme. Die ständige Ausrichtung der Satelliten-Längsachse nach der Erdoberfläche erfolgte durch acht Kaltgasdüsen, die sowohl am unteren Teil der hexagonalen Sektion als auch am oberen Teil des Satelliten angebracht waren. Diese Kaltgasdüsen dienten nur sehr starken Lageänderungen des Nimbus-Wetter-

satelliten. Geringfügige Änderungen der räumlichen Lage wurden in allen drei räumlichen Achsen durch drei motorgetriebene „Schwungräder“ vorgenommen.

Damit wollte man erreichen, daß die durch den Gasvorrat der Kaltgasdüsen bedingte zeitliche Beschränkung der Aktionsfähigkeit dieses Satelliten erweitert wird. Man hoffte, durch dieses System zu erreichen, daß Nimbus 1 eine aktive Lebenszeit von etwa 6 Monaten hat.

Leider erfüllte sich diese Hoffnung nicht. Schon nach weniger als einem Monat, nämlich am 23. September 1964, fiel die Funkverbindung mit Nimbus 1 aus. Man führt diese Tatsache darauf zurück, daß die Flächen mit den Solarbatterien nicht mehr exakt nach der Sonne ausgerichtet waren. Dadurch brach an diesem Tage die gesamte Energieversorgung des Satelliten zusammen.

Die Flugbahn war so gewählt worden, daß die Bahnebene etwa in der Einfallrichtung der Sonnenstrahlung lag. Damit konnte erreicht werden, daß die Flächen mit den Solarbatterien während etwa 50 Minuten bei einem Umlauf exakt nach der Sonne ausgerichtet waren. Durch diese Bahnlage war erreicht, daß die Kameras des Systems AVCS bei dem jeweils nachfolgenden Umlauf am Ostrand der drei Bilder das Gebiet erfäßten, welches beim vorangegangenen Umlauf am Westrand sichtbar war. Damit erhielt man praktisch innerhalb von 24 Stunden (wenn wir jetzt nur dieses eine Kamerasystem betrachten) durch diesen einzigen Satelliten einen vollständigen Überblick über die Wolkenverteilung auf der Erdoberfläche.

Für den Empfang der Bilder des Satelliten Nimbus 1 waren insgesamt 62 Bodenstationen eingerichtet. Zwölf der genannten Bodenstationen befanden sich außerhalb der Vereinigten Staaten von Amerika. Der größte Teil der genannten Stationen empfing nur die Bilder der automatisch arbeitenden Kameraanlagen. Jede einzelne dieser Stationen, von denen vier Stationen von privaten Unternehmungen eingerichtet worden waren, konnte bei einem Durchgang des Satelliten mindestens drei Bilder erhalten. Bei der Einrichtung eines gleichmäßig über die Erde verteilten Systems von Bodenstationen wäre es deshalb möglich gewesen, allein durch die APT-Kameras (vorausgesetzt, daß auch mobile, auf Schiffen im Atlantik und im Pazifik, vorhanden waren) von diesem einen Satelliten zumindest während 24 Stunden einen Überblick über die Wettersituation zu erhalten. Wesentlich mehr Informationen konnte man durch die Anwendung des AVCS-Systems sowie durch die Infrarotradiometer erhalten. Mit dem erstgenannten Kamerasystem konnte — wie schon erwähnt — ein bedeutend größeres Gebiet „überblickt“ werden, und das Infrarotradiometer lieferte die Nachtaufnahmen. Für den Empfang der Bilder der beiden letztgenannten Kamerasysteme gab es in den USA zwei Stationen. Die Hauptstation befand sich in Gilmore Creek in Alaska. Von dieser Station aus, die in hohen geographischen Breiten liegt, war es möglich, während 10 bis 14 Umläufen täglich die Bilder zu übertragen. Die zweite Station liegt in Rosman N.C. Von dieser Station aus war es möglich, bei zwei bis vier Umläufen, bei denen sich der Satellit nicht im Empfangsbereich von Gilmore Creek befand, Bilder zu empfangen. In Gilmore Creek ist die Nimbus-Datenverarbeitungsanlage stationiert, die von der Control Data Corp. entwickelt worden war. Von dort wurden die Bilder über Mikrowellenrelaisstrecken zum Goddard Space Flight Center der technischen Kontrollzentrale übermittelt. Auch die Station im Rosman sendete die empfangenen Bilder direkt zur technischen Kontrollzentrale in Goddard. Von dort wurden alle brauchbaren Bilder an das National Weather Satellit-Center in Suetland Md. weitergegeben. Hier erfolgte die Analyse der Wetteraufnahmen.

Da — wie schon erwähnt — alle drei Kamerasysteme anfangs einwandfrei arbeiteten, hofft man, die Systeme und das aufgebaute Übertragungssystem auch für die weiterentwickelte Version des Nimbus-Satelliten, die „Nimbus-B-Satelliten“ einsetzen zu können. Diese sollen in einer kreisähnlichen Bahn in rund 925 km Höhe die Erde umkreisen.

Das Experiment mit Nimbus 1 hatte folgenden Ablauf: Nachdem der Satellit seine Bahn erreichte, wurde während des zweiten Erdumflufs vom Gilmore-Zentrum die Anlage zur Erdausrüstung des Satelliten eingeschaltet. Beim dritten Erdumlauf, als der Satellit bereits die vorgesehene Lage erreicht hatte, wurde ebenfalls durch ein Funkkommando ein Zeitschaltwerk in Tätigkeit gesetzt, mit welchem nach dem Eintauchen des Satelliten in den Erdschatten als erstes die Radiometeranlage zur Übermittlung der ersten Nachtaufnahmen in Tätigkeit gesetzt wurde. Daraufhin erhielt die Station Rosman die ersten Infrarotaufnahmen. Von der Station Rosman wurden die beiden anderen Kameraanlagen daraufhin in Tätigkeit gesetzt. Von der AVCS-Kamera erhielt man beim fünften Umlauf erstmalig Bilder des mittleren Kamerasystems. Die beiden seitlichen Kameras traten beim sechsten Umlauf in Tätigkeit. Schon beim fünften Umlauf wurden auch die ersten Bilder der APT-Kamera empfangen. Die ersten seitlichen Bilder der AVCS-Kamera überdeckten fast das gesamte Karibische Meer. Beim siebenten Umlauf erfolgte eine Kontrolle der Qualität der Direktaufnahmen und der gespeicherten Aufnahmen in der Gilmore-Station. Ab achten Umlauf waren alle drei Kamerasysteme voll in Tätigkeit, das Lagekorrektursystem arbeitete einwandfrei. Vom AVCS-System wurden die auf Band gespeicherten Aufnahmen von der Südhälfte der Erde (15 bis 16 Bilder) exakt übertragen. Das APT-System war nur während des Überfliegens der Nordhälfte der Erde in Tätigkeit. Die Infrarotkamera arbeitete während der ganzen Nachtzeit des Satelliten.

Während des Überfliegens der Kontrollstation in Gilmore wurden außerdem die Temperaturen an verschiedenen äußeren und inneren Punkten des Satelliten sowie vor allem die Temperaturen der Erdsensoren des Lagestabilisierungssystems übertragen. Eine Reihe von Temperaturwerten erhielt die Bodenstation ferner als gespeicherte Daten, die während des Fluges auf der Tag- und Nachtseite aufgenommen worden waren.

Die Übertragung der Radiometerbilder erfolgte durch Frequenzmodulation. Sie waren gemeinsam mit 10 Hz-Zeitsignalen der Zeitanlage des Satelliten auf Band gespeichert. Eine Multiplexanlage übernahm die gespeicherten Daten und übertrug sie im S-Band.

Die Übertragung der Bilder der beiden anderen Kamerasysteme erfolgte durch Impulsmodulation. Dieses Übertragungssystem war von der Radiation Inc. entwickelt und von der Hughes Aircraft Co. hergestellt worden. Auch diese Bilder wurden im S-Band übertragen, wobei die Sendefrequenz 1707,5 MHz betrug.

Die Aufnahmen der beiden Vidicon-Kamera-Systeme wurden jeweils 40 Sekunden belichtet. Die drei Bilder brauchten als Übertragungszeit 91 Sekunden. Beim Eintauchen des Satelliten in den Erdschatten wurden die Vidicon-Kameras automatisch geschlossen. Beim Auftauchen aus den Erdschatten wurden sie wiederum geöffnet. Die Bandspeicheranlage konnte während zweier voller Umläufe insgesamt 192 Bilder aufnehmen und diese innerhalb von 4 Minuten zur Erde übertragen. Die beiden Stationen Gilmore und Rosman sind zum Empfang der Wolkenfotos mit 25-m-Parabolantennen ausgerüstet.

Das US-Wetterbüro kann die Wolkenfotos, die von dem Nimbus-Satelliten zur Erde übertragen werden, trotz des „Umweges“ über das Goddard Space Flight Center, bereits 60 Sekunden nach ihrem Eintreffen in Gilmore bzw. Rosman zur Auswertung erhalten.

Diese kurze Zusammenfassung über den Nimbus-Wettersatelliten zeigt die außerordentliche Leistungsfähigkeit dieses Satellitensystems, das nun erst zu einem späteren Zeitpunkt als Einsatztyp der USA verwendet werden wird.

Amateure beobachten und berichten

Bericht über die Sonnenfleckentätigkeit vom 2. Vierteljahr 1965

Refraktor, 50 mm Öffnung, Vergrößerung 30fach

Monat	Rm	n	N
April	6,0	10	5
Mai	17,7	13	6
Juni	2,8	9	7
2. Vierteljahr	9,8	32	18
Rm = Monatsmittelwert			
n = Anzahl der Beobachtungen			
N = Fleckenfreie Tage			

Die Vierteljahresmittelwerte steigen seit dem III. Vierteljahr 1964 stetig an.

3. Vierteljahr 1964	1,3
4. Vierteljahr 1964	4,8
1. Vierteljahr 1965	5,7
2. Vierteljahr 1965	9,8

Entsprechend nimmt die Zahl der fleckenfreien Tage ab. Immerhin sind es für das letzte Vierteljahr noch 56 Prozent.

Die Aktivität erreichte im Mai ihren Höhepunkt. Ab Monatsmitte war das Fleckenbild mit 3 Gruppen und 11–16 Flecken recht abwechslungsreich, während im Juni ein deutlicher Rückgang zu verzeichnen ist.

Erich Schütz, Hildburghausen

Astronomische Beobachtungsstation Rostock

Am 28. August 1965 wurde die Zahl unserer Schul- und Volkssternwarten durch die Eröffnung der Astronomischen Beobachtungsstation in Rostock um eine vermehrt. Damit wurde einer seit langem gehegten Forderung nachgekommen, auch im Norden der DDR eine instrumentell gut ausgerüstete Sternwarte zu erbauen.

Die neue Beobachtungsstation soll in erster Linie der Unterstützung des obligatorischen Astronomieunterrichtes an den 10. Klassen der allgemeinbildenden polytechnischen Oberschulen dienen. Dazu wird vor allem das in der Sternwarte untergebrachte Zeiss-Kleinplanetarium beitragen. Neben den Beobachtungen der natürlichen Himmelskörper will sich die Sternwarte auch der Beobachtung von künstlichen Erdsatelliten und anderen Raumflugkörpern widmen. Zur Unterstützung der Fachsternwarten sollen Veränderliche Sterne, Sternbedeckungen, Verfinsterungen der Jupitermonde und andere Erscheinungen beobachtet werden. Der Bau konnte auf Initiative des jetzigen Leiters der Sternwarte, Herrn Günter Weinert, und durch freiwillige Mitarbeit im Rahmen des Nationalen Aufbauwerkes, sowohl des Projektanten als auch einer Lehrlingsbrigade, ausgeführt werden.

An der Eröffnungsfier nahmen neben Vertretern der Schule und der Stadt der Vorsitzende des Zentralen Fachausschusses Astronomie beim Präsidialrat des Deutschen Kulturbundes und Vertreter anderer Schul- und Volkssternwarten der DDR teil.

Herbert Pfaffe

Mitteilungen des Zentralen Fachausschusses Astronomie

Ferienkursus für Satellitenbeobachter

Der Ferienkursus fand in der Zeit vom 17. bis 21. August 1965 an der Volks- und Schulsternwarte „Juri-Gagarin“ in Eilenburg, Bezirk Leipzig, Am Mansberg, statt. 18 Fachgruppenmitglieder und sonstige Interessierte wurden mit den fachspezifischen Methoden und Aufgaben der Satellitenbeobachtung und -vermessung vertraut gemacht und in die Lage versetzt, auch unabhängig von einer Satellitenbeobachtungsstation eigene Beobachtungen durchführen zu können. Folgendes Programm war geplant und wurde eingehalten:

Dienstag, den 17. 8. 1965: Begrüßung der Teilnehmer und Führung durch die Sternwarte und die Satellitenbeobachtungsstation Eilenburg. (Edgar Otto, Leiter der Sternwarte und stellvertretender Vorsitzender des Zentralen Fachausschusses Astronomie.)

Mittwoch, den 18. 8. 1965: Entwicklung und Aufgaben der Satellitenvermessung. (Prof. E. Penzel, Leiter der Schulsternwarte Rodewisch und Mitglied des Zentralen Fachausschusses Astronomie.)

Ermittlung einer Beobachtungsmöglichkeit (Prof. E. Penzel).

Donnerstag, den 19. 8. 1965: Die Durchführung von visuellen und fotografischen Vermessungen (Prof. E. Penzel).

Auswertungsmethoden der visuellen und fotografischen Vermessungen. (Diethard Ruhnow, Mitarbeiter der Schulsternwarte Rodewisch.)

Freitag, den 20. 8. 1965: Die Rodewischer Einrichtung als Beispiel einer Vermessungsanlage (Diethard Ruhnow).

Eine Möglichkeit zur genauen Bestimmung einer Vermessungsposition (Diethard Ruhnow).

Sonnabend, den 21. 8. 1965: Abreise der Teilnehmer.

Bei günstigem Wetter war für jeweils 20.00 Uhr eine Satellitenbeobachtung mit Auswertung vorgesehen.

Nach der Begrüßung der Teilnehmer und einer mit Lichtbildern unterstützten Einführung in die fünfundsiebzehnjährige Geschichte und die Anlagen der Eilenburger Sternwarte erfolgte die Besichtigung der Gebäude und der instrumentellen Einrichtungen. Hierbei wurde besonders auf die Ausstattung und die Arbeitsweise der Satellitenstation eingegangen.

Das Arbeitsprogramm wurde anschließend und in den nächsten Tagen der Planung entsprechend durchgeführt, an jeden Vortrag schloß sich eine nützliche Diskussion an. Ergänzend zu dem Vortrag von D. Ruhnow über die Rodewischer Vermessungseinrichtung wurden die Teilnehmer von E. Otto in die Eilenburger Vermessungsanlage eingeführt. Durch das Wetter begünstigt, konnten während des ganzen Kursus jeden Abend bis weit nach Mitternacht unter Einsatz aller Geräte zahlreiche Satellitenbeobachtungen mit anschließender Auswertung durchgeführt werden. Hierbei gelang es auch, einige während des Kursus neu gestartete Raumkörper der UdSSR zu beobachten.

Die am Schluß des Ferienkursus gemeinsam vorgenommene Auswertung brachte folgende Gesamteinschätzung:

Der für den Kursus gewählte Zeitraum war richtig und die gelegentliche Umstellung des Programms je nach Wetterlage und Nachteinsatz wurde begrüßt. Die frei-

mütige und offene Darlegung der theoretischen und praktischen Voraussetzungen zu erfolgreicher Satellitenarbeit seitens der Vortragenden und Vorführenden wurde sehr anerkannt. Die Mathematik kam nicht zu kurz und schlug eine gute Brücke zwischen Theorie und praktischer Arbeit. Die Teilnehmer waren sich einig, daß jeder den klaren und anschaulichen Darlegungen folgen konnte, so daß alle neue Einsichten und Erfahrungen gewannen.

Die gute Zusammenarbeit wurde ebenso wie die Unterbringung und Versorgung lobend hervorgehoben. Alle Teilnehmer werteten den Ferienkursus als vollen Erfolg und dankten dem Zentralen Fachausschuß Astronomie für die Durchführung.

Elf Teilnehmer waren Leiter bzw. Mitglieder von Fachgruppen oder Arbeitsgemeinschaften Astronomie; der beruflichen Gliederung nach nahmen außer den beiden Sternwartenleitern 4 Lehrer, 4 Schüler, 1 stellvertretender Schulrat, 2 Ingenieure, 1 Tischler, 1 Meister der VE-Industrie, 1 Ökonom, 1 Behördenangestellter und eine Sekretärin an dem Ferienkursus teil.

E. Otto

Beobachtungswettbewerb des ZFA Astronomie

In der Zeit vom November 1965 bis April 1966 sollen interessierte Mitglieder der Fachausschüsse und Amateurastronomen kurzperiodische Veränderliche des Algol-Typs beobachten. Auch Besitzer oder Benutzer kleinster Instrumente können sich beteiligen. Für die besten Leistungen sind wertvolle Preise ausgesetzt. Wettbewerbsbedingungen erhältlich beim Deutschen Kulturbund, Abt. Natur und Heimat, 102 Berlin, Liebknechtstr. 31.

Aus der astronautischen Literatur

Überwachung und Auswertung der Probeläufe des F 1-Triebwerkes mit einer IBM-Datenverarbeitungsanlage

Die Auswertung der Probeläufe des F 1-Triebwerkes, das einen Schub von 680 000 kp entwickelt und für den Start des amerikanischen Mondflugkörpers Apollo eingesetzt werden soll, auf dem Versuchsgelände der Raketenfirma Rocketdyne in den Bergen von Santa Susanna westlich von Los Angeles erfolgt mit Hilfe einer der leistungsfähigsten Datenverarbeitungsanlagen der Welt, einer IBM 7094.

Die beim Probelauf ermittelten Testdaten werden durch Mikrowellenverbindung zu einem in 110 km Entfernung stationierten Rechner übertragen. Von der IBM 7094 werden die errechneten Werte verdichtet und codiert. Die Rückübertragung der Rechenwerte zum Raketenprüfstand erfolgt über Telefonleitungen. Früher wurden für Datenübertragung, Auswertung und Rückübertragung zwei Tage benötigt, die IBM-Anlage verkürzt diese Zeit auf 45 Minuten.

Die Anlage wird mit zwei Lochkartengespeicherten Programmen gespeist, von denen eines die mathematische Beschreibung des „idealen“ F 1 enthält, das andere die Extreme, die den Probelauf beeinflussen können. Aus den Ergebnissen der Probeläufe werden gleichzeitig die Arbeitscharakteristiken des Triebwerkes für verschiedene Höhen ermittelt.

Die IBM-Anlage ist damit ein unentbehrliches Hilfsmittel bei der Konstruktion und Entwicklung dieses Triebwerkes.

IBM-Nachrichten, 14 (1964), Nr. 164, Seite 2166.

Internationaler Uhrenvergleich

Für die Bahnvermessung künstlicher Erdsatelliten von verschiedenen Orten der Erdoberfläche aus ist es erforderlich, daß die einzelnen Beobachter über mit hoher Genauigkeit synchron gehende Uhren verfügen. Hierzu sind internationale Uhrenvergleiche notwendig, die entweder auf funkttechnischem Wege oder mittels transportabler Zeitnormale durchgeführt werden können.

Im ersten Fall ist die erreichbare Genauigkeit im wesentlichen von der Kenntnis der Signallaufzeiten abhängig. Da Kurzwellenfunkverbindungen starken Schwankungen unterworfen sind, verändert sich ihr Ausbreitungsweg und damit die Laufzeit der Signale ständig. Hingegen ist es möglich, über Relaisatelliten internationale Zeitvergleiche hoher Genauigkeit durchzuführen. Hierbei liegen geradlinige, bekannte und stabile Ausbreitungswege vor, die eine genaue Ermittlung der Signallaufzeit ermöglichen.

Die Durchführbarkeit des zweiten Weges ist vor allem vom Vorhandensein transportabler Zeitnormale abhängig. Hewlett-Packard, eine amerikanische Firma, demonstrierte die Verwendbarkeit von ihr entwickelter atomarer Cäsium-Zeitnormale bei einem kürzlich durchgeführten Experiment. Dabei wurden zwei dieser Normale, deren Aufwand so gering ist, daß sie mit gewöhnlichen Passagierflugzeugen transportiert werden können, nach Kanada, Japan und in zahlreiche westeuropäische Länder geflogen, wo ein Vergleich der Nationalzeiten mit der amerikanischen Normalzeit sowie der Nationalzeiten untereinander stattfand. Dabei wurde eine Genauigkeit von einer millionstel Sekunde erreicht.

hp - journal, 16 (1964/65), Nr. 8.
Int. Elektron. Rundsch., 19 (1965) H. 4, S. 206.

Bio-Satelliten-Programm der NASA

Die Durchführung eines Bio-Satelliten-Programms, das 6 Satellitenstarts umfassen soll, wird von der NASA vorbereitet. Als Aufgaben dieses Versuchsprogramms werden genannt:

1. Untersuchung der Auswirkung längerer Schwerelosigkeit auf die Zellstruktur von Organismen.
2. Untersuchung der Auswirkung des fehlenden Erdrhythmus' auf den biologischen Rhythmus der Tiere.
3. Untersuchung der Auswirkung radioaktiver Strahlungen (aus bordeigenen Strahlungsquellen sowie der Raumstrahlung) auf biologische Organismen.
4. Untersuchung der Beeinflussung der Herz- und Nervenfunktionen sowie der allgemeinen physiologischen Verfassung durch die Gewichtslosigkeit.

Die Untersuchungen sollen sich auf die verschiedensten biologischen Gattungen, von niederen Einzellern bis zu Säugetieren erstrecken. Die Flugdauer soll zwischen 3 und 30 Tagen liegen.

Die bei diesen Flügen zum Einsatz kommenden Satelliten werden von der General Electric Comp. hergestellt. Sie haben etwa 3 m Durchmesser und 1,1 m Länge. Ihr Gewicht beträgt je nach Aufgabe 400 bis 500 kp, wobei bis zu 85 kp auf die mitgeführten Organismen und die Meßsysteme entfallen. Der Start soll von Cape Kennedy mit Thor-Delta-Raketen bei den leichteren und mit schubverstärkten

(TAo)-Delta-Raketen bei den schwereren Satelliten erfolgen. Als Orbit ist eine etwa 400 km hohe Kreisbahn mit 33,5° Bahnneigung vorgesehen. Mit Hilfe von Preßluft-hilfsdüsen werden Stabilisierung und Kurskorrekturen vorgenommen. Die Satelliten verfügen über eine Rückkehrkapsel, die nach einer Reorientierung des Satelliten von diesem getrennt und mit Hilfe von Bremsraketen und Fallschirmen im Pazifischen Ozean in der Nähe von Hawaii gelandet werden soll.

Der erste Start ist für Ende 1965 geplant, die fünf weiteren sollen mit vierteljährlichem Abstand folgen.

Weltraumfahrt, 15 (1964), H. 4, S. 122 und H. 6, S. 168; Elektronik, 13 (1964), H. 4, S. A. 31.

Wettersatelliten-Empfangsanlage von Rohde und Schwarz

Die Münchener Firma Rohde und Schwarz entwickelte eine VHF-Empfangsanlage für den Empfang der APT-Sendungen der amerikanischen Wettersatelliten. Die Anlage besteht aus einer Wendelantenne, einem rauscharmen Vorverstärker, einem quarzstabilisierten Empfänger und einem Demodulator, an dessen Ausgang ein 2,4-kHz-Hilfsträger erscheint, dessen momentane Amplitude der jeweiligen Bildhelligkeit entspricht. Die Bildaufzeichnung erfolgt mit einem Teiledempänger auf fotografischem Wege. Dabei werden etwa 20 unterscheidbare Grautöne geliefert, so daß eine gute Bildqualität garantiert ist.

Zu der Anlage gehören ferner eine Kleinquarzuhr als Zeitnormal, ein Zeitdrucker, ein Programmgeber, ein Anzeigegerät für die Antennenanlage sowie ein Lochstreifenstanzer für die Vorbereitung der Lochstreifen für die Antennennachführung.

Eine Anlage dieser Art befindet sich beim westdeutschen Wetterdienst in Offenbach im Einsatz.

Die Kurzinformation – Neues von Rohde und Schwarz, Nr. 14, 1965, Seite 39/40.

H. D. NAUMANN

Westdeutsche Aufwendungen für Weltraumforschung

Der Leiter der Abteilung Weltraumforschung im westdeutschen Bundesforschungsministerium, Ministerialdirigent Dipl.-Ing. Max Mayer, forderte kürzlich, die Aufwendungen für die wissenschaftlichen Arbeiten auf dem Gebiete der Weltraumforschung von 65 Millionen Westmark auf rund 150 Millionen Westmark zu erhöhen.

Die bei der westdeutschen Regierung bestehende Deutsche Kommission für Weltraumforschung hatte bereits für 1964 und 1965 einen Förderungsbeitrag von mindestens 120 Millionen Westmark jährlich für die Weltraumforschung empfohlen. Nach Schätzungen der Fachleute werden für die Zeit von 1966 bis 1970 für die westdeutsche Weltraumforschung insgesamt 1,04 Milliarden Westmark benötigt, jährlich also etwa 200 Millionen Westmark. Für das gleiche Jahr fünft müßten für die internationale Zusammenarbeit mindestens 540 Millionen Westmark ausgegeben werden.

Verkaufe Teleskope (Eigenbau)

$275/2600 = 1800 \text{ MDN}$; $- 160/1300 = 700 \text{ MDN}$; $- 130/1100 = 470 \text{ MDN}$; $- 120/1000 = 400 \text{ MDN}$; $- 1 \text{ Tellurium mit } 9 \text{ Planeten, elektrische P-Bahn, } \varnothing 3,50 \text{ m} = 460 \text{ MDN}$

Fritz Zingelmann, 213 Prenzlau, Franz-Wienholz-Straße 20

MITTEILUNGEN



DER DEUTSCHEN ASTRONAUTISCHEN GESELLSCHAFT - MITGLIED DER IAF

Präsident: Dr.-Ing. Ferdinand Rühle, Institut f. Energetik, Leipzig. **Vizepräsident:** Prof. Dr. Johannes Hoppe, Direktor der Sternwarte Potsdam-Babelsberg der Deutschen Akademie der Wissenschaften zu Berlin. **Vizepräsident:** Heinz Mielke, Schriftsteller. **Sekretär:** Dipl.-Gewl. Herbert Pfaffe

5. Europäischer Raumfahrt-Kongreß

HEINZ MIELKE

Die seit 1961 jährlich in Westeuropa stattfindenden „Europäischen Raumfahrt-Kongresse“ gehen auf gemeinsame Interessen und Bemühungen der Raketen- und Raumfahrt-Gesellschaften Englands (B. I. S.), Frankreichs (S. F. A.), Italiens (A. I. R.) und Westdeutschlands (D. G. R. R.) sowie der Industrieorganisation „Eurosace“ zurück, die sich seit 1962 über die zwischenstaatlichen Organisationen der ESRO (European Space Research Organisation) und ELDO (European Launcher Development Organisation) um die Entwicklung eines westeuropäischen Raumfahrtprogramms bemühen.

Der diesjährige „5. Europäische Raumfahrt-Kongreß“ fand vom 19. bis 22. Juli in der Kleinen Kongreßhalle auf dem Gelände der Internationalen Verkehrsausstellung (IVA) in München statt und wurde von der Deutschen Gesellschaft für Raketentechnik und Raumfahrt, München, ausgerichtet. Von den rund 350 angemeldeten Teilnehmern kamen etwa 70 aus dem Ausland, vornehmlich aus England, Frankreich und Italien. Bei den Westdeutschen hatten eindeutig die in der Industrie gebundenen Fachkräfte den Vorrang, obwohl auch zahlreiche Hochschul- und Institutsangehörige an der Tagung teilnahmen. Die Beteiligung von Fachleuten aus den USA beschränkte sich im wesentlichen auf einzelne Vortragende, die einen Einblick in das laufende Raumfahrtprogramm der USA (Mariner, Gemini, Saturn) gaben.

Inhalt und Niveau des Vortragsprogramms waren dem Anliegen der Tagung und des Teilnehmerkreises durchweg angemessen und brachten in 27 Einzelvorträgen zahlreiche interessante Informationen über Teilentwicklungen zum westeuropäischen Raumfahrtprogramm (ELDO-Rakete), nationale Trägerraketen- und Raumflugkörperentwicklungen (England, Frankreich, Italien, Westdeutschland) sowie grundlegende Arbeiten an antriebstechnischen Problemen der Raumfahrt und zu Fragen des Einsatzes von Raumflugkörpern.

So berichteten britische Wissenschaftler über die Arbeiten an einer eigenen Satellitenträgersrakete „Black Arrow“, die aus der bewährten Forschungsrakete „Black Knight“ entwickelt werden soll, sowie über Fortschritte bei der Fertigstellung des britischen Meßsatelliten „UK-3“. Weitere britische Beiträge beschäftigten sich mit antriebstechnischen Problemen (H_2/O_2 -Brennkammern, Startvorrichtungen für kleinere Raketen, luftatmende Triebwerke in Startstufen) und Fragen des europäischen Raumfahrtprogramms.

Aus Frankreich kamen Berichte über den Entwicklungsstand der französischen Trägersrakete „Diamant“ und der für dieses Trägersystem vorgesehenen Satelliten „D-1“ bis „D-5“ sowie weiterhin über die Perspektiven von Fernmeldesatelliten und die Technologie von H_2/O_2 für ein erweitertes Konzept der Europa-Trägersrakete.

Italien beteiligte sich unter anderem mit Vorträgen über die Arbeiten an den ELDO-Satelliten und über das italienische Raumfahrtprogramm im Rahmen des San-Marco-Projekts.

Die westdeutschen Beiträge wiesen ein verhältnismäßig breites Spektrum auf. Sie behandelten technologische Probleme von Hochleistungsoberrufen (ELDO-B-Trägersrakete) mit kryogenen Treibstoffen, elektrische Plasmaantriebe und ihre Energieversorgung, Raumtransporter-Projekte, die Instrumentierung der ersten westdeutschen Satelliten und Probleme der Luftzumischung zum Abgasstrahl von Raketentriebwerken.

Soweit nun in diesen Vorträgen und Berichten Fragen nationaler Raketen- und Raumfahrtprojekte behandelt wurden, ließ sich ganz allgemein kaum übersehen, daß diese Bemühungen, trotz der zweifellos hohen Qualität der dabei geleisteten Arbeiten, durch die zwangsläufig begrenzten ökonomischen Möglichkeiten in der weiteren Gesamtentwicklung der Raumfahrt nur eine mehr als bescheidene Rolle spielen können. Besonders im Hinblick auf eigene Trägersraketenentwicklungen kann es durchaus fragwürdig erscheinen, ob derartige Einzelunternehmen noch einen vertretbaren Sinn haben, wenn die Sowjetunion und die USA in den nächsten Jahren schon über Einsatzgeräte verfügen werden, die eine zehn- bis hundertfach größere Nutzmassekapazität haben, als sie von Trägersraketen der Größenordnung „Black Arrow“ und „Diamant“ geboten werden kann.

Dennoch muß berücksichtigt werden, daß auch für kleinere und ökonomisch schwächere Länder die Beschäftigung mit der höchstentwickelten Technik der Raumfahrt längst als notwendig erkannt wurde. Auf diese Erkenntnisse gehen nicht zuletzt die Bemühungen westeuropäischer Fachkreise zurück, in der Konzeption eines gemeinsamen Raumfahrtprogramms mehrerer Länder einen besseren Weg zu weisen.

Aber auch für das wesentlich entwicklungsfähigere gemeinsame ELDO-Raketenprojekt, an dem England mit der Startstufe (Blue Streak), Frankreich mit der Zweitstufe (Coralie), Westdeutschland mit der Drittstufe, Italien mit den Satellitenkörpern und mehrere andere Länder mit Bodeneinrichtungen beteiligt sind, scheinen kritische und zurückhaltende Einschätzungen eine zunehmende Rolle zu spielen. Außerdem ergab sich auf dem Kongreß der Eindruck, daß einerseits das Gesamtentwicklungstempo der ELDO-Rakete, im Vergleich zu den sowjetischen und amerikanischen Fortschritten, als wenig zufriedenstellend angesehen wird und andererseits in verschiedenen Kreisen auch sonst nicht mehr die notwendige wissenschaftliche Einmütigkeit über das Gesamtkonzept des europäischen Raumfahrtprogramms zu bestehen scheint.

Eine bedeutende Rolle spielen dabei zweifellos gegensätzliche Interessen administrativer und industrieller Gruppen in den verschiedenen Ländern. So bemühen sich offenbar einige englische und westdeutsche Interessengruppen in zunehmendem Maße darum, die Konzeption eines umfassenden Entwicklungsprogramms für

einen „Raumtransporter“ in den Vordergrund der weiteren westeuropäischen Raumfahrtbestrebungen zu rücken.

Bekanntlich handelt es sich bei derartigen Geräten im Prinzip um einen wiederverwendbaren Nutzmassträger, der für den Zubringerverkehr zwischen Erdoberfläche und Satellitenbahnen eingesetzt werden soll. Sowohl beim Start, als auch bei der Rückkehr aus der Satellitenbahn, stützt sich die Antriebs- und Flugmechanik des meist zweistufig projektierten Raumtransporters auf Elemente der aerodynamischen Flugtechnik. So erhalten die einzelnen Stufen die Form von Hyper-schallgleitern. Für die Erststufe wäre die Verwendung von luftatmenden Triebwerken leistungsmäßig durchaus gegeben und der Start könnte horizontal unter Ausnutzung einer Katapult-Startstufe erfolgen. Vom Standpunkt der weiteren allgemeinen Raumfahrtentwicklung muß man derartige Entwicklungskonzepte immerhin als außerordentlich aussichtsreich ansehen.

Ein abschließender öffentlicher Filmabend brachte interessante Informationen über den Stand der Erprobung der britischen Blue-Streak-Grundstufe der ELDO-Rakete auf dem Versuchsgelände Woomera (Australien) sowie über Fortschritte des amerikanischen Raketen- und Raumfahrtprogramms. Aus den USA waren es neben dem Farbfilm vom Ausstieg des Astronauten White (Gemini 4) vor allem die Einblicke in den Fortgang des alle anderen amerikanischen Raumfahrtbemühungen weit überragenden „Saturn“-Programms, die sehr nachdrücklich zeigten, wie gewaltig die Anstrengungen der USA sind, um den Vorsprung der Sowjetunion in den bemannten Raumflügen aufzuholen. Nach Aussage des Chefsingenieurs des „Saturn“-Programms W. A. Mrazek, verlaufen die Entwicklungs- und Erprobungsarbeiten bisher absolut programmgemäß, so daß es den USA durchaus gelingen kann, ihre gewaltige „Saturn-3“-Trägerrakete in den Jahren 1968 bis 1970 zum Einsatz zu bringen.

Bemerkungen über Dichtungsprobleme in Raumfahrzeugen

Ing. VOLKMAR RÖDER

Das Dichtungsproblem bringt unter den extremen Betriebsbedingungen in Raumfahrzeugen eine ganze Reihe von Schwierigkeiten mit sich, die von den Technikern überwunden werden müssen.

Auf der Zweiten Internationalen Tagung über Dichtungstechnik 1964, die vom 6. bis 8. April 1964 in Cranfield, Beds., England, stattfand, beschäftigten sich zwei von den insgesamt 37 Vorträgen mit Dichtungsproblemen in Raumfahrzeugen. Diese beiden Vorträge sollen hier kurz kommentiert werden.

1. A. B. Billet: „Hydraulic Sealing in Space Environments“

Dieser Beitrag befaßte sich mit laufenden Forschungsarbeiten auf dem Gebiet. Es wurden Versuche beschrieben, wo bei Gleitringdichtungen für Brennstoffpumpen, neben einem normalen Kohlegleitring ein konischer glasfaserverstärkter Teflonring als statische Dichtung Verwendung fand.

Weitere Versuche beschäftigten sich mit Metallfaltentbalgen sowie die Entwicklung von Dichtungen für Heißgassteuerkreise, die bei über 1000 °C und bei Drücken bis zu 140 kp/cm² arbeiten.

In Erprobung befindet sich auch eine Sonder-Gleitringdichtung für die Abdichtung von Pumpen für flüssige Metalle (Natrium-Kalium bei 650 °C und 140 kp/cm²),

bei der ein nickellegierter Gleitring auf einem stationären Wolframkarbidring läuft.

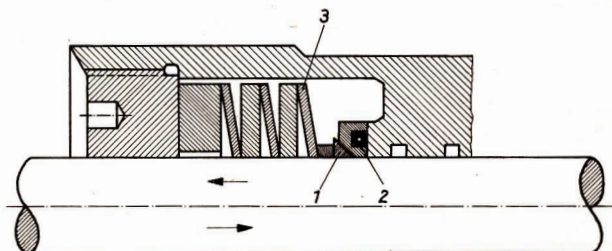


Abb. 1

Nach den Ausführungen des Vortragenden gibt es noch große Schwierigkeiten bei der Abdichtung von flüssigem Kalium bei Temperaturen bis 600 °C von 1 atü gegen Vakuum bei Wellendrehzahlen bis 36 000 U/min. Hier laufen Versuche mit Gewindewellendichtungen.

Abb. 1 zeigt die Versuchsausführung einer Dichtung für hin- und herbewegte Kolbenstangen. Die Betriebsbedingungen, unter denen diese Abdichtung arbeiten soll, sind folgende:

500 °C, 280 kp/cm² Flüssigkeitsdruck,

Abdichtungen von Polyvinylester (Hochtemperatur – Hydraulikflüssigkeit).

Der Graphitring ,1' mit dreieckigem Querschnitt stützt sich gegen einen statisch durch den gasgefüllten Stahl-O-Ring ,2' abgedichteten konischen Ring ab. Der Satz Tellerfedern ,3' preßt den Ring an die Stangenoberfläche, so daß dieser radial dichtet.

2. A. W. T. Mottram u. H. L. G. Sunley: „Seals for Liquid Propellant Rocket Engines“

In diesem Vortrag wurden die besonderen Betriebsbedingungen behandelt, denen Dichtungen in den verschiedenen Aggregaten flüssigkeitsgetriebener Raketen ausgesetzt sind. Die beiden Autoren vertreten dabei die Ansicht, daß nahezu alle diese Dichtungsprobleme durch richtige Anwendung bekannter Dichtelemente gelöst werden können.

Es ist bekannt, daß zur Zeit jedoch noch etwa 60 Prozent der beim Betrieb der Raketen auftretenden Störungen auf fehlerhafte Dichtungen zurückzuführen sind. Zum Beispiel können Ventilspindeln für Flüssigsauerstoff-Ventile wegen der Tieftemperaturversprödung nicht mehr mit Elastomeren abgedichtet werden.

Hier konnte mit Metallbälgen eine gute Lösung erreicht werden, allerdings bedingen diese eine größere Bauhöhe.

Die Autoren berichteten weiter über O-Ringdichtungen für Ventilspindeln und über Erfahrungen mit Ventiltritzen aus Kunststoffen und aus gummielastischen Werkstoffen. Ganz besonders wurde auf die Entwicklung einer Gleitringdichtung für flüssigen Sauerstoff in einer Kreiselpumpe bei 20 000 U/min. hingewiesen.

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

Von der Zeitschrift „Astronomische Rundschau“ ist der Jahrgang 1962 (6 Hefte) noch vollständig zu beziehen. Preis 6 MDN. Dieser Jahrgang enthält u. a. folgende Beiträge:

Erste wissenschaftliche Ergebnisse der Wostok II – Die alte Peking Sternwarte – Die Astronomie im alten China – Berichte über Erdsatelliten und kosmische Sonden – Der erste Raumflug eines Amerikaners – Der zweite Raumflug eines Amerikaners – Vor neuen benannten Raumflügen der Sowjetunion – Satelliten- und Raumfahrtkalender – Aufruf zur Mitarbeit an der Sonnenbeobachtung – Gedanken zur „Mondgeologie“ – Vor neuen Erfolgen im Weltraum – Astronomischer Aberglaube vor 200 Jahren – Kurzberichte über Ergebnisse der astronomischen Forschung – Warum landete Kosmos IV? – Prenzlaw erhielt eine Volkssternwarte – Betrachtungen zum Problem Navigationssatelliten – Die Zeitdehnung im Weltraum – Neue Berichte über kosmische Raketen und Erdsatelliten (17. 9. bis 22. 12. 1961) – Theorie und Praxis des kosmischen Gruppenfluges – „Mars 1“ erschließt neue Wege – Über Licht, Dopplereffekt und Rotverschiebung – Die Sonnenenergie im Dienste des Menschen – Der dritte amerikanische Weltraumflug – Ein japanischer Satellitenplan – Der erste britische Satellit „Ariel“ (U. K. I) – Plasma-Physik, Faser-Optik und LASER-Strahlung, drei bedeutende Gebiete der neuen Technik – Sputniks helfen Welträtsel lösen – Sonnenbeobachtungen in Polen – Steine, die vom Himmel fallen – Medizinische Daten der ersten beiden benannten Raumflüge – Startflugzeug für Raumflugkörper – Radarbeobachtungen der Venus und die Bestimmung der astronomischen Einheit.

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

Der Jahrgang 1963 enthält u. a. folgende Beiträge: Technische Probleme des zweiten benannten Gruppenfluges – Aspekte der Weltraumfahrt in Ost und West – Fragen des Weltrechts von 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 unpunktlieh? – Bestimmung des Durchmessers von Mond-Ringgebirgen mit einfachen Mitteln – Elektronenoptik im Dienste der Astronomie – Die Okosphäre Veränderlicher Sterne – Bald totales Rendezvous – Beobachtung von Jupitermonderfinsternungen und Sternbedeckungen als lohnende Aufgabe für Volkssternwarten 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 I 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 Kosmotechnik – Die Steuerung von Raumflugkörpern.

Der Jahrgang 1964 enthält u. a. folgende Beiträge: Die Zuverlässigkeit vom 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.

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

h3 31052

Heinrich

5/B

Astronomie und Raumfahrt

Maximilianstr. 10



Astronomie und Raumfahrt

Inhalt:

Über den Nachweis extraterrestrischen Lebens · <i>Hans Swart</i>	161
Einige Ergänzungen zu den Flügen der Raumschiffe	
Wohod 1 und 2 · Ing. <i>Hans Endert</i>	171
Zentren der amerikanischen Raumfahrtindustrie	173
Die ionisierende Wirkung von Meteoren und deren praktische Bedeutung.	
<i>Hans Dieter Naumann</i>	175
Marsfotos von Mariner 4	176

Aus der Literatur

Raumschiffe als thermionische Konverter	184
---	-----

Mitteilungen der Deutschen Astronautischen Gesellschaft

XV. Internationaler Astronautischer Kongreß, Warschau:	
Bodenhilfsausrüstungen und Starteinrichtungen im Kennedy-Raumflugzentrum (NASA) für den bemannten Mondflug · <i>Rocco A. Petrone</i>	185
Mariner 4 und Sonde 3, zwei Raumflugkörper mit astronomischer Aufgabenteilung · <i>Karl-Heinz Neumann</i>	193

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. Lamprecht, Heinz Mielke, Dr. H. Oleak, Prof. E. Penzel, Dr.-Ing. F. Ruhle, Dr. K. H. Schmidt, Prof. D. Wattenberg, Prof. Dr. Wempe

Redaktion: 102 Berlin 2, Liebknechtstr. 31, Fernsprecher: 515384/85. „Astronomie und Raumfahrt“ erscheint 1965 mit 6 Heften. 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

Über den Nachweis extraterrestrischen Lebens

HANS SWART

Die Frage nach der Existenz von Leben auf anderen Himmelskörpern beschäftigt Naturwissenschaftler und Philosophen seit Jahrhunderten. Auch das Interesse der breiten Öffentlichkeit wird von Zeit zu Zeit durch bestimmte Ereignisse, wie kürzlich den erfolgreichen Flug der Marssonde Mariner 4, auf dieses Problem gelenkt.

Obwohl der dialektische Materialismus die Existenz extraterrestrischer Lebensformen prinzipiell bejaht, mußte die Naturwissenschaft den praktischen Beweis dafür bisher jedoch schuldig bleiben. Ein positives Ergebnis entsprechender Untersuchungen würde deshalb eine außerordentliche wissenschaftliche und weltanschauliche Bedeutung besitzen.

Nach unseren heutigen Vorstellungen könnten derartige Experimente in zwei verschiedenen Richtungen ausgeführt werden:

1. Versuche zur Herstellung einer Nachrichtenverbindung mit anderen belebten Planeten oder zumindest des Auffangens sinnvoller Signale aus dem Weltraum auf der Basis elektromagnetischer Wellen als Informationsträger. Diese Experimente setzen allerdings voraus, daß die Bewohner des fremden Planeten mindestens den gleichen Intelligenzgrad wie die Erdbewohner besitzen. Niedrigere Entwicklungsstufen des Lebens können mit dieser Methode daher nicht nachgewiesen werden.

Ardenne und Böhme (1) untersuchten theoretisch die Möglichkeiten eines Nachrichtenempfanges von fremden Planetensystemen. Die Abschätzung des Aufwands für einen zehn Lichtjahre entfernten Sender ergab, daß mit Zentimeterwellen-Sendeleistungen der Größenordnung 1000 kW der Empfang von Telegrafie, Telefonie oder Bildtelegrafie möglich sein sollte, wenn die eventuellen Bewohner des anvisierten zehn Lichtjahre entfernten Planeten Richtsendeantennen mit Antennengewinnen von 10^3 bis 10^4 einsetzen und auf unser Sonnensystem ausrichten.

Derartige Versuche wurden 1960 mit Hilfe von 25 m- und 40-m-Radioteleskopen am National Radio Astronomy Observatory in Green Bank (Virginia, USA) begonnen. Für die Experimente waren besonders die zehn bzw. zwölf Lichtjahre entfernten Sterne Tau Ceti und Epsilon Eridani, deren Spektren dem der Sonne relativ ähnlich sind, ausgewählt worden. Die Versuche mußten jedoch aufgegeben werden, weil die Leistungsfähigkeit der radioastronomischen Geräte nicht ausreichte. Aber selbst wenn die Versuche mit größeren Instrumenten wieder aufgenommen werden, sind die Erfolgschancen für unsere Generation nur gering.

Es ist äußerst unwahrscheinlich, daß bereits in unseren allernächsten Nachbarsystemen die Bedingungen für die Entwicklung vernunftbegabter Lebewesen vorhanden sind.

Wir wollen uns mit diesem Thema deshalb hier nicht weiter beschäftigen. Der interessierte Leser sei auf die ausgezeichnete Monographie von Cameron (2) hingewiesen, in der die Problematik interstellarer Nachrichtenverbindungen umfassend dargelegt wird.

2. Den anderen Weg zur Erlangung von Kenntnissen über außerirdisches Leben eröffnet die Raumfahrt. Dabei müssen wir uns zwar hinsichtlich der zu erfor-

schenden Räume auf wesentlich kleinere Dimensionen beschränken; mit Hilfe der Raumfahrt wird aber mit großer Wahrscheinlichkeit die Frage nach der Existenz extraterrestrischen Lebens in unserem Sonnensystem noch in diesem Jahrhundert klar beantwortet werden können.

Die allgemeinen Bedingungen für die Entwicklung von Leben

Leben, ganz gleich, wo es im Weltall entsteht, wird sich auf der Basis von organischen Verbindungen und Wasser entwickeln. Kein anderes Element ist wie der Kohlenstoff in der Lage, mit sich selbst unter Ketten- und Ringbildung sowie mit Wasserstoff, Sauerstoff, Stickstoff, Schwefel und Phosphor gleichermaßen leicht zu reagieren und eine fast unbegrenzte Anzahl verschiedenartiger Verbindungen zu bilden, ohne die der komplizierte Aufbau und die Reproduktion der lebenden Materie nicht vorstellbar sind. Auch das Wasser zeichnet sich durch besondere Eigenschaften, z. B. hohe Schmelz- und Verdampfungswärme, hohe spezifische Wärme, Dichtemaximum bei 4 °C und hohe Dielektrizitätskonstante, die sein ausgezeichnetes Lösungsvermögen sowohl für Salze als auch Kolloide bewirkt, vor allen anderen Substanzen aus.

Die Biologen fordern deshalb für die Entwicklung lebender Organismen zwei Grundbedingungen, die an der Oberfläche eines Planeten herrschen müssen:

1. Ein Temperaturbereich in den Grenzen + 80 °C (353 °K) und - 70 °C (203 °K), wobei wenigstens zeitweise die Temperatur über 0 °C ansteigen muß.
2. Die Existenz von flüssigem Wasser.

Eine dritte Bedingung, nämlich das Vorhandensein von freiem Sauerstoff, ist wahrscheinlich nur für die Entwicklung von „höheren“ Lebensformen notwendig, denn auf der Erde sind niedere Organismen bekannt, die unter anaeroben Bedingungen leben, z. B. einige Bakterien, Pilze und Darmparasiten.

Die Ökosphäre der Sonne

Nach G a d o m s k i (3) errechnet sich die Oberflächentemperatur eines rotierenden Planeten nach der Formel

$$T = T_z \cdot \sqrt{\frac{R_z}{2d}}$$

T_z = Oberflächentemperatur des Zentralgestirns

R_z = Radius des Zentralgestirns

d = Entfernung des Planeten vom Zentralgestirn

Durch Auflösung dieser Gleichung nach d und Einsetzen der entsprechenden Werte für die Sonne ($T_z = 5700$ °K, $R_z = 695\,300$ km) sowie der beiden fiktiven Werte für die Grenztemperaturen belebter Planeten erhält man die Ausdehnung der Ökosphäre in unserem Planetensystem. Die Sonnenökosphäre erstreckt sich danach zwischen 92 und 275 Millionen Kilometer und schließt die Bahnen von Venus, Erde und Mars ein.

Da die obige Formel auf der Annahme eines schwarzen Körpers beruht, kann sie die tatsächlichen Verhältnisse nicht vollständig widerspiegeln. So ergaben z. B. die Messungen der Raumsonde Mariner 2 bei ihrem Vorbeiflug an der Venus eine viel höhere Oberflächentemperatur von 430 °C für diesen Planeten. Obwohl theoretisch in der Ökosphäre liegend, scheidet somit die Venus als Träger organischer Lebensformen aus. Die einzige Hoffnung, im Sonnensystem noch außerirdisches Leben zu finden, ist nunmehr auf den Mars gerichtet.

Die Bedingungen an der Marsoberfläche

Die Ermittlung der verschiedenen Parameter der Marsoberfläche und -atmosphäre stützte sich bisher ausschließlich auf visuelle und fotografische Beobachtungen sowie spektralphotometrische, bolometrische, polarimetrische u. a. Messungen.) Die gefundenen Werte weichen aber je nach der zugrunde gelegten Meßmethode ziemlich stark, manchmal sogar um Größenordnungen, voneinander ab (siehe Tabellen 1 und 2. Während z. B. Dollfus für den Druck der Marsatmosphäre an der Oberfläche einen Wert von 113 mbar angibt, lassen die Ergebnisse von Mariner 4 auf einen Druck zwischen 10 und 30 mbar schließen.

Spektroskopisch konnten in der Marsatmosphäre eine beträchtliche Konzentration an Kohlendioxyd und in jüngster Zeit von Spinrad, Münch und Kaplan sowie von Dollfus und Spaak mit unterschiedlichen Methoden Spuren von Wasserdampf nachgewiesen werden. Geringe Wassermengen wurden bereits vorher aus dem Verhalten der weißen Polkappen geschlußfolgert. Es wird vermutet, daß der Hauptanteil der Atmosphäre aus Stickstoff und Argon besteht. Ozon scheint zu fehlen. (Auch Sauerstoff konnte trotz großer Bemühungen nicht festgestellt werden. Man nimmt an, daß infolge der niedrigen Entweichgeschwindigkeit ($5,03 \text{ km} \cdot \text{s}^{-1}$) alle Gase mit einem Molekulargewicht < 20 aus der Marsatmosphäre in den Weltraum entweichen. Zu diesen Gasen gehört Wasser (Mol.-Gew. 18) und nach der photochemischen Spaltung in der Marsionosphäre auch Sauerstoff (atomarer Sauerstoff, Atomgewicht 16). Die photochemische Dissoziation von CO_2 und das Entweichen des atomaren Sauerstoffs könnte zu einer beträchtlichen Anreicherung von Kohlenmonoxyd geführt haben.

Tabelle 1

Vergleich einiger astronomischer Parameter der Planeten Erde und Mars

Parameter	Einheit	Erde	Mars	
				Erde = 1
Siderische Umlaufzeit um die Sonne	a	1,00004	1,881	1,88
Mittlere Entfernung von der Sonne	km	$149,5 \cdot 10^6$	$227,8 \cdot 10^6$	1,524
Bahnexzentrizität		0,0167	0,0934	
Bahnneigung gegen die Ekliptik	Grad	—	1,85	
Geschwindigkeit in der Bahn	$\text{km} \cdot \text{s}^{-1}$	29,8	24,2	0,812
Durchmesser	km	12 757	6800	0,533
Masse	g	$5,98 \cdot 10^{27}$	$6,44 \cdot 10^{26}$	0,108
Mittlere Dichte	$\text{g} \cdot \text{cm}^{-3}$	5,52	3,92	0,71
Äquatorneigung gegen die Bahn	Grad	23,45	25,17	
Rotationszeit		$23^{\text{h}} 56^{\text{m}} 4^{\text{s}}$	$24^{\text{h}} 37^{\text{m}} 23^{\text{s}}$	1,03
Gravitationsbeschleunigung an der Oberfläche	$\text{cm} \cdot \text{s}^{-2}$	981	372	0,38
1. astronautische Geschwindigkeit	$\text{km} \cdot \text{s}^{-1}$	7,91	3,56	0,45
2. astronautische Geschwindigkeit	$\text{km} \cdot \text{s}^{-1}$	11,2	5,03	0,45
Solarkonstante	$\text{cal/cm}^2 \cdot \text{min}$	1,90	0,84	0,44
Albedo, visuell		0,39	0,12	0,31
bolometrisch		0,42	0,14	0,33
violett		0,63	0,04	0,06

Tabelle 2
Vergleich einiger atmosphärischer Parameter der Planeten Erde und Mars

Parameter	Einheit	Erde	Mars			
Mittlere Oberflächentemperatur	°C	+ 15	- 20			
normaler Bereich	°C	- 50 bis + 40	- 100 bis + 30			
Atmosphäre						
Zusammensetzung		N ₂ , O ₂ , A, CO ₂ H ₂ O	N ₂ ? A? CO? CO ₂ , H ₂ O			
			minimal		maximal	
				Erde = 1		Erde = 1
Masse pro Oberflächeneinheit	g · cm ⁻²	1033	114	0,11	340	0,33
Druck an der Oberfläche	mbar	1013	10	0,01	133	0,13
CO ₂ , Masse pro Oberflächeneinheit	g · cm ⁻²	0,3	0,6	2	4,8	16
CO ₂ , mittlere Konzentration	Masse-%	0,03	0,18	6	4,2	140
H ₂ O, Masse pro Oberflächeneinheit	g · cm ⁻²	5	5 · 10 ⁻⁴	1 · 10 ⁻⁴	2 · 10 ⁻²	4 · 10 ⁻³
H ₂ O, mittlere Konzentration	Masse-%	0,5	1,5 · 10 ⁻⁴	3 · 10 ⁻⁴	1,8 · 10 ⁻²	3,6 · 10 ⁻²

Wasserflächen gibt es auf dem Mars nicht. Ausnahmen könnten allenfalls einige vorübergehend auftretende schmale Zonen um die abschmelzenden Polkappen sein.

Eine erste Auswertung der durch Mariner 4 übermittelten Marsbilder ergab eine Oberflächenstruktur ähnlich der des Mondes. Diese mit Kratern übersäte Oberfläche ist höchstwahrscheinlich seit ihrer Entstehung in ihrer ursprünglichen Form erhalten geblieben. Es muß daher angenommen werden, daß weder die Marsatmosphäre jemals dichter noch irgendwann freies Wasser in nennenswerten Mengen auf dem Planeten existierte. Anderenfalls hätten beide Faktoren zweifellos zur Erosion der Oberfläche beigetragen.

Die Temperatur des Bodens am Marsäquator schwankt bei mittlerer Sonnenentfernung ungefähr zwischen - 50 °C nachts und + 24 °C nachmittags auf den „Kontinenten“ und + 32 °C auf den dunkleren „Meeren“. Trotz der allgemeinen Trockenheit würden die niedrigen Nachttemperaturen eventuell vorhandenen Organismen die Aufnahme von Wasser ermöglichen, indem die Luftfeuchtigkeit als Reif kondensiert, der dann nach Sonnenaufgang vor dem Verdampfen schmilzt.

Zusammenfassend können wir feststellen: Die Bedingungen an der Marsoberfläche sind hauptsächlich durch sehr geringen Luftdruck, niedrige Durchschnitts-

temperaturen, Fehlen von Sauerstoff und extreme Trockenheit gekennzeichnet. In einem solchen Milieu sind, wenn überhaupt, nur niedere Lebensformen zu erwarten. Die Ergebnisse der Marssonde Mariner 4 lassen die Aussichten, auf unserem Nachbarplaneten Leben zu finden, noch geringer als bisher erscheinen, schließen aber diese Möglichkeit nicht vollständig aus.

Es hat nicht an Versuchen gefehlt, bestimmte Organismen künstlichen Marsbedingungen zu unterwerfen. Erst kürzlich wurde aus der Sowjetunion bekannt, daß man eine gewisse Art von Bodeninfusorien an den für den Mars charakteristischen Tagesgang der Temperatur gewöhnen kann, also auch an das periodische Austrocknen und Einfrieren bis -73°C , ohne daß diese Organismen ihre Lebensfähigkeit einbüßen. Diese Einzeller imitieren somit Lebewesen, die im Marsboden durchaus existieren könnten. Ob sie tatsächlich vorhanden sind, kann nur mit Hilfe der fortgeschrittenen Raumfahrt beantwortet werden.

Wie kann der Nachweis von Leben auf dem Mars erfolgen?

Das einfachste wäre natürlich, eine mit allen erforderlichen Geräten und Hilfsmitteln ausgerüstete Expedition zum Mars zu entsenden und von Biologen und Biochemikern an Ort und Stelle die vielfältigsten Nachforschungen anstellen zu lassen.

Bis die ersten Menschen den Mars betreten, werden jedoch mindestens noch ein bis zwei Jahrzehnte vergehen. Die Zeit bis dahin kann aber genutzt werden, um automatische Sonden auf der Oberfläche unseres Nachbarplaneten zu landen und dort mit programmierten oder ferngesteuerten Geräten nach Leben zu suchen.

Der erfolgreiche Flug von Mariner 4 bewies in der Praxis, daß bereits beim gegenwärtigen Stand der Raumfahrttechnik automatische Geräte in arbeitsfähigem Zustand bis in die Marsnähe gebracht und Meßergebnisse und Funkbilder über eine Entfernung von mehr als 200 Millionen Kilometer sicher zur Erde übertragen werden können.

Im Oktober 1964 fand in Bethesda, Md., USA, ein Symposium statt, auf dem amerikanische Wissenschaftler im Rahmen einer speziellen Session für Exobiologie über einige entwickelte Geräte zur Ausrüstung von Marsbodensonden und die zugrunde liegenden Nachweismethoden berichteten (4). Den von der NASA geförderten Forschungsprogrammen liegt die Annahme von Mikroorganismen zugrunde, die auf organischen Verbindungen und Wasser beruhen und den irdischen Lebensformen im wesentlichen biochemisch ähnlich sind.

Die Forderungen, die an die Nachweisgeräte gestellt werden, sind nur schwer zu erfüllen:

Die Geräte müssen leicht sein, um der begrenzten Schubkraft der Trägerrakete zu entsprechen, andererseits robust genug, um die Belastungen des Transports, wie Stöße, Vibration, Temperaturschwankungen, geringer Außendruck, Strahlung u. a., ohne Beschädigung zu überstehen. Auf der Marsoberfläche sollen sie unter Bedingungen, die von denen der Erde weitgehend abweichen, in kurzer Zeit einfache und eindeutige Meßergebnisse liefern und zur Erde übertragen. Zusätzlich müssen sie vor dem Start zur Sterilisierung eine 26stündige Erhitzung auf 135°C und Behandlung mit Äthylenoxyd überstehen.

Dieses Keimfreimachen ist besonders wichtig, damit keine Mikroorganismen von der Erde auf dem Mars eingeschleppt werden und dort ein bodenständiges Leben vortäuschen. Außerdem würde eine Infizierung mit irdischen Organismen die weiteren Forschungen unnötig komplizieren, ganz abgesehen davon, daß auch ein negativer, wenn nicht gar verhängnisvoller Einfluß auf eine mögliche Marsvegetation ausgeübt werden könnte.

Welche Möglichkeiten sich zum Nachweis von Leben unter diesen schwierigen Bedingungen nach den Vorstellungen der amerikanischen Wissenschaftler ergeben, wird im folgenden dargelegt.

Der Multivator

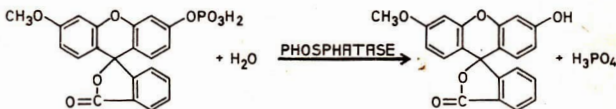
Der von einer Arbeitsgruppe unter Leitung von E. C. Levinthal entwickelte Multivator ist ein kleines automatisches Laboratorium, mit dem biochemische Reaktionen ausgeführt und je nach Aufgabenstellung spektralphotometrisch, fluorimetrisch oder nephelometrisch verfolgt werden können. In seinem Aufbau entspricht er einem Photometer mit den Hauptkomponenten Lichtquelle, Filter, Probeküvetten, zweites Filter (bei Fluoreszenzmessungen) und Photomultiplier. Das etwa 25 cm lange Instrument besitzt nur eine Masse von ca. 400 g und belastet das Telemetriesystem der Bodensonde mit 1 bit/s.

Als Beispiel einer vorgesehenen biochemischen Reaktion sei der Nachweis von Phosphatase angeführt. Phosphatase ist ein in fast allen irdischen Organismen vorkommendes Enzym, das die hydrolytische Spaltung von Phosphorsäureester-Bindungen katalysiert und somit eine wichtige Rolle im Stoffwechsel, z. B. bei der Energieübertragung spielt.

Die Spezifität der Phosphatase ist relativ gering, so daß sich ihre Wirkung auf eine große Anzahl von Substraten erstreckt. Von Vorteil ist außerdem, daß es sich hierbei um einen einstufigen Prozeß handelt, was bei anderen Stoffwechselreaktionen nicht immer der Fall ist.

Als Substrat eignet sich neben α -Naphthylphosphat vor allem das nicht fluoreszierende Fluoresceinmonomethylätherphosphat. Phosphatase spaltet von diesem in wäßriger Lösung die Phosphatgruppe ab, und der entstehende Fluoresceinmonomethyläther verrät sich durch seine starke Fluoreszenz.

Bei optimalen Temperaturbedingungen spaltet jedes Phosphatasemolekül pro Minute 10 000 Moleküle des Esters. Durch diesen katalytischen Effekt wird eine hohe Nachweisempfindlichkeit erzielt.



Bei der Landung des Gerätes auf dem Mars gelangt mit Hilfe eines kleinen Gebläses staubbeladene Luft in die Reaktionskammern. Dort setzt sich der Staub ab. Nach Verschließen der Kammern werden diese aus einem sterilen Vorratsgefäß mit Lösungsmittel gefüllt. Das Substrat, das während des Fluges trocken in den Reaktionskammern lagerte, löst sich, und die Reaktion beginnt. Nach einer bestimmten Zeit wird die Anregungslampe eingeschaltet und die eventuell vorhandene Fluoreszenz mit Hilfe des Photomultipliers gemessen. Ein Sender überträgt die in digitale Form umgewandelten Meßwerte über eine Relaisstation zur Erde. Einige Kammern, die nicht mit Staub beschickt, aber sonst in gleicher Weise behandelt werden, dienen als Blindprobe zum Vergleich und erhöhen die Aussagekraft des Experiments.

Gulliver

Von G. Levin und Mitarbeitern (5) wurde das kleine, automatische, biologische Marslaboratorium „Gulliver“ entwickelt. Während die Funktion des Multivators auf einer ganz bestimmten, vorher ausgewählten biochemischen Reaktion beruht, soll Gulliver eventuell vorhandene Mikroorganismen auf Grund ihres Gesamtstoffwechsels nachweisen.

Der Grundgedanke dieses Experiments ist die Anwendung eines radioaktiv markierten, universellen Nährmediums, das den verschiedensten bekannten Arten mikrobiologischer Lebensformen zusagt. Die Organismen nehmen im Verlauf des Stoffwechsels die markierten Atome auf und scheiden sie zum Teil gasförmig wieder aus. Die Gase können gesammelt und ihre Aktivität mit Hilfe eines kleinen Geigerzählers gemessen werden.

Praktisch soll das 700 g schwere, automatische Laboratorium wie folgt arbeiten (6):

Nach der Landung auf der Marsoberfläche schießt das Gerät zwei kleine Metallkörper ab, die durch 7 m lange, silikonfettete Schnüre mit ihm verbunden sind. Diese Schnüre werden mittels eines Elektromotors wieder zurückgezogen, wobei geringe Mengen des Marsbodens an ihnen haften bleiben. Sollten sich dabei die Metallgeschosse irgendwo verfangen, so reißt die Schnur kurz hinter ihnen ab.

Nach dem Einspulen in eine besondere Reaktionskammer wird diese verschlossen, und der im Oberteil der Kammer befindliche β -Detektor bestimmt den Blindwert der Radioaktivität. Danach fließt aus einem Vorratsgefäß über die Schnüre eine sterile Nährlösung, die sich wie folgt zusammensetzt: Dikaliumhydrogenphosphat (1 g), Kaliumnitrat (0,5 g), Magnesiumsulfat (0,2 g), Natriumchlorid (0,1 g), Eisen(III)-chlorid (0,01 g), Aminosäurehydrolysat (4 g), Hefeextrakt (13 g), Bodenextrakt (250 ml), Protease-Pepton Nr. 3 (20 g), Malzextrakt (3 g), Ascorbinsäure (0,2 g), L(-)-Cystin (0,7 g), Rinderextrakt (3 g), mit destilliertem Wasser auf 1 l aufgefüllt. Zusätzlich enthält diese Lösung radioaktiv markierte Substanzen, z. B. Natriumformiat- ^{14}C , Natriumlactat- ^{14}C , Glycin- ^{14}C , Natriumthiosulfat- ^{35}S , Cystein- ^{35}S , Hefeextrakt mit ^{14}C , Escherichia coli-Extrakt mit ^{14}C und zwar je $5 \mu\text{C}$ pro ml. Von optisch aktiven Verbindungen sind sowohl L- als auch D-Stereoisomere vorhanden.

Die markierten Elemente werden von den Organismen aufgenommen und in Form gasförmiger Stoffwechselprodukte, z. B. als $^{14}\text{CO}_2$, $^{14}\text{CH}_4$ oder H_2^{35}S wieder ausgeschieden. Möglicherweise gebildetes $^{14}\text{CO}_2$ wird auf einem mit Bariumhydroxyd bedeckten β -Zählrohr als Bariumcarbonat gebunden und gemessen. Alle 15 min. soll die Impulsrate über einen um den Mars kreisenden Relaisatelliten zur Erde gefunkt werden. Gulliver enthält eine Energiequelle, die während der ersten Minuten (Probenahme) 2 W und später für mindestens 24 Stunden 200 mW liefert. Mit zahlreichen irdischen Mikroorganismen, darunter aerobe, anaerobe, thermophile, mesophile, psychrophile, heterotrophe, phototrophe und autotrophe Bakterien, konnte die angegebene Nährlösung erfolgreich erprobt werden (siehe Tabelle 3, S. 168).

Da die Existenz phototropher Organismen auf dem Mars relativ wahrscheinlich ist, sieht Gulliver für ihren Nachweis ein spezielles Experiment vor. In einer besonderen Kammer wird die Bodenprobe in einer $^{14}\text{CO}_2$ -Atmosphäre belichtet, um die Organismen zur Assimilation der markierten Substanz anzuregen. Nach einer gewissen Zeit wird der Rest des radioaktiven Kohlendioxids entfernt und die Kammer einem Hell-Dunkel-Wechsel unterworfen. Entwickelt sich dabei erneut $^{14}\text{CO}_2$, so muß es aus intrazellulären Produkten stammen, die während der ersten Belichtung synthetisiert worden sind. Zusätzlich kann eine Messung der Menge des in den Organismen verbliebenen Nuklids ^{14}C erfolgen.

Gulliver wurde unter extremen irdischen Umweltbedingungen erprobt (9). Das Gerät sprach sowohl auf den 3600 m hohen, steinigten Hängen des Withe Mountain,

Tabelle 3

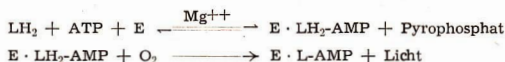
Impulsraten der durch verschiedene Mikroorganismen in „Gulliver“ freigesetzten Mengen an $^{14}\text{CO}_2$

Organismus	Impuls- rate I/min	Organismus	Impuls- rate I/min
nach 3 ^h 5			
Arthrobacter simplex	1 629	Mycobacterium phlei	1 913
Azotobacter agilis	28 956	Pseudomonas delphinii	971
Azotobacter indicus	1 868	Pseudomonas fluorescens	6 701
Bacillus subtilis spores	11 784	Pseudomonas maculicola	16 266
Bacterium bibulum	7 221	Rhodopseudomonas capsulata	365
Chlorella sp.	323	Rhodospirillum rubrum	420
Clostridium pasteurianum	1 698	Saccharomyces cerevisiae	858
Clostridium roseum	5 367	Staphylococcus epidermis	3 219
Clostridium sporogenes	664	Streptomyces fradiae	560
Escherichia coli	65 389	Xanthomonas beticola	58 189
Micrococcus cinnabareus	479	Xanthomonas campestris	537
nach 6 ^h			
Photobacterium phosphoreum	2 423	Thiobacillus thiooxydans	102
Thiobacillus novellus	141	Rhizobium leguminosarum	1 123

als auch auf den Sanddünen des „Tal des Todes“ und in der Salzwüste des Salton Sea innerhalb einer Stunde auf die dort vorhandenen Mikroorganismen an.

Diogenes

Von Levin und seinen Mitarbeitern (9, 10) wurde als Ergänzung zu dem unspezifischen „Gulliver“ ein spezifisches Experiment „Diogenes“ vorgeschlagen. Die Methode beruht auf der Biolumineszenzreaktion der Leuchtkäfer und dem Vorkommen von Adenosintriphosphorsäure in allen irdischen Organismen. Die Lichterzeugung verläuft nach folgendem Schema:



wobei: LH_2 = Luciferin

ATP = Adenosintriphosphorsäure

E = Enzym Luciferase

AMP = Adenylsäure

L = Dehydroluciferin

Die Reaktionskomponenten, außer ATP, können gemischt und stabil aufbewahrt werden. Sie stellen ein spezifisches, schnell ansprechendes (0,5 s) und quantitatives Reagenz für ATP dar. Mit einem gewöhnlichen Photomultiplier, Verstärker und Schreiber konnten $10^{-7}\mu\text{g}$ ATP nachgewiesen werden.

Dieses Experiment wird bereits benutzt, um mit Hilfe von Höhenraketen Mikroben-ATP-Profile der Erdatmosphäre aufzunehmen.

Das Marsmikroskop

Am Medical Center der Universität Stanford wird unter der Leitung von J. Lederberg an der Entwicklung eines automatischen Marsmikroskops gearbeitet. Die Hauptteile dieses Gerätes sind das Probenahmesystem, das optische System, die Beleuchtungseinrichtung, eine Vidiconkamera und der Sender. Dieses Mikroskop soll sowohl während des Landemanövers in der Marsatmosphäre als auch nach der Landung auf der Marsoberfläche Staubproben sammeln, optisch untersuchen und die Fernsehbilder über einen Marssatelliten zur Erde übertragen. Das optische System erfährt ein Blickfeld von 100 μm Durchmesser und besitzt ein Auflösungsvermögen von 0,5 μm . Die von der Vidiconkamera aufgenommenen 200zeiligen Bilder sollen einen Tonwertumfang von vier Graustufen besitzen. Auf ihre Eignung zur Sammlung und Aufbringung der Staubproben auf den Objektisch wurden verschiedene Geräte, wie Prallabscheider, Impinger, Thermal- und Elektropräzipitatoren untersucht.

Zukünftige Entwicklungsarbeiten sind auf vervollkommnete Mikroskope mit automatischer Scharfeinstellung, Veränderung des Vergrößerungsmaßstabes und Mikrospektrophotometrie im UV-Bereich gerichtet.

Weitere Methoden zum Nachweis von Leben auf dem Mars

Es wurden noch einige andere Möglichkeiten für den automatischen Nachweis von Mikroorganismen untersucht.

I. Blei berichtete auf dem obengenannten Symposium über ein Nachweisgerät, das auf einer Messung der optischen Aktivität beruht.

Die Synthese optisch aktiver, organischer Stoffe, d. h. von Substanzen, die die Ebene des linear polarisierten Lichtes drehen, ist ein wichtiges Charakteristikum organischer Stoffwechselprozesse.

Apparativ benutzt man ein Spektralphotometer, dessen einer Strahlengang mit Polarisator und Analysator, der andere nur mit einem Polarisator versehen ist. Sind optisch aktive Verbindungen in der Meßkammer vorhanden, so ergeben die photoelektrisch gemessenen, unterschiedlichen Helligkeiten in den beiden Strahlengängen ein entsprechendes elektrisches Ausgangssignal. Bei der Prüfung alkalischer Extrakte von Erdproben, denen Proteine, Nukleinsäuren und Nukleotide zugesetzt waren, zeigten die Rotationsdispersionsspektren im Bereich von 300 bis 240 nm für den Nachweis brauchbare Banden.

V. I. Oyama (7) berichtet über die Anwendungsmöglichkeit der Gaschromatographie für den Nachweis von Leben auf dem Mars. Im Marsboden befindliche Mikroorganismen sollen auf besonderen Nährböden gezüchtet, dann isoliert, getrocknet und für zwei Minuten einer temperaturprogrammierten Pyrolyse bei etwa 500 °C unterworfen werden. Die flüchtigen Zersetzungsprodukte durchlaufen einen Gaschromatographen. Verschiedene irdische Mikroorganismen ergaben unter diesen Bedingungen zumindest in der allgemeinen Form übereinstimmende und daher charakteristische Chromatogramme.

Wolf Vishniac entwickelte die sogenannte „Wolf-Falle“ (8). Mit Hilfe von Vakuum werden Erdproben eingesaugt und gelangen in Kulturröhrchen mit Nährlösung. Sind Bakterien vorhanden, so können diese entweder durch Photozellen an der Verstärkung der Trübung oder mittels Elektroden an der Veränderung des pH-Wertes der Nährlösung erkannt und signalisiert werden.

Auch die Einsatzmöglichkeiten von UV-Spektralphotometern, J-Banden-Detektoren und Massenspektrometern wurden untersucht (8). Die letztgenannten Experimente sind für spätere Marsmissionen vorgesehen.

Die benötigten Raumfluggeräte

Ursprünglich waren die drei Geräte Gulliver, Multivator und Marsmikroskop als Nutzlasten für die Raumsonde Mariner B gedacht, wobei als erster Starttermin 1966 geplant war. Mariner B sollte mit einer Masse von 635–680 kg eine Weiterentwicklung der Raumsonde Mariner A darstellen und vor dem Vorbeiflug am Mars in 500 000 km Entfernung eine ca. 135 kg schwere Landekapsel abstoßen. Es war vorgesehen, daß diese mit einem Wärmeschutzschild ausgerüstete Instrumentenkapsel in der Marsatmosphäre bis auf etwa Mach 1 abgebremst wird und dann am Fallschirm landet. In der Kapsel sollten sich neben den obengenannten Nachweisgeräten für Mikroorganismen eine Fernsehkamera zur Aufnahme von Marsbildern, Instrumente für die Ermittlung verschiedener Parameter der Marsatmosphäre und -oberfläche, ein Mikrophon sowie ein Sender zur Übertragung der Bilder und Meßwerte befinden. Das am Mars vorbeifliegende Mutterfahrzeug sollte nicht nur als Transportmittel für die Landekapsel, sondern auch als Funkrelaisstation und zur Aufnahme eigener Meßinstrumente dienen. Als Trägerrakete war die Atlas-Centaur vorgesehen. Infolge der bekannten Schwierigkeiten und Verzögerungen bei der Entwicklung der Centaur-Zweitstufe wird dieses Projekt wahrscheinlich aufgegeben.

Als nächste Generation interplanetarer Sonden, mit deren Hilfe u. a. auch die Frage nach Leben auf dem Mars beantwortet werden soll, sieht die NASA das Raumfluggerät Voyager vor. Im Frühjahr 1965 wurden mehrere Firmen mit der Ausarbeitung von Vorentwürfen beauftragt.

Voyager soll aus einem 680 bis 910 kg schweren Grundfahrzeug, einer 910 bis 1360 kg schweren Bremsraketenvorrichtung und einer maximal 2720 kg schweren Landekapsel bestehen. Die Bremstriebwerke dienen dazu, Voyager in eine Satellitenbahn um den Mars zu bringen, in der dann die Landekapsel abgestoßen wird. Das in der Satellitenbahn verbleibende Grundfahrzeug soll dort noch etwa sechs Monate einsatzfähig sein und verschiedene Funktionen erfüllen: Relaisstationen für die Übertragung der Signale der Landekapsel zur Erde, Aufnahme von Fernseh Bildern der Planetenoberfläche, Auswahl der Landeorte für zukünftige Voyager-Landekapseln, Magnetfeldmessungen, Sammlung von Daten über die Hochatmosphäre, Strahlungsmessungen und weitere, noch festzulegende Experimente. Als Trägerrakete kommt die Saturn I B mit Centaur als Drittstufe in Betracht. Es ist beabsichtigt, Voyager Anfang 1969 erstmals zu erproben und bis 1971 zur Einsatzreife zu entwickeln. Sollten diese Versuche erfolgreich verlaufen, wird sich bereits im Herbst 1971 entscheiden lassen, ob es in unserem Sonnensystem außerirdische Lebensformen gibt oder nicht.

Auch die Sowjetunion bereitet nach einer Aussage des Akademiepräsidenten Keldysch für die nächsten Jahre eine intensive Marsforschung mit Hilfe von Raumflugkörpern vor. Nähere Angaben hierüber fehlen jedoch.

Zusammenfassung

Die Suche nach außerirdischen Lebensformen besitzt eine große wissenschaftliche und philosophische Bedeutung. In unserem Sonnensystem bestehen nur auf dem Mars die Bedingungen für die Existenz außerirdischer, niederer Organismen. Gegenwärtig werden in den USA verschiedene automatische Geräte entwickelt, die mit Hilfe des zukünftigen Raumfluggerätes Voyager auf der Marsoberfläche weich landen, Staubproben aus der Atmosphäre oder Bodenproben sammeln und diese auf Mikroorganismen untersuchen sollen. Am weitesten entwickelt sind das Radioisotopenexperiment Gulliver, das biochemische Nachweisgerät Multivator und ein Fernsehmikroskop. Der erste Startversuch wird frühestens 1969 mit einer Saturn I B-Centaur erfolgen.

Literatur

1. Ardenne, M. von, G. Böhme, Hochfrequenztechn. und Elektroak. 70 (1961) 2-5.
2. Cameron, A. G. W., „Interstellar Communication“, W. A. Benjamin, Inc., New York, Amsterdam, 1963.
3. Gadomski, J., Bericht über den VIII. Internat. Astronaut. Kongreß, Springer-Verlag, Wien, 1958, S. 127-36.
4. Anonym, Anal. Chem. 37 (1965), Nr. 2, S. 29 A-35 A.
5. Levin, G. V., A. H. Heim, J. R. Cleundenig u. M.-F. Thompson, Science (Washington), 138 (1926) 114-21.
6. Röhrdanz, K., Naturw. Rdsch. 17 (1964) 279
7. Oyama, V. I., Nature 200 (1963) 1058-59.
8. Anonym, Electronics 37 (1964) Nr. 1, S. 71-72.
9. Levin, G. V. u. A. H. Heim, „Life Sciences and Space Research III“, North-Holland Publishing Co., Amsterdam, 1965, S. 105-19.
10. Levin, G. V., J. R. Cleundenig, E. W. Chapelle, A. H. Heim u. E. Rocek, Bio. Sci. 14 (1964) 37.

Einige Ergänzungen zu den Flügen der Raumschiffe Woßhod 1 und Woßhod 2

Ing. HANS ENDERT

Fortsetzung.

Während der Pressekonferenz, die—nach der Landung von Woßhod 1—am 21. Oktober 1964 in der Aula der Lomonossow-Universität stattfand, fragte ein Korrespondent aus den USA, ob die Leistungsfähigkeit der Trägerrakete des Woßhod-Raumschiffes größer als die der Raketen sei, über welche die USA verfügen. Professor Keldysch antwortete, daß die Leistungsfähigkeit der Woßhod-Trägerrakete höher als die jeder Rakete in der Welt sei, die Menschen oder auch wissenschaftliche Apparaturen auf eine Flugbahn um den Erdball gebracht habe.

Neben den während des Raumfluges durchgeführten physikalischen Untersuchungen verdienen besonders Beobachtungen, die Möglichkeiten zur Orientierung des Raumschiffes nach den Sternen für außerorbitale Flüge prüfen sollten, Beachtung. Es wurden auch Horizontbeobachtungen durchgeführt, um Angaben über die Schärfe der Horizontgrenze zu erhalten und um jene Schicht zu bestimmen, die für die Navigation und Orientierung bei Kreisbahn- und interplanetaren Flügen anvisiert werden kann. Dabei ist wichtig, daß eine „Linie“ gewählt wird, die für eine visuelle wie auch für die Orientierung durch Navigationsgeräte brauchbar ist.

Es zeigte sich, daß man sich aus der Kabine des Raumschiffes ziemlich leicht nach dem Sternenhimmel orientieren konnte. Auch erwies es sich durchaus als möglich, Messungen der Sternhöhen über dem sichtbaren Horizont vorzunehmen. Übrigens wurden während des Fluges durch das Fenster des Raumschiffes auch leuchtende Teilchen beobachtet.

Nach dem Eintauchen des Raumschiffes in den Erdschatten konnte eine Helligkeitsschicht in 60 bis 100 km Höhe über der Grenze zwischen Erde und Atmosphäre beobachtet werden. Diese Schicht ist unmittelbar unter dem Mond gut zu sehen, und

ihre Helligkeit nimmt allmählich in dem Maße ab, wie sich der Beobachtungsort von der Mondrichtung entfernt. Aufschlußreich sind auch die Horizontbeobachtungen vor dem Austritt des Raumschiffes aus dem Erdschatten. Das Nordlicht über der Antarktis, so berichtete Feokistow, habe auf alle Teilnehmer des Fluges den größten Eindruck gemacht. Es bot sich folgendes Bild: Über dem Horizont der dunkle Himmel, dann die bereits erwähnte Helligkeitsschicht vom Mond erhellt und darüber die senkrecht zum Horizont verlaufenden Strahlen in sechs bis acht Grad Höhe mit etwa zwei Grad Zwischenräumen. In der Horizontebene nahm das Nordlicht das ganze sichtbare Gesichtsfeld ein.

Das Programm für die medizinischen Beobachtungen und Untersuchungen des mitfliegenden Arztes Dr. Jegorow wurde in langer Vorbereitungszeit auf der Grundlage der bisherigen telemetrischen Messungen von Körperfunktionen und von Erfahrungsberichten der Kosmonauten zusammengestellt. Zur Vorbereitung auf längere kosmische Flüge waren Untersuchungen und Vergleiche der wichtigsten Körperfunktionen und Verhaltensweisen von mehreren Personen im schwerelosen Zustand durch einen Arzt im Raumschiff zweckmäßig. Dieser konnte auf Grund von Vergleichswerten, die auf der Erde bei der Durchführung der im Weltraum vorgesehenen Aufgaben in einem Raumschiffmodell ermittelt wurden, bedeutend umfangreichere und exaktere Erkenntnisse gewinnen, als es mit Hilfe der Telemetrie bisher möglich war. Die durchgeführten Beobachtungen und Untersuchungen galten vor allem folgenden Komplexen:

1. Zentralnervensystem
2. Funktion einiger Analysatoren
3. Vestibular-Apparat
4. Herz und Gefäßsystem

Die bisher erfolgten Auswertungen ergaben unter anderem, daß trotz fehlender Schwerkraft eine Lagekontrolle des Körpers und der einzelnen Glieder keine Schwierigkeiten bereitet, solange sie visuell durchgeführt werden kann. Dagegen war die Schmerz-, Tast- und Temperaturempfindlichkeit verringert. Heftige Kopfbewegungen der Kosmonauten lösten Empfindungen aus, wie sie durch eine elektrische Reizung des Vestibularapparates entstehen. Auch die Empfindlichkeitsschwelle des Vestibularapparates und verschiedener Analysatoren wurden untersucht. Es stellte sich heraus, daß die Schwerelosigkeit im beobachteten Zeitraum keine Veränderung der Schwellwerte hervorrief. Einige leichte Erscheinungen von Übelkeit bei verschiedenen Kosmonauten sind möglicherweise auf die engen Wechselbeziehungen der Gleichgewichtsanalysatoren zwischen rechts und links zurückzuführen. Schon geringe Unsymmetrien können sich im Kosmos störend bemerkbar machen, da ihre Korrektur durch die auf der Erde wirkende Schwerkraft fehlt.

Die Bewegungsmöglichkeiten, vor allem der Arme, auf zielgerichtete exakte Bewegungsabläufe wurden kontrolliert. Eine Anzahl von Elektrokardiogrammen mit linksseitiger Ableitung wurden aufgenommen und auch auf telemetrischem Wege zur Erde übertragen. Bei den Augen bleibt die Erkennbarkeit von Farben und die Adaptionsfähigkeit unverändert.

Kreislaufuntersuchungen ergaben dagegen eine gewisse Labilität der Pulsfrequenz und des Arteriendruckes bei der Durchführung von Arbeiten mit größeren Bewegungsabläufen. Es kann jedoch angenommen werden, daß eine Anpassung des menschlichen Körpers an die Schwerelosigkeit bei längeren Raumflügen erfolgt und dem Menschen Aufenthalte von Wochen und Monaten im Kosmos ermöglichen wird. Durch den guten körperlichen Zustand der beiden amerikanischen Kosmonauten nach ihrem achttägigen Flug in der Raumkapsel Gemini 5 wird diese Annahme schon zum Teil bestätigt.

Zentren der amerikanischen Raumfahrtindustrie

In der amerikanischen Raumfahrtindustrie sind heute 380 000 Wissenschaftler, Techniker und Arbeiter tätig, und 20 000 Firmen haben ihre Industriekapazität zur Verfügung gestellt. Diese Armee von Raketentechnikern ist doppelt so groß wie die britische Armee, und das Produktionsvolumen der beteiligten Firmen entspricht dem der Schweiz.

Aus der Fülle der beteiligten Institutionen ragen folgende Zentren hervor:

Die Prüfstände in der Mojave-Wüste. Auf ihrem Stahlbeton werden die gewaltigen Triebwerke für das Apollo-Projekt erprobt. – Das „Goddard Space Flight Center“ in Greenbelt (Maryland). Hier werden in Labors die elektronischen Kleinbauteile für Forschungssatelliten montiert. – Auf Merritt Island, vor der Küste Floridas, entsteht eine Montagehalle für Raketen. Sie ist mit einer Höhe von 160 Metern, einer Breite von 158 Metern und einer Länge von 219 Metern wohl das größte Bauwerk, das je errichtet wurde. – In den Michoud-Werken bei New Orleans (Louisiana) schweißen und nieten Techniker Raketen vom Typ „Saturn V“. Allein eine Montagehalle dieses Unternehmens hat eine Bodenfläche, die der von 27 nebeneinanderliegenden Fußballfeldern gleichkommt.

Um das Ziel aller amerikanischen Raumfahrt-Bemühungen, das Mondlandeprojekt, zu verwirklichen und drei Amerikaner zum Mond und zurück zu bringen, sind dreimal so viele Menschen eingespannt wie beim Bau der Cheopspyramide. Zwei Millionen Westmark geben die Vereinigten Staaten dafür täglich aus, die Nachtstunden nicht ausgeschlossen. Das entspricht an jedem Tag dem Gegenwert von fast 10 000 Volkswagen.

Wie Dr. Josef I. Shen, Chefmanager des Mondfahrtprogramms bei der amerikanischen Raumfahrtbehörde NASA, formulierte, hat für Amerika „eine neue Etappe auf dem Gewaltmarsch ins Weltall“ begonnen. Start und Landung der ersten bemannten US-Zwillings-Raumkapsel (Projekt „Gemini“) würden die Halbzeit im Kampf um die Eroberung des Mondes signalisieren. Noch 1965 sollen weitere Gemini-Starts folgen, jeder mit neuen Trainingsaufgaben für die Mannschaft. Eine Gemini-Mannschaft soll auch vor allem die Technik des Rendezvous im All üben. Im Verlauf eines zweitägigen Rundfluges sollen die Astronauten ihr Raumschiff mit einer vorher auf die Bahn gebrachten Atlas-Agena-Raumrakete im All zusammenkoppeln. Für das Jahr 1966 sind sechs Gemini-Starts vorgesehen. Dabei sollen die Astronauten bis zu vierzehn Tagen im All verweilen und sich – nur durch Halteselle abgesichert – bis zu 600 Metern vom Raumschiff entfernen.

Auf 80 Milliarden Mark veranschlagt die US-Raumfahrt-Experten die Gesamtkosten für das Projekt der Mondlandung. Die Raumfahrtindustrie hat sich innerhalb weniger Jahre nach der Stahl- und Automobil-Industrie zur drittstärksten Wirtschaftsmacht Amerikas entwickelt.

Im Süden der Vereinigten Staaten, rings um den Golf von Mexiko, zeigt sich diese Entwicklung besonders deutlich.

In Louisiana, 24 Kilometer östlich von New Orleans, wurde ein Industrie-Komplex ausgebaut, „Michoud Plant“ genannt, dessen größte Montagehalle eine Fläche von 170 000 Quadratmetern umfaßt. Das entspricht den Ausmaßen von sieben nebeneinander vertauten Flugzeugträgern. Mehr als 10 000 Beschäftigte produzieren dort Mondraketen im Serienbau. – In Texas, 30 Kilometer südöstlich von Houston, entsteht auf einer Gesamtfläche von rund 6,5 Millionen Quadratmetern das „Manned Space Flight Center“, das Trainings- und Kommandozentrum für das Apollo-Projekt. Allein das siebengeschossige „Mission Control Center“, die elektronische Überwachungs- und Leitzentrale für alle zukünftigen bemannten Raumflüge, kostet 260 Millionen Westmark. – In Mississippi wurde ein 56 000 Hektar großes Prüfgelände angelegt, auf dem die in den Michoud-Werken montierten Raketenstufen serienmäßig getestet werden sollen. Die Gesamtkosten der Anlage belaufen sich auf rund drei Milliarden Mark – eine Summe, die ausreichen würde, um 100 000 Neubauwohnungen zu bauen.

Das bedeutendste Zentrum der amerikanischen Raumfahrt befindet sich in Huntsville, einer ehemaligen Farmersiedlung im Bundesstaat Alabama. Hier hat sich Wernher von Brauns „Marshall Space Flight Center“, die wichtigste Niederlassung der NASA, etabliert. Seither hat sich die Einwohnerzahl von Huntsville von knapp 17 000 auf rund 100 000 erhöht, das Areal der Stadt wuchs von weniger als acht auf etwa 145 Quadratkilometer. Das „Marshall Space Flight Center“ gilt als „Lokomotiv-Fabrik“ („Fortune“) des US-Raumfahrtprogramms. Die noch immer stark mit ehemaligen Peenemündern durchsetzte Mannschaft Wernher von Brauns entwickelt hier die Pläne und baut den Prototyp der dreistufigen Saturn-V-Rakete, die das US-Astronauten-Team einmal zum Mond tragen soll. Die Saturn V soll einen Startschub von 3400 Tonnen aufbringen und eine Nutzlast von 100 Tonnen auf eine Erd-Umlaufbahn befördern können.

Huntsville hat eine Reihe von technischen Superlativen zu bieten: Ein schrankgroßes Elektronengehirn überprüft einen hutkoffergroßen Computer, der die vielfältigsten Funktionselemente in der Saturn-Rakete dereinst überwachen soll. Die Befragungsaktion dauert

jeweils länger als 3000 Stunden. Ein zweiter Elektronenrechner-Schrank überwacht und prüft die Antworten des Computers. — Ein Lärm-Horn, der Welt lautester Lautsprecher, schleudert einen ebenso großen Schall-Orkan in die Umgebung, wie ihn ein Probelauf der Saturn-Triebwerke aussendet. Der Lautsprecher hat einen Durchmesser von vier Metern. Er dreht sich auf einem Stahlgelüst und dient Meßzwecken. — Die größte Testapparatur der Welt entsteht in Huntsville: ein Prüfstand, in dem die komplette, einhundertundfünf Meter hohe Mondrakete so heftig gerüttelt und geschüttelt werden soll, daß sich ein Automobil unter diesen Bedingungen in Minutenfrist in seine Teile auflösen würde.

Nahezu sechs Millionen Westmark pro Jahr, das ist fast ein Drittel des gesamten US-Raumfahrt-Budgets, steht dem „Marshall Space Flight Center“ zur Verfügung. Für ein Zehntel dieser Summe werden Entwicklungs- und Fabrikationsaufträge an die amerikanische Industrie vergeben. Mächtigster Geschäftspartner ist der Flugzeug- und Raumfahrtkonzern „North American Aviation“ (NAA), dessen Werkhallen sich nahezu 100 Kilometer weit durch das Santa-Susana-Bergland nordwestlich von Los Angeles hinziehen. Dieses Unternehmen hat einen Jahresumsatz von fast neun Milliarden Westmark. Von den über 100 000 NAA-Beschäftigten arbeitet annähernd die Hälfte für das Mondprojekt. 70 Prozent aller Aufträge gelten der Forschung und Entwicklung. NAA verfügt über Maschinen, die Werkzeuge auf den zehntausendsten Teil eines Millimeters genau bearbeiten können. Die Prüfinstrumente, die NAA für das Mondprojekt liefert, sind auf zehntausendstel Millimeter, zehntel Bogensekunden, fünf Angström, millionstel Volt geeicht. Das Streben nach absoluter Verlässlichkeit geht soweit, daß rund ein Viertel der Gesamtkosten von NAA für den Ausleseprozeß, d. h. für die Zuverlässigkeitskontrolle verwendet werden. NAA liefert und testet auch die Antriebsaggregate für die Mondraketen. Fünf solcher Raketenmotoren — Typenbezeichnung: „F-1“ — sollen im Heck der Saturn-V-Startstufe gebündelt werden. Jede der kühlischrankgroßen Kreiselumpen, die pro Sekunde rund 3000 Liter Kraftstoff in die Brennkammern befördern, leistet soviel wie 15 TEE-Lokomotiven.

Zweieinhalb Minuten lang werden die F-1-Triebwerke beim Start der Mondrakete in Betrieb sein. In dieser kurzen Zeit werden sie rund zwei Millionen Liter Kerosin und Flüssigsauerstoff verbrauchen. Das entspricht etwa dem Fassungsvermögen von 54 Eisenbahntankwagen. Ein anderes Treibstoffgemisch soll in den J-2-Triebwerken der zweiten und dritten Saturn-Stufe verbrannt werden: Flüssiger Wasserstoff und flüssiger Sauerstoff. Das ist die energie-reichste Kombination chemischer Treibstoffe, die z. Z. denkbar ist.

Hersteller der Saturn-Triebwerke ist die kalifornische Firma Rocketdyne. Alle fünf Minuten trifft hier ein Lastwagen ein, der Halbfertigfabrikate oder Teil-Baugruppen von einem der 2861 Unterlieferanten bringt. North American Aviation, Hersteller der Drei-Mann-Kommandokapsel und der Antriebsbaugruppen muß die Zulieferungen von 8068 Unterlieferanten koordinieren. Im Marshall Space Flight Centre in Huntsville, dem zentralen Organisationskomitee, haben nur noch Elektronenhirne Überblick über die Gesamtheit der Teilnehmer:

Bei der Firma Seal in Warwick, Rhode Island, arbeiten 300 Arbeiter für die Apollo-Kapsel. Bei der Wah Chang Metallurgical Company in Albany, Oregon, werden Leitleiche für die Gasdüsen zur Kurskorrektur des Mondschiffes angefertigt. Bei der Northrop-Tochterfirma Ventura in El Paso, Texas, werden die Fallschirme hergestellt, an denen die Apollo-Kapsel nach der Rückkehr vom Mond zu Boden schweben soll. Bei den Corning Glass Works in Corning, US-Staat New York, werden drei neue Glassorten erschmolzen — zwei für die aus drei Glasschichten zusammengefügte Ausblickfenster der Raumkapsel, die dritte für ein Speicherelement des Bord-Computers. Aus Redlands, Kalifornien, kommt die Rettungsrakete, die während der Startphase auf der Spitze der Mondrakete montiert sein wird. Im Notfall soll sie die Astronauten von der Rakete wegkatapultieren und sicher an Fallschirmen zur Erde niederschweben lassen. Auf Long Island, New York, entstehen bereits die ersten Test-Exemplare des Mondlandfahrzeuges (LEM), der dritten Baugruppe des eigentlichen Mondschiffes (neben Kommandokapsel und Antriebsbaugruppe, die aus Kalifornien geliefert werden). Die Douglas-Werke in Huntington Beach, Kalifornien, liefern die obere, dritte Antriebsstufe der Saturn-V-Rakete. In den Michoud-Werken werden die Startstufe (Länge: 42 Meter) und die Zweitstufe (Länge: 25 Meter) hergestellt.

Seit 1950 hat Cape Canaveral (heute Cape Kennedy) Amerika weit über fünf Milliarden Westmark gekostet. Die Bevölkerungszahl im Distrikt um Cape Kennedy versiebenfachte sich seit 1950 auf rund 170 000. Nach Schätzungen werden 1970 dort 280 000 Einwohner leben.

Das Durchschnittsalter der Raumfahrtspioniere, die auf Amerikas Kap der Mondhoffnung arbeiten, beträgt 26 Jahre.

H. H.

Die ionisierende Wirkung von Meteoren und deren praktische Bedeutung

HANS DIETER NAUMANN

1. Allgemeines

Meteore gehören als Erscheinungen, die von Körpern aus dem extraterrestrischen Raum verursacht sind, in das Forschungsgebiet der Astronomie, in ihrer Einflußnahme auf Vorgänge und Erscheinungen der zur Erde gehörenden Raumgebiete zu dem der Geophysik. Zu diesen beiden naturwissenschaftlichen Disziplinen ist in den letzten zwei Jahrzehnten eine technische getreten, die den Meteoren gleichfalls Interesse entgegen bringt, die Nachrichtentechnik. Ihr Interesse gründet sich auf die mit einem Meteor verbundene ionisierte Bahnspur in der hohen Atmosphäre, die im Ausbreitungsweg hochfrequenter elektromagnetischer Wellen eine Diskontinuität darstellt. Die dadurch verursachte Reflexion von Funkwellen an Meteorspuren entdeckte man bereits vor mehr als 80 Jahren. Lange Zeit aber fand diese Entdeckung keine Beachtung. Erst der nach dem zweiten Weltkrieg erreichte Stand der Funkmeßtechnik erlaubte eine praktische Nutzung. So haben die Reflexionseigenschaften von Meteorspuren in den letzten zwei Jahrzehnten eine zweifache Nutzenanwendung gefunden. Durch Einsatz von Radaranlagen für Meteorbeobachtungen hat der Astronom ein Forschungsinstrument bekommen, das für die bis dahin unvollkommenen Methoden der Meteorbeobachtung eine wertvolle Bereicherung darstellte. Der Nachrichtentechniker aber schuf eine neue Übertragungsmethode im Weitstreckennachrichtenverkehr, die heute ebenfalls vielfache Anwendung findet.

2. Die ionisierende Wirkung der Meteore

Beim Eindringen von Meteoriten in die Erdatmosphäre kommt es zu Wechselwirkungen zwischen dem bewegten Festkörper und den atmosphärischen Gasen, die einerseits zu einer Zerstörung des Meteoriten, andererseits zur Erhitzung, Anregung und Ionisation der atmosphärischen Gase führen [1]. Die für die letztgenannten Prozesse erforderliche Energie entstammt der kinetischen Energie

$$E_{\text{kin}} = \frac{1}{2} m_M v_M^2$$

der Meteoriten, wobei m_M ihre Masse und v_M ihre Geschwindigkeit relativ zu den atmosphärischen Gasen ist. Letztere liegt in der Größenordnung von 10 ... 80 km/sec. Der größte Teil dieser Energie wird in Wärme umgewandelt, zirka 1 Prozent in Anregungsenergie und ein noch geringerer Anteil in Ionisationsenergie [2].

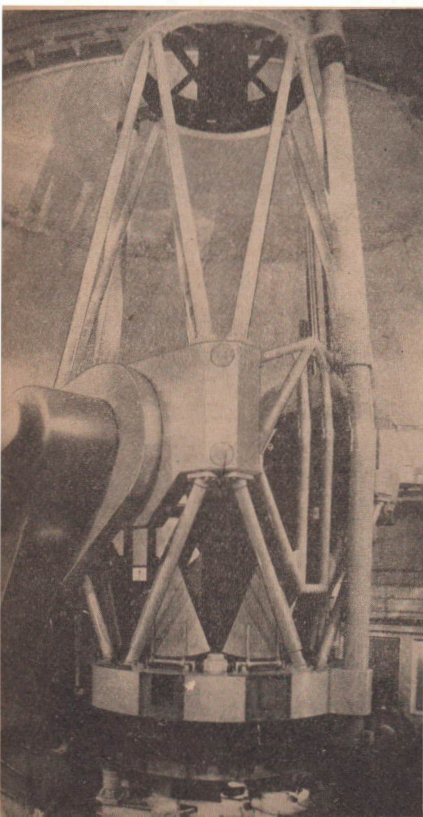
Die Höhen, in denen die Verdampfung normaler Meteoriten stattfindet, liegen zwischen 70 und 120 km. Messungen ergaben, daß 90 Prozent aller Radarechos von Meteoren aus 87 bis 108 km Höhe kommen [4]. Die Größe der hier funkttechnisch nachweisbaren Spuren erzeugenden Meteoriten beträgt etwa $8 \cdot 10^{-4}$ bis 4 cm Durchmesser, was Massen von 10–8 bis 10^3 g entspricht [3]. Die Länge der Meteorspuren liegt in der Größenordnung von einigen Metern bis zu einigen Kilometern, ihr Anfangsradius bei einigen Zentimetern bis Metern. Als Mittelwerte aus Radarortungen werden in [3] für die Spurlänge 15 km und für den Anfangsradius 65 cm genannt. Außer von den Daten des Meteoriten sind die genannten Wechselwirkungen von den atmosphärischen Verhältnissen in den in Frage kommenden Höhen abhängig. Die Luftdichte beträgt etwa 10^{-7} bis 10^{-6} derjenigen am Erdboden. Die freie Weglänge der Luftmoleküle und -atome wächst von 1 mm in 70 km Höhe auf 1,3 m in 120 km Höhe [1].

Als wichtigste Ursache für die Ionisation kommen Stoßionisationsprozesse in Frage, wobei sowohl elastische als auch unelastische Stöße möglich sind [1]. Im ersten Fall wird die Geschwindigkeit des Meteoriten auf die der Luftteilchen übertragen, wodurch diese selbst ionisierend wirken können. Im zweiten Fall wird die Teilchenenergie auf den Meteoriten übertragen, wodurch dieser erhitzt und schließlich verdampft wird. Auch hierbei tritt in geringem Maße Ionisation auf.

Für die Zahl der je cm Bahnlänge erzeugten freien Elektronen, die für die reflektierte Leistung maßgebend ist, finden sich in der Literatur Angaben zwischen 10^9 und 10^{13} Meteoriten zwischen 0,2 und 0,6 mm Durchmesser erzeugten etwa 10^9 bis 10^{11} Teilchen je cm Bahnlänge [4]. Der Durchmesser des ionisierten Kanals richtet sich in erster Linie nach der Luftdichte.



▲ Abb. 1



Marsfotos von Mariner 4

Die Abbildungen 1 bis 3 zeigen die ersten drei von der Oberfläche des Mars durch die amerikanische Raumsonde Mariner 4 gewonnenen Fotos. Während die Bilder 1 und 2 kaum irgendwelche Details erkennen lassen, sind bei Bild 3 im oberen Bildteil bereits einige kraterähnliche Gebilde zu sehen.

Die Abbildungen 4 bis 9 zeigen weitere, später gewonnene Aufnahmen, auf denen die Kraterstruktur sehr deutlich wird. Auf diesen Bildern sind Krater von 5 bis 200 km Durchmesser zu erkennen. Die Aufhellung an den Rändern mancher Krater wird als Schnee- oder Reifablagerung gedeutet. Abbildung 10 zeigt eine Karte der Marsoberfläche und als Ausschnitte die Bildorte der einzelnen 21 gewonnenen Bilder. Die besten Bilder sind im mittleren Abschnitt des überflogenen Gebietes gemacht worden. Die letzten Bilder dagegen zeigen wiederum keine Oberflächendetails.

Die Abbildungen 11 und 12 sind zwei Ausschnittbilder der durch die sowjetische Sonde 3 gemachten Aufnahmen der Mondrückseite. Im rechten Bildteil sind Gebiete zu erkennen, die zur Mondvorderseite gehören, wodurch ein Anschluß der Krater der Mondrückseite an die bekannten Mondkarten möglich ist. Die Bilder lassen erkennen, daß die Mondrückseite bedeutend mehr Details krater- und gebirgsähnlicher Art zeigt als die Vorderseite. Mare-ähnliche Gebilde sind auf diesem Ausschnitt, der die äquatoriale Gegend der Mondrückseite wiedergibt, kaum wahrzunehmen.

Links: Im Astrophysikalischen Observatorium auf der Krim ist die Montage des größten Spiegelteleskops in Europa (Gewicht 105 Tonnen, Spiegeldurchmesser 2,6 m) beendet worden. Mit diesem Teleskop wurde Luna 7, während ihres Fluges zum Mond, fotografiert.



▼ Abb. 2

Abb. 4 ▲

Abb. 3 ▼



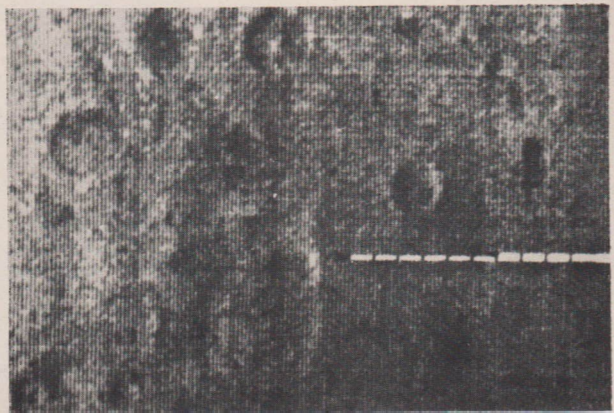
Abb. 5 ▶

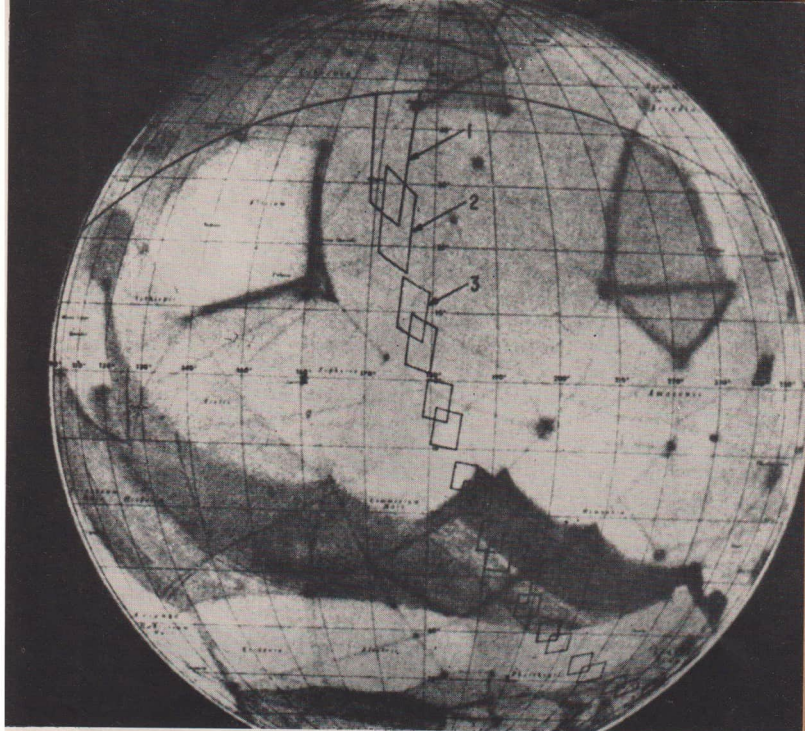


Abb. 6 ▶



Abb. 7 ▶





▼ Abb. 4

▲ Abb. 10

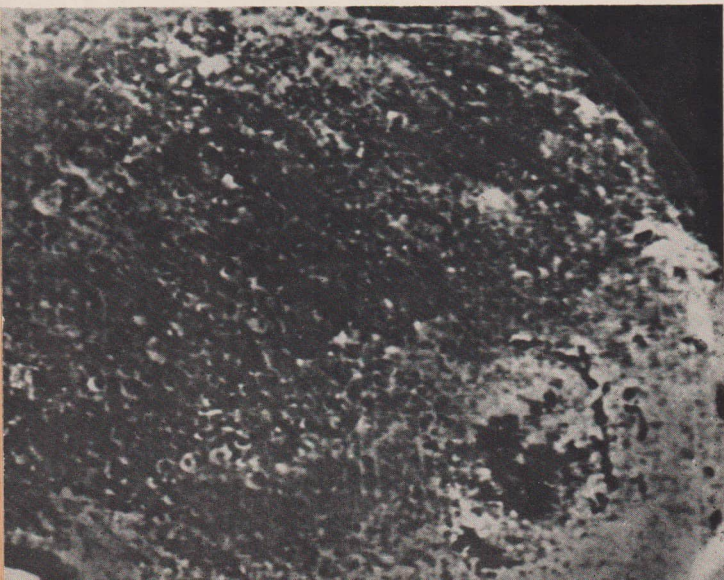
Abb. 9 ▼





▲ Abb. 11

Abb. 12 ▼



3. Die Reflexion hochfrequenter Wellen an Meteorspuren

Die Entstehung des ionisierten Meteorkanals fällt zeitlich mit dem Durchgang des Meteors fast zusammen [1]. Auftretende Verzögerungen liegen in der Größenordnung von 10–2. Die Reflexionseigenschaften der einzelnen Meteorspuren sind verschieden. Bei Spuren, die über den gesamten Querschnitt wie eine Anordnung inkohärenter Streukörper wirken, spricht man von „unterdichten“ Spuren. „Überdichte“ Spuren hingegen wirken in gleicher Weise auf einen Funkstrahl wie eine ionosphärische Reflexionsschicht [3].

Eine mögliche zeitliche Verschiebung zwischen der Lichterscheinung eines Meteors und seiner vollen Reflexionswirkung ergibt sich dadurch, daß nicht vom ersten Augenblick an der gesamte Kanal an der Reflexion beteiligt ist, sondern zunächst eine bestimmte Expansion erforderlich ist, damit der Kanal von den Wellen durchdrungen werden kann [1].

Der wirksame Frequenzbereich für die Reflexion an Meteorspuren liegt zwischen 20 und 120 MHz. Nach tiefen Frequenzen wird er durch ein Überwiegen ionosphärischer Streueffekte begrenzt, nach höheren Frequenzen durch die Abnahme der Reflexionseigenschaften der Spuren. Die gestreute Leistung ist proportional dem Kubus des Kehrwertes der Frequenz und dem Quadrat der pro Meter Bahnlänge auftretenden Elektronendichte q :

$$P_{\text{Meteor}} \sim \frac{q^2}{f^3}$$

Eine Meteorspur wird funktechnisch unwirksam, wenn die zur Erzielung einer ausreichenden Empfangsleistung P_{Meteor} notwendige Mindestelektronendichte q_0 unterschritten wird:

$$P_{\text{Meteor}} = 0 \text{ für } q < q_0$$

Da q zeitlich mehr oder weniger schnell abnimmt, klingt ein Radarecho zeitlich ebenfalls ab. Hauptursache des Unwirksamwerdens einer Meteorspur ist in erster Linie ihre Expansion mit einer mittleren Geschwindigkeit von etwa 4 m/sec. Rekombination und Anlagerung treten nur gering auf und sind praktisch zu vernachlässigen [1].

4. Praktische Nutzenanwendungen ionisierter Meteorspuren

Es wurde bereits eingangs erwähnt, daß die Tatsache der Ausbildung einer ionisierten Meteorspur zwei Anwendungsgebiete gefunden hat, die Radarbeobachtung von Meteoriten sowie die sogenannte meteoritische Streutechnik, eine Methode der Nachrichtenübertragung über sehr große Entfernungen unter Ausnutzung der Meteorspuren als Reflektoren.

4.1 Radarbeobachtungen von Meteoriten

Die einfachste Methode der Radarbeobachtung von Meteoriten besteht in der Aussendung einer Impulsfolge und der oszillografischen bzw. fotografischen Registrierung der Echoimpulse. Für Sendung und Empfang dient die gleiche Antenne, die periodisch (synchronisiert) auf Senden und Empfangen umgeschaltet wird. Um eine eindeutige Messung zu gewährleisten, müssen die Impulsdaten so festgelegt werden, daß der Echoimpuls jeweils vor dem Aussenden des nächsten eintrifft (siehe Abb. Seite 182). Das ist dann der Fall, wenn der Abstand $i = 1/f_p$ der Sendepulse nach der Beziehung

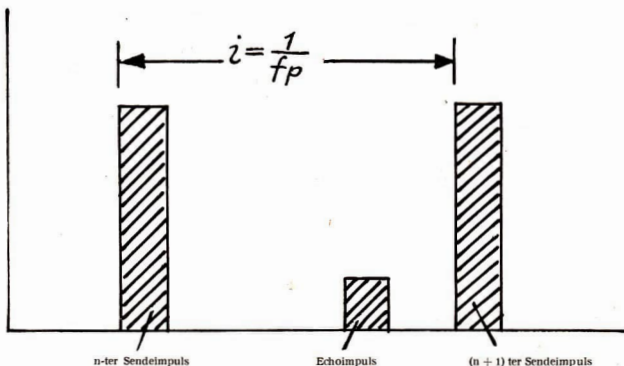
$$i = \frac{2 r_{\text{max}}}{c}$$

festgelegt wird, wobei r_{max} die maximale Entfernung der zu erfassenden Meteore ist. Für $r_{\text{max}} = 150 \text{ km}$ würde beispielsweise

$$i = \frac{300 \text{ km}}{300\,000 \text{ km/sec}} = 0,001 \text{ sec} = 1 \text{ m/sec}$$

oder die Impulsfolgefrequenz

$$f_p = \frac{1}{i} = 10^3 \text{ HZ} = 1 \text{ kHz} \text{ gelten}$$



Da sich bei einem Meteor die Zielentfernung zeitlich verändert, wenn der Meteorit in geringere Höhen vordringt, verändert sich auch die Zeit zwischen Senden und Eintreffen des Echoimpulses. Erfolgt die Anzeige des Echos auf dem Bildschirm einer Elektronenstrahlröhre, so verschiebt sich damit der vom Echoimpuls erzeugte Lichtpunkt kontinuierlich. Er erzeugt eine fotografisch fixierbare, im allgemeinen gekrümmte Linie, deren Länge der Zeit und deren Krümmung der Entfernungsänderung entspricht. Aus beiden Größen sind Geschwindigkeit und vom Meteoriten durchlaufene Strecke bestimmbar. Das Verfahren kann verbessert werden, wenn man Sender und Empfänger nicht nur gerätemäßig, sondern auch räumlich trennt. Ein Beobachtungssystem kann dann z. B. aus einem Sender und zwei symmetrisch zu ihm aufgestellten Empfängern (oder umgekehrt) bestehen. Dadurch kann die Lage der Bahn im Raum eindeutig bestimmt werden. Auf weitere technische Einzelheiten einzugehen würde jedoch den Rahmen dieser informativen Übersicht überschreiten.

Radarbeobachtungen haben den Vorteil, daß Meteorbeobachtungen unabhängig von den mit ihnen verbundenen Leuchterscheinungen und damit unabhängig vom Wetter und von der Tageszeit werden. Diese Tatsache stellt eine unbestreitbare neue Qualität der Technik der Meteorbeobachtung dar, die sich in entsprechenden Erweiterungen unserer Kenntnisse von den Meteoren äußerte. So fand man bereits bei den ersten Radarbeobachtungen eine Reihe ausgesprochener Tagesströme, die keiner visuellen Beobachtung zugänglich sind. Auch bekannte Meteorströme können noch einmal als Tagesstrom auftreten, wenn ihre Bahnebene gegen die Ekliptik so wenig geneigt ist, daß sich zwei Schnittpunkte ergeben. So stellen z. B. die δ = Aquariden und die Arietiden, die im Juni als Tagesstrom auftreten, denselben Meteorstrom dar [2].

Ein wichtiges Ergebnis der Radarbeobachtungen an Meteoren ist die Entscheidung über die Herkunft jener Meteore, die nicht zu den Meteorströmen gehören. Die hierzu erforderliche Genauigkeit bei der Messung der Geschwindigkeit der Meteoriten konnte mit visuellen Methoden nicht erreicht werden. Das Ziel der Geschwindigkeitsmessungen ist die Bestimmung der heliozentrischen Geschwindigkeit der Meteore, die die Flugkörper zum planetaren oder zum interstellaren Raum gehörend einordnet, je nachdem, ob die parabolische Geschwindigkeit von 42 km/h überschritten wird oder nicht. Aus den Radarmessungen ergab sich, daß etwa 99 Prozent dieser Meteore eine heliozentrische Geschwindigkeit haben, die unter der parabolischen liegt. Das heißt aber, daß es sich hier um planetarische Körper handelt. Nur die restlichen 1 Prozent, bei denen hyperbolische Geschwindigkeiten ermittelt wurden, können interstellarer Herkunft sein. Dieses Ergebnis steht im Einklang mit den Ergebnissen fotografischer Messungen.

4.2 Weitstrecken-Nachrichtenverbindungen durch Reflexion an Meteorbahnen

Auf den Gedanken, die ionisierte Meteorspur als Reflektor bei Nachrichtenverbindungen über größere Entfernungen auszunutzen, kam man im Jahre 1952, als in einem kanadischen Ort Sendungen eines 1300 km entfernten amerikanischen Senders auf 50 MHz empfangen wurden. Die impulsartige Struktur der Empfangssignale ließ einen Zusammenhang mit Meteoren vermuten. Nähere Untersuchungen zeigten dann tatsächlich, daß optimale Empfangsbedin-

gungen immer dann auftraten, wenn parallel zur Verbindungslinie Sender/Empfänger ein Meteor nachweisbar war. In Kanada wurde diese Erscheinung mit dem Ziel einer kommerziellen Nutzung weiter untersucht. Im Ergebnis entstanden die sogenannten JANET-Anlagen, die vor allem für Fernschreibverbindungen über große Entfernungen eingesetzt wurden und sich bewährten. Das System wurde von „Canada's Defence Research Board“ (Kanadas wissenschaftlichem Verteidigungsrat) entwickelt. Obwohl es sich hier um ein rein technisches Problem handelt, werden einige Hinweise dazu auch für den astronomisch Interessierten wegen der „astronomischen Grundlage“ dieser Technik interessant sein.

Die technische Ausführung eines solchen Projektes muß natürlich in jeder Hinsicht den Besonderheiten einer Meteorerscheinung entsprechen. Da die Meteorspur nur eine kurze Lebensdauer hat, ist auch die Übertragungszeit nur kurz. Es sind keine kontinuierlichen Verbindungen möglich, sondern nur impulsartige. Wenn eine solche Nachrichtenverbindung deshalb rentabel sein soll, muß während dieser kurzen Zeit mit stark erhöhter Geschwindigkeit gesendet werden, die zu übertragenden Nachrichten müssen komprimiert werden. Da ferner Meteore urplötzlich, gewissermaßen ohne „Vorankündigung“ auftreten, muß die Anlage ständig betriebsbereit sein, das Auftreten eines Meteors selbstständig registrieren, um einen bereits vorbereiteten Nachrichtenvorrat sofort übertragen zu können. Schließlich darf tatsächlich nur solange gesendet werden, als gute Empfangsverhältnisse vorhanden sind, um einen Verlust an Informationen zu vermeiden.

Im JANET-System werden diese Besonderheiten durch folgende Funktionsweise berücksichtigt [5], [6]. Die zu übermittelnden Nachrichten werden zunächst auf Magnet- oder Lochband gespeichert, und zwar mit normaler Geschwindigkeit. Der Speicher wird nur dann durch eine Automatik auf den Sender geschaltet, wenn eine Spur vorhanden ist. Ob letzteres der Fall ist, ermittelt die Anlage selbst. Der Sender einer Station A strahlt dazu laufend in einen bestimmten Raumwinkel den mit einem Meßton f_A modulierten Träger aus, ebenso die Gegenstation B. Erscheint eine Meteorspur, wird – angenommen – f_A auf B empfangen, womit erwiesen ist, daß von A nach B Empfangsbedingungen bestehen. Diese Tatsache muß jedoch vor Betriebsaufnahme zu A zurückgemeldet werden, wozu B seinen Meßton f_B ändert. Diese Änderung wird auf A empfangen, worauf die Sendung automatisch ausgelöst wird. Beide Signale müssen dazu mit einem bestimmten Mindestpegel empfangen werden. Sinkt der Empfangspegel auf Grund der Expansion der Meteorspur unter diesen Mindestwert, wird die Sendung auf ähnliche Weise automatisch gestoppt. Der gesamte Vorgang muß natürlich in extrem kleinen Zeiten ablaufen. Die empfangenen Signale werden zunächst mit der hohen Sendegeschwindigkeit auf Band gespeichert und dann mit normaler Geschwindigkeit abgespielt.

Obwohl das Verfahren kompliziert erscheint, ist es doch ökonomisch und hat sich praktisch bewährt. Man kommt dabei mit kleinen Sendeleistungen aus und kann mit einfachen Antennen große Entfernungen überbrücken, ohne daß eine größere Anzahl aufwendiger Relaisstationen notwendig ist. Da aber die übertragbare Bandbreite gering ist, ist das Verfahren vorwiegend für Fernschreibverbindungen anwendbar. Die Sendegeschwindigkeit der ersten Versuchsstrecken in Kanada betrug 1600 Worte pro Minute bei 0,1 Prozent Fehlern. Heute arbeitet man bereits mit 2000 W/M. Zum Vergleich sei erwähnt, daß im normalen Fernschreibverkehr mit 60 W/M gearbeitet wird. Daraus erkennt man schon, daß Meteorverbindungen diesbezüglich vollkommen gleichwertig sind mit normalen FS-Verbindungen. Die Sendeleistungen liegen bei 0,5 bis 1 kW, die Bandbreite beträgt 3 kHz. Der Zeitprozentatz, in dem eine Übertragung möglich ist, ist abhängig von der Zahl der einzelnen Impulse und ihrer Dauer. Für ihn gilt näherungsweise [5]

$$D \approx \lambda^2 \cdot A \cdot q_0^{-k}$$

wobei außer den bereits erwähnten Größen die Konstante k (etwa 1...2) und der von Sendeleistung und Empfangsantenne gleichzeitig bestrichene Raum A auftreten.

In Kanada arbeiten heute mehrere solcher Fernschreiblinien mit meteoritischer Reflexion. Erwähnt sei noch, daß außer dieser kommerziellen Nutzung Meteorspuren auch von den Funkamateuren ausgenutzt werden, um Verbindungen über große Entfernungen herzustellen.

Literatur

- [1] Hoffmeister, C.: Ionisation durch Meteore. Die Sterne, 33 (1957), H. 3/4, S. 62–65.
- [2] Weigert, A., Zimmermann, H.: ABC der Astronomie, Brockhaus Verlag Leipzig, 1961, S. 187.
- [3] Sugar, G. R.: Radio propagation by reflection from meteor trails, Proc. IEEE, 52 (1964), S. 116–136.
- [4] anonym: Meteore als Relaisstellen, Elektronik, (1957), H. 2/3, S. 70.
- [5] Fehlhaber/Kappelhoff: Richtfunk mit Meter- und Dezimeterwellen über große Entfernungen. radio-mentor, 24 (1958), H. 12, S. 832–836.
- [6] Naumann, H. D.: Drahtlose Funkverbindungen durch Streuung an Meteorbahnen. radio und fernsehen, 10 (1961), H. 1, S. 29–30.

Aus der astronautischen Literatur

Raumschiffe als thermionische Konverter

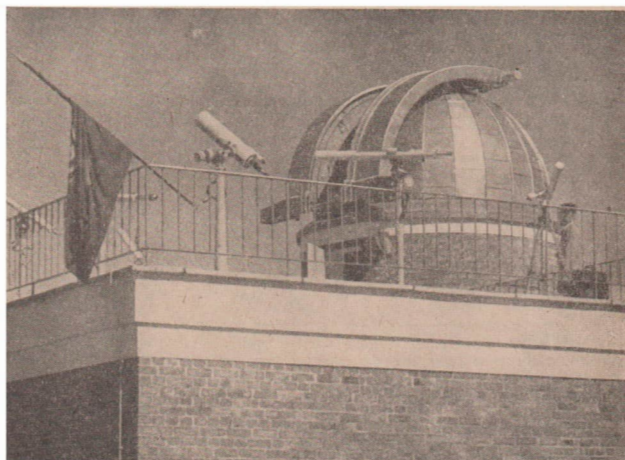
Es wird der zwar interessante, praktisch aber unwahrscheinlich schwer zu verwirklichende Vorschlag unterbreitet, die bei der Rückkehr eines Raumschiffes in der Atmosphäre entstehende Reibungswärme dadurch zur Gewinnung elektrischer Energie auszunutzen, daß der Raumflugkörper als sogenannter thermionischer Konverter ausgebildet wird. Der bei der Rückkehr des Raumschiffes am stärksten erhitzte Teil soll dabei als Emitter, der Rumpf des Raumschiffes als Kollektor dienen. Beide Teile müßten elektrisch voneinander isoliert sein. Der Elektronenfluß würde durch das das Raumschiff umgebende Plasma erfolgen, das gleichzeitig die Elektronenraumladung kompensiert.

An Modellen durchgeführte Messungen ließen zwar günstige Ergebnisse erkennen, jedoch sind diese wahrscheinlich nicht auf die in der Praxis vorliegenden Fälle übertragbar, da dann nicht der gesamte Emitter, sondern infolge der großen Abmessungen eines Raumschiffes und des Plasmawiderstandes nur eine schmale Zone desselben nahe der Isolierschicht zwischen Ermitter und Kollektor zur wirksamen Elektronenemission und damit zur Energiegewinnung beitragen wird.

Aus: Le Blanc, A. R.; Grannemann, W. W.: Proc. Inst. Electr. a., Electr. Eng., 52 (1964), S. 1302 bis 1310.
H. D. NAUMANN

Die neueröffnete Schulsternwarte in Rostock

Foto: Dieter Stroh



MITTEILUNGEN



DER DEUTSCHEN ASTRONAUTISCHEN GESELLSCHAFT MITGLIED DER IAF

Präsident: Prof. Dr. Johannes Hoppe, Direktor der Sternwarte Potsdam-Babelsberg der Deutschen Akademie der Wissenschaften zu Berlin. Vizepräsident: Prof. Dr. Hans Reichardt, Direktor des 1. Mathematischen Instituts der Humboldt-Universität, Berlin. — Vizepräsident: Heinz Mielke, Schriftsteller. Sekretär: Dip.-Gewl. Herbert Pfafe

XV. INTERNATIONALER ASTRONAUTISCHER KONGRESS, WARSCHAU

Bodenhilfsausrüstungen und Starteinrichtungen im Kennedy-Raumflugzentrum (NASA) für den bemannten Mondflug

ROCCO A. PETRONE

Stellvertr. Direktor für die Programm-Organisation

Fortsetzung und Schluß.

Auf dem Oberdeck der Startplattform sind vier Startblöcke montiert. Jeder ist annähernd drei Meter hoch, besitzt eine Grundfläche von $2,75 \times 1,85$ m und wiegt 16,8 Mp. Die Halterung wird bewirkt durch vorgespannte Halteklauen, die erst bei Empfang des Freigabesignals für den Start gelöst werden.

Ein Hilfsturm, der sich um 116 m über das Deck erhebt, ist auf das eine Ende der Startplattform gesetzt. Ein Turmdrehkran an seiner Spitze hat eine Hubhöhe von 175 m ab Oberdeck und einen Traversenradius von 26 m um die vertikale Achse des Turmes. Acht schwenkbare Ausleger, deren Länge zwischen 10,7 und 13,7 m variiert, tragen elektrische, pneumatische und Treibstoff-Zuleitungen für das Raumfahrzeug. Sie stellen gleichzeitig die Zugänge für das Kontrollpersonal zu den Bereichen zwischen den einzelnen Stufen dar. Die Astronauten werden das Raumfahrzeug über eine 21 m lange Brücke betreten, die erst kurz vor der Zündung der S-IC-Stufe beiseitegeschwenkt wird.

Der Bau des LUT ist im Gange. Die Vervollständigung zweier Türme ist für Januar bzw. August 1966 vorgesehen. Ein dritter Turm, der anfänglich als Chek-kout-Einheit dienen soll, wird für Tests der Anlage im März 1966 bereitstehen.

Der Raupentransporter

Der Raupentransporter ist dazu bestimmt, den LUT im Gebäude für die Vertikal-montage (VAB) in Position zu bringen, die Kombination LUT/Raumfahrzeug vom VAB zum Startplatz und den Ausrüstungsturm aus seiner Parkstellung ebenfalls dorthin zu befördern.

Der Raupentransporter ist 40 m lang und 35 m breit. Er ist mit zwei Diesलगенерatoren von je 2800 PS ausgerüstet, die 4000 kW für das Hauptantriebssystem liefern, dessen Energieversorgung durch elektrisch angetriebene Motoren erfolgt. Er bewegt sich auf vier doppelspurigen, hydraulisch gesteuerten Raupen. Es können entweder die vier Fahrgestelle zentral oder auch die vorderen bzw. hinteren Raupenpaare paarweise gesteuert werden.

Der Raupentransporter soll den LUT auf den Stahlsockeln am Startplatz mit einer Genauigkeit von ± 5 cm absetzen können. Seine hydraulischen Heber, deren Aufgabe darin besteht, die Ladung anzuheben oder abzusenken, besitzen einen maximalen Kolbenhub von etwa 1,80 m und halten zusätzlich den beladenen LUT mit einer Toleranz von ± 10 Bogenminuten in horizontaler Lage, sofern das Horizontal-Meßsystem in Betrieb ist.

Die Geschwindigkeit beim Transport der Kombination LUT/Raumfahrzeug auf dem ebenen Teil des Schlepperweges beträgt 1,6 km/h. Unter dieser Belastung kann der Raupentransporter Windstärken bis zu 75 km/h — gleichbleibende Stärke vorausgesetzt — standhalten.

Die Maximalgeschwindigkeit in unbeladenem Zustand liegt bei 3,2 km/h. Es können Wendungen mit einem mittleren Radius von 150 m durchgeführt werden. Auch der Raupentransporter befindet sich im Bau. Einer der beiden im Bau befindlichen nähert sich seiner Vervollständigung. Der Bau der zweiten Einheit soll Ende 1964 beendet sein. Es wird gerechnet, daß zu Beginn des Jahres 1965 beide Einheiten ausgerüstet und einsatzbereit sind.

Der Ausrüstungsturm

Der Ausrüstungsturm gewährleistet mit Hilfe der Plattformen für die Montage einen allseitigen Zugang zum Raumfahrzeug. Er wird durch den Raupentransporter zum Startplatz befördert und in Position gebracht. Die 123 m hohe Konstruktion mißt an der Grundfläche 41 m und 34,5 cm² Fläche an der Spitze. Er bleibt bis zum Zeitpunkt 'T-7h' am Startplatz in Position, dann wird er an seinen Parkplatz zurückbefördert, der sich in einer Entfernung von 2,1 km zum nächstgelegenen Startplatz befindet.

Startplatzgelände

Die Ausrüstung des Startplatzgeländes ist für die endgültige Vorbereitung des Raumfahrzeuges zum Start bestimmt, einschließlich der Betankung, letzten Chek-kouts und Countdowns.

Zwei Startplätze und die dazugehörigen Anlagen des Startkomplexes 39 befinden sich gegenwärtig in der Bauplanung. Die Startgelände liegen etwa 800 m von der Küste des Atlantischen Ozeans entfernt und sind voneinander durch eine Strecke

von 2,7 km getrennt. Durch Untersuchungen über die maximal zu erwartende Wirkung im Falle einer Explosion auf dem Startplatz kamen wir zu dem Ergebnis, daß diese Entfernung zwischen den einzelnen Startplätzen die Arbeiten auf ihnen voneinander unabhängig macht. Jedoch wird es notwendig sein, daß alles Personal die Umgebung der einzelnen Plätze während eines tatsächlichen Starts räumt.

Der zentrale Teil jedes Platzes erhebt sich um 13 m über die Ebene, die ihrerseits 1,8 m über dem Meeresspiegel liegt. Ein fahrbarer, nach zwei Seiten hin ablenkender Flammendeflektor befindet sich dort direkt unter der Achse des Raumfahrzeuges. Auswechselbares, schwerschmelzendes Material schützt den Grat des Deflektors, der sich 11,3 m von der Austrittsöffnung der F-1-Motoren entfernt befindet.

Die Straße für den Raupentransporter besteht aus einem speziell präparierten Straßenbett, das die gesamte Belastung von 8000 Mp bei einem mittleren Bodendruck von 4,5 kp/cm² unter den Raupen aufnimmt. Die Schlepperstraße ist 45 m breit und weist in der Nähe des Startplatzes eine Steigung von 5 Prozent auf.

Flüssiger Sauerstoff (LOX), der in allen Stufen der Saturn V verwendet wird, lagert in einem Tank mit einem Fassungsvermögen von 3400 m³ in einer Entfernung von 450 m von den einzelnen Startplätzen.

Kerosin (RP-1), der Brennstoff für die Stufe S-IC wird in drei gleichgroßen Tanks mit einer Gesamtkapazität von 975 m³ aufbewahrt. Diese Tanks befinden sich auf der – vom Startplatz aus gesehen – dem Sauerstofftank gegenüberliegenden Seite des Platzes. Ein Tank mit einem Fassungsvermögen von 3220 m³ für flüssigen Wasserstoff (LH₂) liegt auf dem gleichen Gelände wie die Kerosin-Tanks. Ein Druck von 5,3 kp/cm² wird während der Betankungsoperationen in den mit einem Vakuummaterial umgebenen Tanks aufrechterhalten, um die Zuführung des LH₂ zu den Stufen S-II und S-IVB zu gewährleisten.

Gasförmiger Stickstoff (GN₂) und Helium (He) werden in unterirdischen Kesseln nahe dem Startplatz gespeichert und befinden sich unter einem Druck von 240 kp/cm². Eine Kompressoranlage in der Nähe des VAB verteilt das Gas auf die Leitungen zwischen der Vorratsbatterie und den einzelnen Startplätzen.

Der jeweilige Verbindungsraum zu den Startplätzen liegt nahe dem Platz, unter der Erde. Er enthält die elektronische Ausrüstung, die die Nachrichtenverbindung und die digitale Datenübertragung zwischen Startkontrollzentrum und Start-Hilfs-turm herstellt. Er dient auch als Verteilerstation für Hochdruckgas und elektrische Energie. Zusätzlich ist die Ausrüstung zur Simulation der einzelnen Funktionen des Raumfahrzeuges und des LUT dort untergebracht, um sie beim Checkout der Anlagen dann zu verwenden, wenn sich der LUT nicht am Platz befindet.

Die Treibstoffbetankung wird vom Startkontrollzentrum (LCC) aus ferngesteuert. Nach Entfernung des Ausrüstungsturms wird der Startplatz in startbereiten Zustand versetzt. Gegenwärtig befinden sich zwei Startplätze im Bau. Die Termine für die Fertigstellung liegen in der Mitte des Jahres 1965 und am Beginn des Jahres 1966.

STARTOPERATIONEN APOLLO/SATURN V

Transport der Saturn-V-Stufen

Die Stufen der Saturn V werden mit Hilfe seegängiger Schiffe oder speziell ausgerüsteter Flugzeuge zum Startgebiet Merritt Island (MILA) transportiert. Bei Ankunft am VAB wird jede Stufe auf einen speziell konstruierten Transporter gerollt und in das Gebäude für die Vertikalmontage befördert.

Transport des Raumflugkörpers

Die Bauelemente des Raumflugkörpers werden sämtlich auf dem Luftwege zum MILA gebracht. CM, SM und LEM werden an das Flug- und Checkout-Kontrollzentrum von Merritt Island zur Installation und zum Checkout ausgeliefert.

Abnahme und Checkout

Nach dem Abladen jeder Stufe von der Barke oder dem Flugzeug werden sie zum VAB befördert, wo Vorbereitung und Checkout der Stufen stattfinden. Zuerst erfolgt die Abnahme der Stufen, dann wird – beginnend mit der S-IC – mit der Aufrichtung innerhalb der HBA begonnen. Getrennt angelieferte Einzelteile, wie Leitflächen und Segmente für die Verbindung der einzelnen Stufen, werden installiert. Alle Komponenten, die einem terminisierten Checkout im Laboratorium unterworfen werden, verschifft man getrennt und gibt sie vor der Installation in die Laboratorien. Bestimmte Tests, die nach der Stufenmontage in der HBA nicht mehr durchgeführt werden können, werden vor der Vereinigung der Stufen an den Einzelstufen S-II und S-IVB in der LBA ausgeführt.

Aufrichtung und Checkout des Trägeraggregates auf dem LUT innerhalb der HBA dauern annähernd neun Wochen. Die Vorbereitung und das Checkout des Apollo-Flugkörpers benötigen etwa 22 Wochen, bevor die Montage auf den Saturn-V-Träger beginnt.

Stufe S-IC

Nach dem Transport unter den 250-t-Brückenkran in der HBA werden Trossen um die S-IC gelegt und am Kran befestigt. Unter zusätzlicher Zuhilfenahme des 175-t-Krans wird die Stufe angehoben und in vertikale Stellung gebracht. Die Stufe wird bis über die Startplattform des LUT bewegt und am vorgesehenen Platz abgesetzt. Nachdem sie in Stellung gebracht worden ist, wird sie durch die vier Halte- bzw. Unterstützungsarme gesichert, die das gesamte Raumfahrzeug während der Startvorbereitungen tragen und auch die Halterung für jene Sekunden vor dem Start bewirken, während derer der Schub erst auf seinen vollen Wert ansteigt. Diese Arme liegen zwischen den äußeren Triebwerken. Arbeitsplattformen werden um die Stufe herum aufgebaut, Kontrollsegmente und Triebwerksabdeckungen entfernt und alle zugänglichen Komponenten und Systeme auf eventuelle mechanische Beschädigungen hin untersucht. Die Flammenschotts, die die Triebwerke umgeben, werden an die Stufe montiert. Desgleichen werden die Leitfäden in den Ebenen der vier Außentriebwerke angebracht. Jede Leitfläche hat eine Spannweite von 3,50 m und eine Fläche von 7 m². Die Stufe wird vertikal ausgerichtet, auf dem GSE montiert und mit den erforderlichen Simulatoren verbunden. Die elektrische Ausrüstung des LUT wird über die Hochgeschwindigkeits-Datenverbindung mit dem Startkontrollzentrum verbunden, und das Testprogramm der S-IC wird unter Benutzung der tatsächlichen Startkontrollausrüstung vollzogen.

Das Testprogramm läuft im wesentlichen nach dem Baukastenprinzip ab. Auf das Checkout von Komponenten folgt fortschreitend die Kontrolle von Untersystemen, Systemen und Komplexsystemen. Sie werden durchgeführt, während die Arbeitsplattformen des VAB in Stellung bleiben unter Bestehen der Verbindung mit den Anschlußarmen des LUT.

Die Stufen S-II, S-IVB und die Instrumenten-Einheit

In der Zwischenzeit sind alle Test in der LBA abgeschlossen und die oberen Stufen für die Montage vorbereitet. Sie werden in die HBA überführt und mit der S-IC verbunden. Die Montagearbeiten verlaufen so, daß jede Stufe erst dann mon-

tiert wird, wenn die vorhergehende vollständig vorbereitet ist. Die Herstellung der „Nabel“-Anschlüsse beginnt sofort und dauert ohne Unterbrechung während der gesamten Montagearbeiten an. Nach dem Aufsetzen der S-IVB auf die S-II-Stufe wird die Instrumenten-Einheit (IU) mit der S-IVB vereinigt. Die Vertikalausrichtung des Raumfahrzeuges wird nach Montage jeder einzelnen Stufe erneut vorgenommen.

Trägeraggregat Saturn V

Nach mechanischer Verbindung und Ausrichtung der Stufen – einschließlich der Instrumenten-Einheit – erfolgt die elektrische Verbindung der Stufen S-II und S-IVB mit dem Starthilfsturm. Die bodengebundene Ausrüstung der einzelnen Stufen wird durchkontrolliert, bevor schließlich auch die elektrische Verbindung der Stufen untereinander hergestellt wird. Der Untersuchung des Zusammenwirkens der Bodenausrüstungen der Einzelstufen folgt also die elektrische Verbindung der Stufen und zuletzt die Tests des gesamten Trägersystems. Beispiele für die Tests dieser Kategorie, die neben den Stufen auch die Instrumenten-Einheit einschließen, sind: Tests der Kontrollsysteme, der Lenksysteme und der Kommunikationseinrichtungen.

Nach Durchführung der einzelnen Systemtests des Trägerfahrzeuges wird ein Gesamttest des Raketensystems vorgenommen.

Apollo-Flugkörper

Gleichzeitig mit den Montagearbeiten der Stufen laufen im Flugkontroll- und Checkout-Zentrum die Komponenten- und Systemtests für den Apollo-Flugkörper ab. Zu den Tests, die auf dem Startgelände Merrit Island durchgeführt werden, gehört eine Folge von statischen Tests. Es sind die einzigen, die an den Baueinheiten (Modulen) nach ihrer Fertigstellung noch durchgeführt werden. CM und SM werden vereinigt, als Einheit kontrolliert und verbleiben in diesem Zustand bis zum Transport in das VAB. Das Checkout des LEM erfolgt in zwei Stufen: Als individuelle Baueinheit und als Bestandteil des Apollo-Systems.

Apollo/Saturn V

Nach der Vorbereitung des Trägeraggregates für die Aufnahme des Apollo-Flugkörpers wird dieser in das VAB befördert. In der HBA wird das komplette Raumfahrzeug auf den LUT montiert.

Das Checkout des Systems in der HBA wird parallellaufend durchgeführt. Bestimmte, kontinuierlich verlaufende Tests beginnen an den zuvor installierten Stufen noch vor der Vollendung der Montage-Operationen. Die ersten betreffen die Energie- und Kühlkapazität des Fahrzeuges, die Überprüfung der Verbindungen und das Justieren der Instrumentierung. Nachdem sie beendet sind, können die Systemtests beginnen, die vom Startkontrollzentrum aus durchgeführt und überwacht werden. Praktische und „Notfall“-Tests werden dabei auf einem Minimum gehalten. Die Installation der Lenkeinrichtungen beginnt. Nach der Abnahme jeder Stufe wird Rückschau über die ermittelten Daten gehalten und das Fahrzeug auf die weiteren kombinierten Systemtests vorbereitet.

Diese Tests sollen die Flugbereitschaft des gesamten Fahrzeuges bestätigen. Sie umfassen: Den Test einer Folge von Fehlfunktionen, einen Gesamttest des Trägeraggregates, einen Gesamttest des Raumschiffes, einen Gesamttest des Raumfahrzeuges (Träger und Raumschiff) und einen simulierten Flugtest. Nach letzterem

wird die Vertikalausrichtung überprüft, eine Daten-Übersicht gegeben und das Fahrzeug für die Überführung zum Startplatz vorbereitet. Zu diesen Vorbereitungen gehört auch der Abbau der pneumatischen, hydraulischen und elektrischen Verbindungen zwischen LUT und VAB.

Überführung zwischen VAB und Startgelände

Der Raupentransporter wird unter dem LUT in Stellung gebracht. Seine hydraulischen Heber fassen die Halterungen des LUT und heben ihn um etwa 90 cm an, so daß er sich von den Unterstützungsblöcken im VAB löst. Dann verläßt das Fahrzeug das Gebäude auf der Schlepperstraße in Richtung Startplatz.

STARTVORBEREITUNGEN

Vorbereitung des Startplatzes

Vor der Überführung des Raumfahrzeugs zum Startplatz findet das Checkout der ständigen Startplatz-Ausrüstungen statt (GSE). Die einleitenden Zwischenüberprüfungen dieser Ausrüstungen und des LUT werden von einer lokalen Kontrollstation aus durchgeführt. Nach der Beendigung der Kontrollen wird die Datenübertragungsverbindung zum Startkontrollzentrum hergestellt und nun noch eine Fernkontrolle der Startplatzausrüstung vorgenommen.

Anschluß des LUT an den Startplatz

Nach Ankunft am Startplatz werden die erforderlichen Verbindungen zum LUT und zum Raumfahrzeug hergestellt: Die digitale Datenverbindung, Fernmeldeverbindungen, Pneumatik, Treibstoffversorgung, Kontrolle aller Parameter der Umgebungsbedingungen und die Versorgungsleitungen für elektrische Energie.

Nach Herstellung aller Verbindungen setzt die Energieversorgung des Raumfahrzeuges wieder ein. Die Kontroll- und Monitorverbindungen werden überprüft. Die Tests unmittelbar am Startplatz sind auf ein Minimum beschränkt. Der verfügbare Platz in der HBA bleibt für jeden Fall während der Operationen am Startplatz leer. Das Checkout der Kommunikationseinrichtungen geschieht im Zusammenwirken mit den dazugehörigen Bodenstationen. Das Daterbindungssystem wird der Endprüfung unterzogen, und die Lenkplattform wird vertikal ausgerichtet. Ein Test, in dem die Tanks unter Druck gesetzt werden, findet statt, und ein Betankungstest wird simuliert. Es folgt ein Gesamttest des Betankungsvorganges zusammen mit einer vollständigen Kontrolle der Kommunikationsausrüstung. Den Abschluß endlich bilden ein Funktionstest des Kontrollsystems für die Umgebungsparameter und ein simulierter Flugtest.

Der letztere umfaßt einen ganzen „Starttag“: Simuliertes Countdown, Start und Flugoperationen. Das Zusammenwirken mit den Bahnvermessungsstationen und der Arbeit der Flugkontrolle wird einer gleichzeitigen Prüfung unterzogen.

Start-Countdown

Nach dem simulierten Flugtest werden die eigentlichen Startvorbereitungen durchgeführt (Betankung mit Hypergolen, Entfernung der Plattformen usw.). Das Raumfahrzeug ist für den Eintritt in die Phase des Countdowns der Startvorbereitungen präpariert.

Betankung

Die Betankung des Apollo-Fahrzeuges beginnt bereits vor T-7h am Starttag. Als Brennstoff dient Aerozine 50 (+), als Oxydator Distickstofftetroxyd (N_2O_4). Vor

T-7h werden auch die hypergolen Komponenten des Reaktionskontrollsystems der S-IVB an Bord genommen und das Antriebssystem angeschlossen.

Die Betankung des Startfahrzeugs mit kryogenen Treibstoffkomponenten beginnt am Starttag um etwa T-7h. (Der Brennstoff RP-1 wird zum Zeitpunkt L-1 d aufgenommen.)

LOX wird zuerst getankt. Die Tanks werden vor dem Füllen vorgekühlt. Das Vorkühlen eines Tanks kann gleichzeitig mit dem Füllen eines anderen erfolgen. Die Betankung beginnt mit der Stufe S-IVB, wird mit S-II fortgesetzt und mit S-IC abgeschlossen. Der Flüssigsauerstoff wird mit einer Füllgeschwindigkeit von $3,8 \text{ m}^3/\text{min}$ in die S-IVP gepumpt. Der Vorgang dauert einschließlich der 12 min für die Vorkühlung 32 Minuten.

Für die S-II beträgt die Füllgeschwindigkeit $19 \text{ m}^3/\text{min}$, das Vorkühlen 6 min und die gesamte Betankungszeit 25 Minuten, für die S-IC $38 \text{ m}^3/\text{min}$ und 11 bzw. 40 min.

Es folgt die Betankung mit Flüssigwasserstoff. Sie dauert 35 min, einschließlich einer Vorkühlperiode von 10 min. Die Füllgeschwindigkeit für den S-IVB-Tank beträgt $11,5 \text{ m}^3/\text{min}$, für den S-II-Tank $38 \text{ m}^3/\text{min}$.

Einstieg der Astronauten

Die Betankung ist etwa um T-45 min abgeschlossen. Dann besteigen die Astronauten über den Brückengang das Raumschiff.

Start

In der verbleibenden Zeit des Countdowns werden die letzten Systemprüfungen durchgeführt. Die Tanks des Startfahrzeuges werden unter Druck gesetzt und die Triebwerke der S-IC gezündet. Während sich der Schub der F-1-Motoren auf den Sollwert steigert, wird die Arbeit jedes Motors automatisch überwacht. Bei Bestätigung der Soll-Bedingung für den Gesamtschub wird das Startfreigabesignal an die Halteklauen erteilt und das Gerät hebt ab.

FLUG

Die prinzipielle Bahnfestlegung für den gegebenen Flugauftrag erforderte eine Brennzeit der Stufe S-IC von etwa 150 sec, dabei wird eine Höhe von 65 km erreicht und eine Brennschlußgeschwindigkeit von 8372 km/h . Dann erfolgt die Abtrennung der Stufe S-IC und die Zündung der fünf J-2-Motoren der Stufe S-II.

Kurz nach der Zündung dieser Stufe wird der Rettungsturm abgesprengt. Der Antrieb der Zweitstufe S-II trägt das Raumfahrzeug auf eine Höhe von etwa 185 km und beschleunigt sie auf die Geschwindigkeit von $23\,350 \text{ km/h}$. Der Brennschluß der Zweitstufe erfolgt etwa 9 min. nach dem Abheben. Die Stufe wird abtrennt, und das einzelne J-2-Triebwerk der dritten Stufe S-IVB wird gezündet.

Der Antrieb der S-IVB dient zu einem Teil dafür, die Kombination S-IVB/Apollo in eine Erdumlaufbahn zu befördern. In der Höhe von 185 km und bei einer Geschwindigkeit von $26\,565 \text{ km/h}$ wird das Triebwerk abgeschaltet.

Nach dem Einflug der Drittstufe und des Apollo-Raumschiffs in die Satellitenbahn müssen eine genaue Bahnberechnung erfolgen und sowohl der Zeitpunkt als auch die Koordinaten für den Übergang von der Erdumlaufbahn in die Mondflugbahn festgelegt werden.

Die Kombination verbleibt für etwa einen halben Erdumlauf in der Satellitenbahn, während (vom Boden aus) noch Checkouts der S-IVB und des Apollo-Flugkörpers stattfinden, um ihre vollständige Einsatzbereitschaft für den Mondflug festzustellen.

Am vorberechneten Punkt und zur vorberechneten Zeit wird die S-IVB nochmals gezündet, um das Raumfahrzeug für die Einlenkung in die Mondflugbahn auf eine Geschwindigkeit von 40 250 km/h zu beschleunigen.

Nach Einflug des Raumschiffes in die vorbestimmte Bahn und Abtrennung der S-IVB und der Instrumenten-Einheit (IU) vom Apollo-Raumschiff sind die Startoperationen abgeschlossen.

Schluß

Die erfolgreiche Durchführung einer bemannten Mondlandung stellt einen bedeutenden Meilenstein auf dem jetzt eingeschlagenen Weg zur weiteren Entwicklung unserer Fähigkeiten für den bemannten Raumflug dar. Weitere Höhepunkte werden in gleichem Maße folgen, wie es der Mensch lernt, im Raum zu leben und zu arbeiten und sich neue Ziele zu setzen, die noch vor einigen Jahren nur ein Traum waren. Wie der Mensch sich dafür einsetzt, diese Ziele zu erreichen, so werden sich sicher auch seine Anstrengungen in den Möglichkeiten äußern, die Bedürfnisse künftiger Generationen zufriedenzustellen.

Übersetzung: WILHELM HEMPEL

Anmerkungen:

Die Terminangaben stammen vom Herbst des Jahres 1964. Die genannten Festlegungen sind sicher noch älteren Datums und entsprechen vermutlich nicht dem gegenwärtig erreichten Stand.

Abkürzungen in Heft 2/1965 = I/56-62, Abkürzungen in diesem Heft = II-188.

CM	- Bauelement des Apollo-Flugkörpers für den Aufenthalt der Astronauten während des Mondfluges (I/60).
F-1	- Raketennotor der Grundstufe (I/59).
GN ₂	- Gasförmiger Stickstoff als Hilfstreibstoff (II/4).
GSE	- Ground Support Equipment = Bodenhilfseinrichtungen (I/61 und II/10).
HBA	- der höhere Teil des Gebäudes für die Vertikalmontage (VAB) (I/57).
He	- gasförmiges Helium als Hilfstreibstoff.
IU	- Instrumenten-Einheit (Instrument Unit), Segment für die Lenk- und Kontrollinstrumentierung der Apollo/Saturn-V-Kombination bis zum Brennschluß der S-IVB (I/59).
J-2	- Antriebsmotoren der 2. und 3. Stufe (I/59).
KSC	- John F. Kennedy Space Center/NASA (I/58).
L	- Launch (im Zeitprogramm: Tage vor dem Start) (II/10).
LBA	- der niedrigere Teil des Gebäudes für die Vertikalmontage (VAB) - (I/57).
LCC	- Launch Control Center - Startkontrollzentrum (I/61).
LCC	- Lunar Excursion Module - Mondlandekörper (I/59).
LEM	- Launch Escape System - Start-Rettungssystem (I/60).
LES	- Flüssigwasserstoff (I/59).
LH ₂	- Flüssigsauerstoff (I/58).
LOX	- Launch Umbilical Tower - Starthilfsturm (I/60).
LUT	- Merritt Island Launch Area - Startgebiet von Merritt Island.
MILA	- Manned Spacecraft Center/Houston/Texas. Verantwortlich für Apollo-Entwicklung (I/58).
MSC	- Marshall Space Flight Center/Huntsville, Ala. - Verantwortlich für Entwicklung des Trägerfahrzeuges (I/58).
MSFC	- Pad Terminal Connection Room - Verbindungsraum zum Startplatz (I/61).
PTCR	- Brennstoff auf Kerosin-Basis (I/58).
RP-1	- Grundstufe des Trägerfahrzeuges (I/58).
S-IC	- Zweitstufe des Trägers (I/59).
S-II	- Drittstufe des Trägers (I/59).
S-IVB	- Service Module - wesentliches Steuerelement des LEM - (I/60).
SM	- Startzeit der Kombination Apollo/Saturn-V.
T	

Anmerkung, S. 10/64:

Aeroline 50: Eine Brennstoffkomponente für Raketentreibstoffe, bestehend aus 50 Prozent (Gew.) Hydrazyn und 50 Prozent unsymm. Dimethylhydrazin. Wegen Lagerfähigkeit und guter Leistungscharakteristik zu einem Standardbrennstoff für die Oberstufen amerikanischer Raumraketen geworden.

Mariner 4 und Sonde 3, zwei Raumflugkörper mit astronomischer Aufgabenstellung

KARL-HEINZ NEUMANN

Sowohl die amerikanische Planetensonde „Mariner 4“ als auch die sowjetische Raumsonde „Sonde 3“ haben Ergebnisse geliefert, die für die Astronomen sensationell sind. Wir haben die ersten Nahaufnahmen des roten Nachbarplaneten erhalten, sowie ein nahezu lückenloses Bild der Rückseite unseres Erdrabanten. Die Qualität der Aufnahmen ist in beiden Fällen ausgezeichnet, es sind Bilder, von denen man vor zehn Jahren noch nicht zu träumen wagte.

Betrachten wir als erstes die Marsaufnahmen von Mariner 4, die Ende Juli 1965 veröffentlicht wurden. Etwas, was von keinem Wissenschaftler vorher vermutet wurde, zeigen die Bilder: Kraterlandschaften, wie wir sie von der Oberfläche des Mondes her kennen. Deutlich sind größere und kleinere Kratergebilde zu erkennen, es hat den Anschein, als ob ihre Ränder von Reif bedeckt sind. Bisher wurden die Aufhellungen so gedeutet; wir müssen natürlich die endgültige Auswertung abwarten, um über dieses Phänomen Aufklärung zu erhalten. Viele Jahrzehnte waren die von dem italienischen Astronomen Schiaparelli entdeckten Marskanäle Objekte des öffentlichen Interesses, doch seit längerer Zeit hegten die Astronomen Zweifel an der Realität derartiger Gebilde. Viele Hypothesen wurden aufgestellt, die diese visuell beobachtete Erscheinung als optische Täuschung zu erklären versuchten. Ein Gewirr dunkler Flächen wird vom Auge oft mit geometrischen Linien verbunden. So kann der Eindruck von einem den Mars überziehenden Netz sogenannter Kanäle entstehen. Der Verfasser hat den Mars seit 1956 mit Instrumenten verschiedener Öffnung, bis zu 300 mm, beobachtet, wobei niemals eine Spur der Marskanäle gefunden werden konnte. Bekanntlich lassen sich diese Kanäle auch auf keiner der bisher besten von der Erde aus aufgenommenen Marsaufnahmen nachweisen. Mariner 4 bestätigte diesen Befund. Die Marskanäle sind möglicherweise eine optische Täuschung und existieren vielleicht gar nicht auf der Oberfläche unseres Nachbarplaneten. Interessant ist nur, daß viele der von Schiaparelli gefundenen einzelnen Kanäle durch Beobachter ebenfalls gesehen wurden.

Die zulässige Vergrößerung in unseren geographischen Breiten, die 300fach selten erreicht und kaum übersteigt, läßt den Mars in günstigen Oppositionen im Instrument etwa so groß erscheinen wie den Vollmond mit bloßem Auge. Wir erkennen also nur die Grobstrukturen der Oberfläche, auf dem Mond nur die Mare und „Festlands-Gebiete“ ohne irgendwelche Details. Wir hatten also vom Mars bisher nur einen groben Überblick über die Verteilung der hellen und dunkleren Oberflächeneinheiten. Die Beschreibung der Farben ist ebenfalls meist sehr unterschiedlich. Der Verfasser konnte bisher auf dem Mars nur in den dunklen Gebieten keinesfalls grüne oder blaue Farbtonungen feststellen. Im Jahre 1956 wurden spezielle Farbbeobachtungen mit einem Spiegelteleskop von 250 mm Öffnung angestellt. Die dunkleren Gebiete des Mars erschienen im Gegensatz zu den gelblichen und rötlichen helleren Flächen auf der Marsoberfläche immer grau. Dieser Beobachtungsbefund kann natürlich genauso wenig wie die zahlreichen Beobachtungsergebnisse vieler Beobachter vergangener Zeiten als objektiv betrachtet werden.

Interessant dürfte es sein, bei der nächsten Marsopposition auch Versuche anzustellen, von bemannten Erdsatelliten aus Beobachtungen des Mars durch mitgeführte astronomische Instrumente auszuführen. Durch das Fehlen der atmosphärischen Störungen dürften fotografische Aufnahmen aus einer Satellitenbahn bedeutend mehr Einzelheiten der Oberfläche zeigen, als es von der Erde her möglich ist. Die Aufnahmen von Mariner 4 bilden nur einen sehr schmalen Streifen der Marsoberfläche ab, zwar sehr detailliert, aber der Gesamtüberblick über die Einzelheiten der Marsoberfläche fehlt noch. Hier könnten bemannte Beobachtungssatelliten eine Lücke schließen.

Insgesamt sind 21 Aufnahmen durch die Sonde Mariner 4 gemacht worden, die auf Band gespeichert wurden. Nach dem Passieren des Mars wurden die einzelnen Bilder in langsamer Folge zur Erde übertragen. Die Übertragungszeit pro Bild betrug 8,5 Stunden. Zwischen jedem Bild wurden Meßwerte über die Funktion der einzelnen Systeme der Raumsonde übertragen.

Die Feststellung der Krater dürfte kosmogonisch sehr interessant sein. Es taucht hier die Frage auf, ob der Erdmond und der Planet Mars, die sich zumindest dimensionsmäßig ähneln, nicht kosmogonisch einen ähnlichen Entwicklungsprozeß durchgemacht haben. Auch die Frage, ob der Mond gemeinsam mit der Erde als Doppelplanet entstanden ist, oder ob er ein von der Erde eingefangener selbständiger Planet gewesen ist, wird wieder aktuell.

Sehr wesentlich sind auch die Meßwerte, die durch zusätzlich in Sonde Mariner 4 installierte Geräte gewonnen wurden. Das Magnetometer zeigte bei der Annäherung an den Mars keine Zunahme der magnetischen Feldstärke, was die Annahme zuläßt, daß der Mars ein im Ver-

gleich zur Erde bedeutend geringeres Magnetfeld besitzt. Diese Feststellung ist vor allem deshalb bedeutungsvoll, da bisher angenommen wurde, daß das Magnetfeld eines Himmelskörpers im wesentlichen mit seiner Rotationszeit zusammenhängt, d. h. je länger die Rotationszeit, desto schwächer das Magnetfeld. Die Magnetfeldmessungen beim Mond durch Lunik 1 und 2 sowie bei der Venus durch Mariner 2 schienen das zu bestätigen. Mars besitzt allerdings eine Rotationszeit, welche die der Erde nur um eine halbe Stunde übertrifft.

Die Meßergebnisse der anderen Instrumente bestätigten im wesentlichen die bisher durch die astronomische Forschung gebrachten Erkenntnisse. Die Dichte der Marsatmosphäre in der Nähe der Oberfläche des Planeten liegt nur zwischen einem Zehntel und einem Hundertstel der irdischen Luftdichte. Das sind die bisher veröffentlichten Ergebnisse von dem sogenannten „Mars-Bedeckungsexperiment“. Von der Erde aus gesehen, ist die Sonde Mariner 4 hinter dem Mars vorbeigeflogen. Aus der Veränderung der Funksignale kurz vor dem Verschwinden hinter der Marsscheibe und kurz nach dem Wiederauftauchen hatte man diese atmosphärischen Untersuchungsergebnisse abgeleitet.

Bezüglich der chemischen Zusammensetzung der Mars-Atmosphäre kam man zu Ergebnissen, die den bisher von der Erde her gemachten spektroskopischen Untersuchungen entsprechen. Den Hauptbestandteil der Marsatmosphäre bildet Stickstoff mit einem sehr hohen Gehalt an Kohlendioxyd. Sauerstoff konnte überhaupt nicht nachgewiesen werden.

Nach den bisherigen Veröffentlichungen ist es nicht möglich, aus den erhaltenen Ergebnissen Rückschlüsse darauf zu ziehen, ob auf der Marsoberfläche Leben in Form niederer Pflanzenarten vorhanden ist oder nicht.

Am 18. Juli 1965 hatte die Sowjetunion von einem Trägersatelliten aus wiederum eine Raumsonde gestartet. In den anfänglichen Veröffentlichungen über diese Sonde hieß es, daß sie der weiteren Untersuchung des interplanetaren Raumes sowie der Vervollkommnung der Systeme von Planetensonden diene. Nach dem Start wurde lediglich eine Position der Sonde angegeben, die darauf hindeutete, daß sie sich in einer Planetenbahn befindet, die in das Gebiet zwischen Erd- und Venusbahn führt.

Am 14. August 1965 meldete die Nachrichtenagentur TASS überraschend, daß mit Hilfe von Sonde 3 am 20. Juli 1965 die Mondrückseite fotografiert worden sei und diese Bilder am 29. Juli 1965 aus einer Entfernung von über 2,2 Millionen Kilometer zur Erde übertragen worden sind. Damit ist fast das ganze auf den früheren Aufnahmen der Rückseite des Mondes, die im Oktober 1959 gemacht worden waren, nicht abgebildete Gebiet fotografiert worden.

In diesem Fall muß die Sonde den Mond, von der Erde aus gesehen, links passiert haben. Am 20. Juli 1965 hatten wir eine Mondphase einen Tag vor dem letzten Viertel. Der Mond befand sich also noch nicht in der Bewegungsrichtung der Erde in ihrer Planetenbahn. Daraus wurde sofort deutlich, daß die Planetenbahn, die die Sonde erreicht hatte, nicht in den Raum zwischen Venus- und Erdbahn, sondern in den Raum zwischen Erd- und Marsbahn führt. Später wurde das auch offiziell mitgeteilt. Die Sonde wird in ihrer Planetenbahn im sonnenfernsten Teil die Marsbahn berühren. Dabei wird sie selbstverständlich nicht in die Nähe unseres Nachbarplaneten gelangen, da zu dem gewählten Startzeitpunkt ein Flug, der in die Nähe des Mars führt, nicht möglich war.

Eine der Hauptaufgaben dieser Sonde war die Fotografie der Mondrückseite. Die Aufnahmen begannen am 20. Juli 1965 um 4^h24^m Moskauer Zeit. Die Sonde war zu dieser Zeit 11 600 km von der Oberfläche des Mondes entfernt. Das Gesichtsfeld der Sonde überdeckte zu diesem Zeitpunkt etwa von der Schattengrenze an den sichtbaren Teil und reichte auf der Rückseite bis fast an die Grenze des von Lunik 3 fotografierten Gebietes. Man hatte damit, indem man zahlreiche Details der Vorderseite mit aufnahm, exakt die Möglichkeit, die Koordinaten der Gebilde der Mondrückseite auf den Aufnahmen festzustellen. Im weiteren Flugverlauf verringerte sich der Abstand der Sonde von der Mondoberfläche. Die Aufnahmen dauerten bis 5^h32^m Moskauer Zeit. Zu diesem Zeitpunkt betrug der Abstand der Sonde 10 000 km von der Mondoberfläche. Während dieser Aufnahmen hat die Verbindungslinie Sonde - Mondoberfläche 60 Längengrade und 12 Breitengrade auf dem Mond überstrichen. Am Ende der Aufnahmen reichte das Gesichtsfeld vom äußersten Rand der sichtbaren Mondscheibe bis über die Schattengrenze auf der Rückseite hinaus.

Die Aufnahmen wurden im violetten bzw. ultravioletten Teil des Spektrums gemacht, etwa zwischen dem Wellenlängenbereich 3500 und 2500 Å. Ferner war die Sonde mit zwei Spektralfotometern ausgerüstet, mit denen die Reflexionsmöglichkeit des Mondbodens bestimmt werden konnte. Eines dieser Fotometer arbeitete im Ultravioletten, im Wellenlängenbereich von 2700 bis 1900 Å. Das zweite Fotometer führte gleichzeitig Messungen im Infraroten, bei den Wellenlängen von 4 bis 3 Mikron aus. Wie schon angedeutet, ist der Winkel, unter dem auch diese Messungen ausgeführt wurden, während des Vorbeifluges verschieden. Damit ergibt sich die Möglichkeit, die Winkelabhängigkeit der vom Mond reflektierten Strahlung zu bestimmen.

Während der 68 Minuten wurden insgesamt 25 Aufnahmen gemacht. Die Kamera hatte ein Objektiv mit einer Brennweite von 10,64 cm bei einem Öffnungsverhältnis von 1:8. Die Belichtungszeiten betrugen 1/100 und 1/300 Sekunde. Die Aufnahmen wurden auf einem Spezialfilm von 25 mm Breite gemacht.

Von der Erde aus hatte die Station nur den Befehl zum Beginn des Fotografierens erhalten. Der Film wurde automatisch entwickelt und gelangte dann in das Übertragungssystem der Sonde, das die Bilder nach dem Prinzip der Fernsehaufnahmen zur Erde übertrug. Hierbei ist ein System mit einer außerordentlich hohen Auflösung verwendet worden. Das Bild wurde in 1100 Zeilen zu je 860 Bildpunkten aufgelöst. (Zum Vergleich dazu sei angeführt, daß das gewöhnliche Fernsehen mit 625 Zeilen pro Bild arbeitet.) Da die Anlage für eine Bildübertragung aus Entfernungen von Hunderten von Millionen Kilometern eingerichtet worden war, dauerte die Übertragung eines einzelnen Bildes 34 Minuten.

Die Bildübertragung zur Erde begann am 29. Juli 1965. Man hatte mit der Übertragung so lange gewartet, um sicher zu gehen, daß die Parabolantenne der Sonde 3 exakt nach der Erde ausgerichtet ist. Am 29. Juli hatten, von der Sonde aus gesehen, Erde und Mond den größten Winkelabstand. Man wollte vermeiden, daß die lichtelektrischen Sensoren, die die Ausrichtung der Parabolantenne nach der Erde besorgen, durch das Mondlicht "irritiert" werden.

Das neuartige Foto- und Fernsehsystem der Sonde ist für den Betrieb während eines lange dauernden Raumfluges entwickelt worden. Besondere Schutzmaßnahmen (Abschirmung) sorgen dafür, daß der Film durch die interstellare kosmische Strahlung sowie durch die solare kosmische Strahlung keinerlei Schäden erleiden kann.

Die Zeilenzahl, und damit auch die Übertragungsdauer, kann durch Funkbefehle von der Erde geändert werden. Damit ist natürlich eine Änderung der Bildschärfe bzw. des Auflösungsvermögens verbunden. Die von Sonde 3 gewonnenen Mondaufnahmen können auch in einer Folge von 2,5 Minuten zur Erde übertragen werden.

Bei diesem Raumflugunternehmen geht es vor allem darum, neben den genannten Messungen und Fotoaufnahmen der Mondrückseite experimentell die Möglichkeiten der Bildübertragung auch aus größeren Entfernungen von der Erde zu erproben. Die Aufnahmen der Mondrückseite werden auch weiterhin von der Sonde 3 zur Erde übertragen. Die Entfernung nimmt ständig zu, man kann also überprüfen, ob mit zunehmender Entfernung von der Erde die Qualität der Bilder nachläßt. Eine derartige Erprobung des Bildübertragungssystems ist natürlich nur dann möglich, wenn fotografische Aufnahmen vorliegen, die aus verschiedenen Entfernungen zur Erde gefunkt werden können. Man erkennt also, daß man hier ein wissenschaftliches Unternehmen, die Aufnahme der bisher unbekannten Mondrückseite, mit einem Test einer Apparatur verbunden hat und somit bei der Festlegung der Aufgabenstellung wiederum, wie bei vielen vorangegangenen Unternehmungen, mit einem Minimum an Aufwand ein Maximum an Ergebnissen erzielt hat.

Die Bilder der Mondrückseite zeigen unwahrscheinlich viele Details, was vor allem dadurch begründet ist, daß die Schattengrenze ungefähr in dem Gebiet verlief, das der Grenze der von Lunik 3 am 7. Oktober 1959 gemachten Aufnahmen entspricht. Während der Aufnahmen stand die Sonne im Zenit über dem Nordrand des Kraters Riechli. Dadurch waren die Details der unbekannten Rückseite schräg beleuchtet, was die Einzelheiten der dort vorherrschenden Mondformationen deutlich hervortreten ließ. Das Mare Orientale, das östliche Meer, das bei günstigen Verhältnissen nur am äußersten Ostrand des Mondes von der Erde aus zu erkennen ist, wird auf diesen Aufnahmen in seiner wahren Gestalt sichtbar: von der Erde aus ist nur der Rand dieses Meeres zu sehen. Südlich des Mare Orientale liegen zwei bisher unbekannte Mare-Gebilde, die durch zwei Gebirgszüge getrennt sind. Auch das Mare Orientale ist von zwei Gebirgszügen umgeben. Interessant ist der Vergleich des Mare Orientale mit dem Mare Crisium auf der sichtbaren Halbkugel des Mondes, das ihm fast diametral gegenüber liegt. Beide Mare sind von Gebirgszügen eingeschlossen, beide haben ovale Form. Zwischen den Gebirgszügen liegen kleine ovale Mare-Gebilde, an beide Mare grenzen sehr helle "Kontinentengebiete" an.

Die bisher bekannten Details der Oberflächenbeschaffenheit des Mondes auf der von der Erde abgewandten Seite lassen einen Vergleich mit der Vorderseite zu. Schon die Aufnahmen von Lunik 3 zeigten, daß auf der erdabgewandten Seite des natürlichen Trabanten die "Festlandsgebiete" gegenüber den Mare überwiegen. Auf diesen Aufnahmen ist nur ein relativ kleines dunkles Gebiet, das die Bezeichnung "Mare Moskwa" erhielt, festgestellt worden. Den größten Teil der Oberfläche nahmen helle Gebiete ein, die von Kratern und Gebirgszügen bedeckt sind. Das gleiche Bild zeigt sich auf dem jetzt aufgenommenen Teil der Mondrückseite. Auch hier dominieren helle, von Kratern übersäte Oberflächendetails. Auf der bisher veröffentlichten Fotos, die die äquatorialen Gebiete bis nahe dem Mondnordpol zeigen, ist außer den schon beschriebenen Mare kein weiteres dunkles Gebiet zu erkennen. Man kann sich also jetzt ein Bild über die Verteilung der Mare und hellen Gebiete der Mondoberfläche machen. Während die Nordhalbkugel der Erde zugewandten Seite des Mondes im wesentlichen von Mare bedeckt wird, ist auf der der Erde abgewandten Seite ein riesiges Festlandsgebiet festzustellen, das in seinen Ausmaßen das Festland auf der Südhalbkugel der erdzugewandten Seite weit übertrifft. Auf diesem ausgedehnten "Kontinentengebiet" findet man außerdem ausgedehnte "Senken", die allerdings ebenfalls von größeren und kleineren Kratern übersät sind. Diese Gebiete erinnern an die Umgebung des Kraters De-Landre auf der sichtbaren Mondhälfte. Die auf den Fotos entdeckten Senken haben Ausdehnungen von 200 bis 500 km und besitzen nicht die für Mare charakteristische dunkle Färbung.

Besonders auffallend ist der Reichtum an Kratern auf jenen Bildern, die durch Sonde 3 gewonnen worden sind. Auf einer Fläche von nur $5 \cdot 10^6 \text{ km}^2$ z. B., kann man vier Krater mit Durchmessern von mehr als 200 km finden, rund 20 Krater mit Durchmessern von 100 bis 200 km, etwa 60 Krater mit je 50 bis 100 km Durchmesser, etwa 100 Krater mit Durchmessern von 20 bis 50 km, und über 400 Krater mit je 10 bis 20 km Durchmesser. Bei zahlreichen Kratern finden wir den typischen Zentralberg, auch Krater mit einem hellen Strahlensystem – wie auf der Vorderseite Tycho, Kopernikus, Kepler u. a. –, sind auf den Aufnahmen zu erkennen.

Als Besonderheit gegenüber der sichtbaren Halbkugel des Mondes fand man Ketten von Kratern mit beträchtlichen Durchmessern. Auf der Vorderseite kennt man nur Ketten relativ kleiner Krater, z. B. in der Nähe von Kopernikus. Nach den Aufnahmen der amerikanischen Sonden der „Ranger-Serie“ sollen auch die hellen Strahlen Ketten von kleinsten Kratern darstellen. Auf der Rückseite erstrecken sich die Kraterketten über Hunderte von Kilometern und scheinen vor allem vom Mare Orientale auszugehen.

Aus den bisherigen Auswertungen der Aufnahmen der Mondrückseite, die mit Sonde 3 gewonnen wurden, konnte die Schlußfolgerung gezogen werden, daß die Rückseite des Mondes in bedeutend stärkerem Maße von Kratern bedeckt ist, als die der Erde zugewandte Seite. Auch scheint die Kraterdichte hier größer zu sein. Auch auf der Erde finden wir eine ähnliche Asymmetrie in der Oberflächenstruktur; der Stille Ozean nimmt fast 50 Prozent der gesamten Wasserfläche der Erde ein und liegt auf der westlichen Halbkugel.

Zur Zeit werden die Ergebnisse der Fotoaufnahmen der Sonde 3 sowie die spektralfotometrischen Messungen noch ausgewertet. Wir dürfen mit Interesse die endgültigen Ergebnisse erwarten. Eine staatliche Kommission in der Sowjetunion hat die Aufgabe übernommen, einen vorläufigen Katalog der auf den Aufnahmen entdeckten Details zusammenzustellen und den markantesten Gebilden Namen zu geben.

Die Fotografie der bisher unbekannten Rückseite des Mondes, ein sehr unbedeutender Teil der Rückseite ist noch nicht kartografisch erfaßt, und die Übertragung der Bilder zur Erde war nur eine der Hauptaufgaben der Sonde 3. Außer den schon erwähnten Testaufgaben, der weiteren ständigen Übertragung der auf dem Film vorhandenen 25 Mondbilder, gehört auch die Übertragung von Meßwerten der physikalischen Verhältnisse im interplanetaren Raum dazu. Dabei werden das interplanetare Magnetfeld, die solare kosmische Strahlung, die primäre kosmische Strahlung, die Dichte und Energie von Mikrometeoriten sowie das interplanetare Gas und der sogenannte „Sonnenwind“ untersucht. Diese Forschungsaufgaben machen deutlich, daß Sonde 3 außerdem einen Beitrag der Sowjetunion zum „Internationalen Jahr der ruhigen Sonne“ darstellt.

Allen Lesern unserer Zeitschrift,

den Mitgliedern des Fachausschusses Astronomie der Zentralen Kommission Natur und Heimat des Präsidialrates des Deutschen Kulturbundes, den Mitgliedern der Bezirksfachausschüsse und Fachgruppen

**sowie allen Mitgliedern der Deutschen Astronautischen Gesellschaft
ein glückliches und erfolgreiches Jahr 1966!**

gez. Dr. Erik Hühns

**Vorsitzender der Zentralen Kommission
Natur und Heimat des Präsidialrates
des Deutschen Kulturbundes**

gez. Herbert Pfaffe

**Vorsitzender des Zentralen Fachausschusses Astronomie
Wissenschaftlicher Sekretär der DAG**

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

Von der Zeitschrift „Astronomische Rundschau“ ist der Jahrgang 1962 (6 Hefte) noch vollständig zu beziehen. Preis 6 MDN. Dieser Jahrgang enthält u. a. folgende Beiträge:

Erste wissenschaftliche Ergebnisse der Wostok II – Die alte Pekinger Sternwarte – Die Astronomie im alten China – Berichte über Erdsatelliten und kosmische Sonden – Der erste Raumflug eines Amerikaners – Der zweite Raumflug eines Amerikaners – Vor neuen benannten Raumflügen der Sowjetunion – Satelliten- und Raumfahrkalender – Aufruf zur Mitarbeit an der Sonnenbeobachtung – Gedanken zur „Mondgeologie“ – Vor neuen Erfolgen im Weltraum – Astronomischer Aberglaube vor 200 Jahren – Kurzberichte über Ergebnisse der astronomischen Forschung – Warum landete Kosmos IV? – Prenzlau erhielt eine Volksternwarte – Betrachtungen zum Problem Navigationssatelliten – Die Zeitdehnung im Weltraumschiff – Neue Berichte über kosmische Raketen und Erdsatelliten (17. 9. bis 22. 12. 1961) – Theorie und Praxis des kosmischen Gruppenfluges – „Mars 1“ erschließt neue Wege – Über Licht, Dopplereffekt und Rotverschiebung – Die Sonnenenergie im Dienste des Menschen – Der dritte amerikanische Weltraumflug – Ein japanischer Satellitenplan – Der erste britische Satellit „Ariel“ (U. K. 1) – Plasma-Physik, Faser-Optik und LASER-Strahlung, drei bedeutende Gebiete der neuen Technik – Sputniks helfen Welträtsel lösen – Sonnenbeobachtungen in Polen – Steine, die vom Himmel fallen – Medizinische Daten der ersten beiden bemannten Raumflüge – Startflugzeug für Raumflugkörper – Radarbeobachtungen der Venus und die Bestimmung der astronomischen Einheit.

Von der Zeitschrift „Astronomie und Raumfahrt“ sind die beiden ersten Jahrgänge (1963 und 1964 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 Jupitermondderfinsternissen 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 Kosmotechnik – Die Steuerung von Raumflugkörpern.

Der Jahrgang 1964 enthält u. a. folgende Beiträge: Die Zuverlässigkeit vom 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.

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

h3 31052

Heinrich

Maximilianstr. 10

5/B