



Astronomie und Raumfahrt

1966 **1**

Inhalt:

Eurospace · Prof. Dr. jur. habil. Gerhard Reintanz	1
Historisches Kabinett · Horst Hoffmann	3
Mondflugprobleme	6
Begriffe aus der Astronautik	8

Mitteilungen des Zentralen Fachausschusses Astronomie

Arbeitsplan-Entwurf 1966	9
Beobachtungswettbewerb	9
Die Sterne haben es ihm angetan	10

Amateure beobachten und berichten

Die Sonnenfleckentätigkeit im Jahre 1965	12
Geburstag am Fernrohr	13
Luna 9 auf der Spur	13

Mitteilungen der Deutschen Astronautischen Gesellschaft

Probleme des Raumfluges im Erde-Mond-Bereich · Dr. Erhard Hantzschke	14
Wostok- und Woßhod-Fotos	16

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 1966 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

Im internationalen Luftverkehr gibt es zwei bedeutsame Organisationen, die sich von verschiedenen Seiten und unter andersartigen Aspekten mit den Problemen des grenzüberschreitenden Luftverkehrs beschäftigen und dabei mehr oder weniger eng zusammenarbeiten: einmal die zwischenstaatliche „Internationale Zivilluftfahrt-Organisation“ (International Civil Aviation Organisation, ICAO) mit 105 Staaten als Mitgliedern und zum anderen die „Internationale Lufttransport-Assoziation“ (International Air Transport Association, IATA), die etwa 95 bedeutende Luftverkehrsgesellschaften zu ihren Mitgliedern zählt und deren Interessen im internationalen Maßstab zur Geltung bringt.

In der Raumfahrt scheint sich eine ähnliche doppelgleisige Entwicklung anzubahnen. Neben den zwischenstaatlichen, auf völkerrechtlichen Verträgen beruhenden Weltraum-Organisationen ELDO und ESRO¹ sowie der neugeschaffenen Organisation von annähernd 50 Postverwaltungen für die Nachrichtenübermittlung durch das amerikanische Fernmelde-Satellitensystem² besteht ein privater internationaler Zusammenschluß der an der Raumfahrt interessierten Industrie der kapitalistischen Staaten Europas, die sogenannte „EUROSPACE“. Von ihr soll nachstehend die Rede sein; als Material wurden Publikationen von EUROSPACE, Pressenotizen sowie die Mitteilungen von Henrici auf dem V. Europäischen Raumfahrtkongress am 22. Juli 1965 in München verwendet.

Die Gründung dieses Interessentenverbandes geht auf das Jahr 1960 zurück, als Großbritannien erkennen mußte, daß es nicht in der Lage ist, sein Raketen- und Raumfahrtprogramm aus eigener Kraft zu verwirklichen und sich nach finanzieller und wissenschaftlich-technischer Mithilfe umzusehen gezwungen war. Die britische Regierung konnte in den folgenden Jahren durch die Schaffung von ELDO und ESRO einiges von ihrem Programm retten. Zur gleichen Zeit bemühte sich, ob aus eigener Initiative oder auf Veranlassung der Regierung sei dahingestellt – die auf dem Gebiet der Luftfahrt, der Raketentechnik und der Raumfahrt führende britische Hawker-Siddely-Gruppe (Hawker-Siddely Aviation Ltd. und Hawker-Siddely Industries Ltd.) mit der französischen SEREB (Société pour l'Etude et la Réalisation d'Engins Balistiques) in Kontakt zu kommen und ein gemeinsames Forschungs- und Fertigungsprogramm zu erarbeiten.

Es zeigte sich jedoch bald, daß es zweckmäßig sein würde, eine breitere Basis zu schaffen. Beide Firmen veröffentlichten ein Memorandum, das sowohl technische Vorschläge als auch wirtschaftliche Möglichkeiten für eine Betätigung Westeuropas auf dem Gebiet der Raketentechnik und Weltraumforschung enthielt. Das Memorandum fand bei den maßgebenden Wirtschafts- und Finanzkreisen Westeuropas eine günstige Aufnahme; sie sahen in einem gemeinsamen integrierten Vorgehen größere Chancen als in einem zersplitterten nationalen Vorgehen und witterten das größere Geschäft.

Im September 1961 wurde „EUROSPACE“ in Paris gegründet. Ziel und Zweck dieser Organisation soll nach der Satzung sein:

„Der EUROSPACE“ – Europäische Industriegruppe für Raumfahrtstudien – genannte internationale Verband hat sich zum Ziel gesetzt, eine Entfaltung der Aktivität auf dem Raumfahrtgebiet in Westeuropa zu fördern. Ferner hat er das Studium technischer, wirtschaftlicher und juristischer Probleme auf europäischer und internationaler Ebene zum

¹ Vgl. ELDO und ESRO, in: *Astronomie und Raumfahrt*, Nr. 4/1964.

² Vgl. Rechtsgrundlagen des amerikanischen Nachrichten-Satelliten-Systems, in: *Astronomie und Raumfahrt*, Nr. 3/1965.

Gegenstand, die sich der Industrie bei der Nutzbarmachung und Erschließung des Welt-
raumes bieten sowie aller damit zusammenhängenden Fragen.“

Mitte 1965 zählte EUROSPACE 138 Mitglieder aus zwölf europäischen und 15 Mitglieder
aus außereuropäischen Staaten. Mitglieder sind Firmen und Verbände der Raumfahrtindustrie
im weitesten Sinne, die überwiegend aus den Fachrichtungen Flugzeugbau, Elektronik,
Chemie, Nachrichtenmittel, Feinmechanik und Optik sowie Maschinenbau kommen. Der
Mitgliederbestand setzt sich zusammen aus

Frankreich mit 48 Firmen, darunter z. B. Flugzeugbau Dassault, Nordaviation, Flugzeug-
bau Breguet, SEREB, Schneider et Cie, Flugzeugbau Potez-Fouga, Südaviation;

Westdeutschland mit 28 Firmen, darunter z. B. Bölkow-Entwicklungen, Dynamit Nobel-
AG, Hamburger Flugzeugbau-GmbH, Heinkel-Flugzeugbau-GmbH, Rheinmetall-GmbH,
Telefunken-GmbH;

Großbritannien mit 21 Firmen, darunter z. B. Bristol Aircraft Ltd., Dunlop-Gummi,
Hawker-Siddely-Gruppe, Marconi's Wireless Telegraph Co;

Italien mit 11 Firmen, darunter z. B. der Fiat-Fahrzeugkonzern und Montecatini-Montan-
und Chemiekonzern.

Ferner sind vertreten Belgien mit elf, Schweiz mit sieben, Niederlande (u. a. Fokker-Flug-
zeugwerke und Philipps-Konzern) mit vier, Schweden mit zwei und Dänemark, Norwegen
(Waffenfabrik Kongsberg), Österreich und Spanien mit je einer Firma.

Die Firmen der außereuropäischen Raumfahrtindustrie sowie Banken und Versicherungs-
gesellschaften werden als korrespondierende Mitglieder geführt. In dieser Kategorie finden
wir u. a. die amerikanischen Gesellschaften der Luft- und Raumfahrtindustrie Boeing Inter-
national Corporation, Douglas Aircraft Co. und Lockheed Missiles and Space Co., ferner
General Electric Co. sowie von den europäischen Banken die Banque Commerciale de Paris,
den Crédit Lyonnais Paris, die Barclays Bank Ltd. London u. a.

Die europäischen Mitglieder stellen ein bedeutendes Wirtschaftspotential dar; ihr Jahres-
umsatz beträgt etwa 80 Milliarden Westmark.

Im Organisationsaufbau von EUROSPACE stellt zwar die alljährlich tagende Mitglieder-
versammlung das höchste Organ dar, aber der von der Mitgliederversammlung gewählte
Verwaltungsrat legt die Richtlinien der Verbandspolitik fest und leitet die operative Arbeit
mittels eines Sekretariats und einiger Fachausschüsse und Komitees. Der erste Verwaltungsrat
setzte sich aus fünf Briten, drei Franzosen, drei Westdeutschen und je einem Belgier, Nieder-
länder und Schweizer zusammen. EUROSPACE hat seinen Verwaltungssitz in Paris.

Das Hauptaufgabengebiet besteht darin, technische Studien auszuarbeiten und sie an die
Regierungen bzw. zuständigen Behörden heranzutragen. Durch eine entsprechende Öffent-
lichkeitsarbeit (Public Relations) soll ein der Raumfahrtentwicklung günstiges Klima ge-
schaffen werden, das wieder auf die Behörden und Regierungen zurückwirken und diese
ausgabenfreudiger stimmen soll. Das Hauptargument ist, daß die kapitalistischen Staaten
Europas im Verhältnis zu den USA zu wenig von ihrem Bruttosozialprodukt für die Raumfahrt
abzweigen. Die EUROSPACE-Vorschläge für ein westeuropäisches Raumfahrtprogramm
sehen für 1966 Ausgaben in Höhe von rd. 180 Millionen Dollar vor; sie sollen bis 1976 auf
jährlich 560 Millionen Dollar ansteigen.

Die wichtigsten technischen Studienprojekte betreffen Nachrichtensatelliten und Raum-
transporter. Einem besonderen Nachrichtensatelliten-Komitee obliegt es zu prüfen, wie dieser
Spezialsektor der Raumfahrt intensiviert werden kann und wie weit Westeuropa in der Lage
ist, hierzu einen eigenen nennenswerten Beitrag zu leisten.

In den „Vorschlägen für ein europäisches Raumfahrtprogramm“ von 1963 nahm das Nach-
richtensatelliten-Programm einen breiten Raum ein. Die Amerikaner kamen jedoch auf
diesem Gebiet EUROSPACE zuvor. Jetzt konzentriert EUROSPACE seine Aufmerksamkeit

auf Studien zu Fernsehsatelliten mit eigener hoher Sendeleistung, die direkt in die privaten Empfangsgeräte senden können, so daß sich die Zwischenschaltung von Bodenstationen als Relais erübrigt.

Dem Raumtransporter-Problem widmet sich ebenfalls ein besonderes Experten-Komitee; es geht darum, einen Flugkörper zu entwickeln, der Nutzlasten auf Erdumlaufbahnen befördert, dabei vielleicht ein Annäherungs-(Rendezvous-)Manöver durchführt, zur Erde zurückkehrt, dort sicher landet und in der Lage ist, nach Überholung und Ausrüstung erneut in den Weltraum zu starten. Mit diesem Problem befassen sich bereits die o. a. „Vorschläge“ von 1963 sowie ein „Raumtransporter-Bericht“, den EUROSPACE 1964 veröffentlichte.

Auf juristischem Gebiet beschäftigt sich EUROSPACE zunächst mit Fragen des Patentrechts und bezog jetzt auch Vertrags- und Haftungsfragen in sein Arbeitsprogramm mit ein.

Es liegt auf der Hand, daß EUROSPACE Kontakte zu anderen raumfahrttreibenden Organisationen und Institutionen der kapitalistischen Welt sucht und findet. Solche Verbindungen bestehen zu ELDO und ESRO.

Mit Vertretern der USA-Raumfahrtindustrie fanden Konferenzen in Rom 1964 und in Philadelphia 1965 statt, die 1966 durch Besprechungen in Europa fortgesetzt werden sollen; ein besonderes Gremium, der Gemeinschaftsausschuß, sorgt dafür, „daß sich die europäischen Raumfahrtbemühungen nicht isoliert entwickeln, sondern zum integrierten Bestandteil der Raumfahrtanstrengungen der gesamten freien Welt werden“ (Henrici).

Die an der Raumfahrtentwicklung interessierten Industriezweige in Westeuropa wollen verdienen. Solange sich die Raumfahrt noch nicht aus sich selbst tragen und Profite abwerfen kann, wie es sich jetzt beim amerikanischen Nachrichtensatelliten-System anbahnt, solange müssen die Staaten aus ihren Steuereinnahmen die Raumfahrt finanzieren.

EUROSPACE will die kapitalistischen Staaten Europas zu Raumfahrtausgaben animieren. ELDO, ESRO und die militärischen Raketenprogramme sind noch zu wenig. Darum besteht EUROSPACE, betreibt Öffentlichkeitsarbeit und fertigt Projektstudien an.

EUROSPACE demonstriert uns, wie im imperialistischen System Westeuropas bestimmte Konzerne in internationalem Rahmen zusammenwirken, um auf die staatliche Ausgabenpolitik Einfluß zu nehmen.

Historisches Kabinett

HORST HOFFMANN

Wir beabsichtigen, an dieser Stelle von Zeit zu Zeit über interessante Probleme aus der Geschichte der Raketentechnik und der Raumfahrt zu berichten. Vor allem sollen hier Dokumente, Fakten, Augenzeugenberichte und ähnliche Materialien veröffentlicht werden, die nicht allgemein bekannt sind.

Die älteste Sage vom Weltraumflug

Die älteste Sage vom Weltraumflug ist 2500 Jahre alt und stammt aus Ninive, der Hauptstadt des alten Assyrrreiches, einer der größten und berühmtesten Städte des Altertums. Die Archäologen stießen bei ihren Ausgrabungen in Ninive auf Tontafeln aus der steinernen Bibliothek des assyrischen Großkönigs Assurbanipal, der im 7. Jahrhundert v. u. Z. regierte.

Die Bücher berichten in Keilschrift von einem Raumflug, den der sumerische König Etam im Jahre 3200 v. d. Z. gemacht haben soll. Dort heißt es: „Er flog so hoch empor, daß ihm die Länder und Meere nicht größer als ein Laib Brot erschienen.“

Yoga-Kosmonauten

In der Sanskrit Beagavata aus dem Jahre 1500 v. u. Z. findet sich eine Anleitung, wie Yogis auf andere Himmelskörper gelangen können. Das alte Buch empfiehlt seinen Kosmonauten, sich durch Selbstüberwindung in einen Wachtraum zu versetzen, die Seele vom Körper zu lösen, um dann mit ihr in den Weltraum aufzusteigen.

Germanen-Kosmonauten

In der Edda gibt es ein Lied über Wieland den Schmied, Der kunstreiche Schmied Wölund wird vom König Nidud gefangen und zur Arbeit gezwungen. Damit er nicht entfliehen kann, werden ihm die Kniesehnen durchgeschnitten. Wölund jedoch rächt sich am König, schändet dessen Tochter und tötet dessen beide Söhne. Dann entflieht er mit einem geheimnisvollen Fahrzeug in das Weltall. Das Gedicht endet: Lachend Wölund - in die Luft sich hob - doch unfroh Nidud - ihm nachschaute.

Himmelfahrt Elias

Im Alten Testament gibt es eine Stelle, die über den Himmelszug des Propheten Elia berichtet: „Und da sie miteinander gingen und redeten, siehe, da kam ein feuriger Wagen mit feurigen Rossen, die schieden die beiden voneinander und Elia fuhr im Wetter gen Himmel.“

Ovid - Plutarch - Lukian

Das Altertum kennt sehr schöne Erzählungen über den Raumflug. Eine der ältesten findet sich bei dem römischen Dichter Ovid, der von 43 v. u. Z. bis 17 n. u. Z. lebte und in der Verbannung starb. In seinem in Versen abgefaßten Werk „Metamorphosen“ schildert er den Flug seines Helden Phaeon zur Sonne. Plutarch - 46 bis 120 - erlangte durch die Lebensbeschreibungen der Großen Griechenlands und Roms Weltruhm. Er verfaßte auch ein Buch „Über das Gesicht im Mond“. Dort spricht er die Vermutung aus, daß die dunklen Stellen der Mondoberfläche Landschaften, Berge und Täler ähnlich unseren irdischen sind.

Die schönsten und humorvollsten Erzählungen des Altertums über den Raumflug stammen aus der Feder des Griechen Lukian (120 bis 180) von der weinträchtigen Insel Samosates. Dieser Wanderredner, der das römische Weltreich durchzog, griff mit beißender Satire die Mängel seiner Zeit an. Im Jahre 160 erschienen von ihm gleich zwei Bücher über Weltraumreisen. Sie sind für lange Zeit die ersten und einzigen utopischen Romane über den Raumflug.

In „Ikaromennipus“, einer Anspielung auf Ikarus, den mythischen Sonnenflieger, und Mennipus, einen griechischen Philosophen und Schriftsteller, der um 280 v. u. Z. phantastische Geschichten über die Raumfahrt schrieb, läßt Lukian seinen Helden mit zwei Vogelschwingen ins Weltall fliegen. Das zweite Buch sind die „Wahren Geschichten“. Sie beschreiben, wie ein Schiff vom Sturm zum Mond verweht wird. Die Mondbewohner sprechen bei Lukian natürlich griechisch. Die irdische Schiffsbesatzung trifft nach ihrer Landung auch auf die Mondbewohner; deren König Endymion rüstet sich gerade zu einem Krieg gegen die Sonnenbewohner. Eine Riesenarmee wird aufgestellt. 60 Millionen Soldaten zu Fuß, 80000 Reiter auf dreiköpfigen Geiern, 20000 Kohlvogelreiter und z. b. V. eine Armee von Riesenspinnen und Tausende von Knoblauchwerfern.

47 Raketen - 47 Kulis - 1 Mandarin

Das Mittelalter kennt ebenfalls viele schöne Geschichten über den Raumflug. Eine chinesische Sage berichtet über den Himmelsflug des Mandarins Wan-Hu aus dem Jahre 1500. Der hohe Würdenträger ließ an seinem Thronessel 47 Raketen befestigen. Nachdem er Platz genommen hatte, mußten 47 Kulis gleichzeitig die 47 Raketen zünden. Die „Augenzeugen“ berichteten, daß daraufhin der Thron in den Himmel stieg und - nachdem sich der Rauch verzogen hatte - von dem Mandarin nichts mehr zu sehen war. Dieses chinesische Märchen bringt zum ersten Mal Raketen in einen Zusammenhang mit dem Raumflug.

Ein Jahrhundert später verfaßt der italienische Franziskanermönch und Philosoph Giordano Bruno eines der schönsten Gedichte des Mittelalters über die Raumfahrt - die „Reise durch

die Sonnenwelt“. Giordano Bruno weiß zwar nicht, mit welchem Flugkörper eine solche Reise unternommen werden kann, aber er ist davon überzeugt, daß es nur ein Flug sein kann, „... der mit Naturgesetzen rechnet.“

Reise durch die Sonnenwelt!

Aufschwinge Dich mit mir empor!
Zunächst zum Globus uns'res Mondes!
Wie ich des Geistes Fittich schlage,
So folge mir mit Deinen Sinnen!
– Empor denn! Aufwärts! Folge nur
Besorgnislos dem sich'ren Führer!
Denn nicht mit wachgefügten Schwingen
Trägt Dich mein Arm, und kein Menippus
Sucht Dich mit ungetreuem Zauber
Zu blenden; nicht zu fürchten hast Du
Den Fall des Icarus, des Lucius
Fatale Wandlung aus des Höhnens
Des Spötters aus Samosata!
Der Blick der Wahrheit und die Ordnung,
Die mit Naturgesetzen rechnet,
Ist Dein Begleiter, wird Dich sicher
Und unverzehrt durchs Weltall führen!

Has Du Verstand und bist nicht ganz beraubt
Des inn'ren Lichtes auf die Welt gekommen,
So will ich Dir von dort der Erde Anlitz,
Das leuchtende aus jenen Höhen zeigen;
Schau nieder, wie vom Strahlenglanz der Sonne
Der weite Ocean schier blendend schimmert!

Schon siehst Du, wie zu einer Meinen Kugel,
Was eben noch unübersehbar war,
– Des Erdballs Masse sich zusammenzieht;
Kannst Du noch unterschreiden Berg' und Wälder?
Noch See'n und Flüsse, Straßen oder Städte?

Nur dunkle Schatten zeichnen sich im Glanz' ab,
Nur hin und wieder trübt den blanken Spiegel
Des Oceans als Fleckchen – eine Insel!

Ist's denn die Erde noch? Ist's nicht der Mond?
Doch nein! Schau aufwärts, wo Dir Cynthia lüchelt!
Wie klein sie war, – nun weitet sich ihr Umfang,
Je mehr Du näher schwebst, zu größ'rem Kreise;
Ja, sie erfüllt Dir schon den Horizont.
Wo bleibt ihr jüngst so silberlichtes Scheinen,
Damit sie als des Himmels nächt'ge Lampe
Dir leuchtete? Schau! hier sind Berge, Wälder,
Hier Meere, Flüsse, und vielleicht gar Menschen,
Vierfüß'ge Tiere, Fische, Schlangen, Vögel!
Ist's wirklich denn der Mond und nicht die Erde?
Versuck's einmal mit jenen Eingebornen.
Durch Worte und Gebärden anzuknüpfen,
Kannst Du doch selbst nicht mehr von ihnen lernen,
Als sie mit allem Aufwand ihrer Sprache
Dich lehren könnten: Werden sie Dir glauben,
Wenn Du auf Deine Heimatwelt dort zeigst
Und sagst, der dunkle Fleck im Silber-Glanze
Sei vor Jahrhunderten nicht dort gewesen;
Er habe sich im Lauf der Zeit verschoben?

Denn Ceres und Neptun wechseln hienieden
Im Zeitenlauf erheblich oft die Grenzen,
Wie altererbte Überlieferung nachweist!
Die Grenzveränderung, die ein Jahrhundert
Kaum merklich oft dem Küstennachbar dünkt,
Wird man von dort aus schwerlich einseh'n wollen!
Und doch gibt stetig und allmählig weichend
Von Spaniens Strand genau so viel das Meer ab,
Wie's fortspült von dem Kästenland bei Calpe.
Denn durch Jahrhunderte verblieben, hat die Sage
Vom Wandern des Alciden, der sich hier
Ein Siegeszeichen aufgerichtet, fast
Den Glauben bei der Nachwelt eingebüßt!
Und doch kann man daraus erseh'n, daß Thetis
Der Ceres Acker zu erwerben strebt,
Und daß die letz're zum Entgelte für den Pan
Auf eines hohen Berges Rücken weiden heißt,
Der eadem, eine Klippe nur, den Proteus sah,
Den meeresgrünen, wenn er sein Robben hütete.
Und im Verhältnis zu der Erde Lebenszeit
Kann solche Aenderung des Ansehens nichts bedeuten!
Was müßte erst geschehen, wenn von dort,
Vom Mondgestade aus sie merkbar wüßte?
Sieh' nur, zu welchem Pänktchen England schrumpfte,
Ein dünnes kurzes Härchen ward Italien,
Und fast berühren sich die Küsten Afrikas
Und die Toshanas, und die Häfen Adrias
Sind kaum durch einen Silberstrich getrennt!
Wo ist Sicilien, sprich! Es war doch sonst
Ein großes Dreieck! Freilich gar zu weit
Sind wir von jener Meereseng' entfernt,
Wo die Charybdis aus dem Jonischen
Und Skylla aus dem Meer Hesperiens
Die Wogen wechselseitig spein und schlürfen!

Nun geh' und lehre jene Mondbewohner,
Es habe auf der Erde sich weit mehr
Verändert, als sie auf der Cynthia Anlitz
Von ihrem Standpunkt aus sich ändern sahn!
So gib denn auch die Sorge auf, wieso
Es möglich je gewesen sei, daß uns're Art
Sich umgestaltet habe, wenn die Erde doch
Bald hier, bald dort, den milden Himmelsstrich
Mit vielgeschmückten mannigfaltigen Wesen,
Bald hier, bald dort, ein winterliches Kleid
Und einen grauen Wolkenschleier führte!

Um mehr noch zu erkennen und das Wahre
In sicher'm Flug' noch mehr zu überschau'n,
Laßt uns die Schwingen wieder lüften, laßt
Uns Venus Cypria – schon größer strahlt sie, –
Und ihre lichten Tempel jetzt besuchen!
Wir schweben weiter durch die Ätherfur,
Die um sich her im weiten Kreise Phoebus

*Mit seinem Fackelglanz taghell erleuchtet;
In eng'rem Kreise dreht um dieses Centrum
Sich Cypria in täglicher Bewegung,
So Nacht und Tag sich schaffend wie die Erde,
Und je, nach dem sie ihre Zeichen wechselt,
Im Umlauf zu denselben Stationen
Zurückkehrt, schafft sie Frühling sich und Herbst,
Sommer und Winter, und beschleunigt so
Durch Nähern an die Sonne ihren Lauf,
Den sie verlangsamt, wenn sie sich entfernt;*

*Die Erde sieht von hier sie wechselnd so
Sich bald dem einen, bald dem andern Pol
Bis zu den Wendekreisen näher streben.
Auch um die and'ren Sonnen werden Nymphen,
Planeten, ihren Reigen so vollenden;
Denn jede Sonnenwelt bewegt sich gleich,
Besteht auch aus denselben Elementen,
Und die Entfernung jener Sterne, welche
Uns fest erscheinen, ist gar sehr verschieden.
Der Pöbel sieht es nicht und glaubt nicht d'r an.*

Auch aus der Feder des Astronomen Johannes Kepler gibt es eine, Eezählung über die Raumfahrt. In seinem Buch „Somnium“, versetzt er seinen Kosmonauten mit Hilfe magischer Mittel auf den Mond und auf andere Nachbargestirne. Die Bewohner des Mondes sind von schlangenförmiger Gestalt, jedoch mit Verstand begabt. Die Mondkrater sind die Wallstädte der Mondbewohner.

Mondflugprobleme

Anfang 1965 erschien in der ersten Nummer der neuen Zeitschrift „Erde und Weltall“ ein Artikel von Wladimir Lewantowski unter dem Titel „Die Bahnen der Mondschniffe“. Der nachfolgende Beitrag beschäftigt sich mit den dort aufgeworfenen Grundproblemen.

Die Gesetze der kosmischen Ballistik sind für den Mondflug von automatischen Forschungsstationen und bemannten Raumschiffen selbstverständlich die gleichen. Für die Erreichung des Mondes ist es in erster Linie notwendig, daß die Trägerschiffe das Raumschiff bis zu einer Geschwindigkeit beschleunigt, die der parabolischen (der zweiten kosmischen Geschwindigkeit) mit rund 11 Kilometern in der Sekunde in einer Höhe von 200 Kilometern über der Erdoberfläche nahekommt.

Dennoch gibt es einige wesentliche Besonderheiten für den Flug von bemannten Mondschniffen. In diesem Falle wäre es unzweckmäßig, eine Bahn zum direkten Auftreffen auf den Mond zu wählen. Das erfordert die Sicherheit der Kosmonauten. So kann sich während des Fluges in Mondnähe herausstellen, daß aus diesen oder jenen Gründen keine sichere Landung möglich ist. Hat das Raumschiff den Flug auf einer direkten Bahn begonnen, kann es nicht mehr am Mond vorbeifliegen und zur Erde zurückkehren. Es wäre eine riesige Menge an Brennstoff nötig, um das Fallen auf den Mond abzubremesen, das Raumschiff wieder zu starten und mit komplizierten Manövern auf die Bahn zur Erde zurückzulenken.

Die günstigste Flugbahn

Der Sicherheitsfaktor für die Kosmonauten steigt, wenn eine Flugbahn gewählt wird, die in der Nähe der Mondoberfläche verläuft, ohne sie zu berühren. Sie muß so berechnet sein, daß das Raumschiff im Falle einer Gefahr den Mond umfliegen und zur Erde zurückkehren kann. Dazu ist zwar eine Korrektur der Flugbahn für den genauen Einflug in die Erdatmosphäre notwendig, doch diese Korrektur erfordert nur geringe Brennstoffmengen.

Die Flugbahn eines Raumflugkörpers stellt in Bezug auf den Mond innerhalb dessen Wirkungssphäre, das heißt in der Zone der überwiegenden Anziehungskraft des Mondes, eine Hyperbel dar. Auf dieser Flugbahn wird ein Körper gezwungen, die Wirkungssphäre des Mondes zu verlassen. Um dies zu verhindern, muß im Scheitelpunkt der Hyperbelbahn ein Bremstriebwerk eingeschaltet werden. Dann geht das Raumschiff nach der Geschwindigkeitsverminderung auf eine in Bezug auf den Mond elliptische Bahn oder auf eine den Mond umkreisende „Wartebahn“ über.

Nach einiger Zeit des freien Fluges auf dieser Bahn, welche die Kosmonauten für die Präzisierung des Landungsortes nutzen, wird wiederum für einen kurzen Augenblick das Bremstriebwerk eingeschaltet, und das Raumschiff geht auf die elliptische Landebahn über. Auf dem letzten Abschnitt dieser Bahn wird in der Nähe des Landungsortes das Bremstriebwerk aufs neue eingeschaltet, und das Raumschiff vollführt eine weiche Landung. Im Falle einer Havarie ermöglicht diese Methode die Rückkehr des Schiffes von der „Wartebahn“ zur Erde oder von der Landebahn auf eine neue oder alte „Wartebahn“.

Wichtig ist, daß bei dieser Variante nicht mehr Treibstoff zum Bremsen erforderlich ist, als für das einmalige Bremsen im Falle des Fluges auf der direkten Bahn. Die gleiche Annäherungsgeschwindigkeit zum Mond wird etappenweise vermindert. Der Brennstoffverbrauch ist sogar etwas geringer, da das sanfte Abbremsen beim Übergang auf die „Wartebahn“ von minimalen Geschwindigkeitsverlusten begleitet wird.

Die Rückkehrbahn

Die Rückkehr beginnt mit dem Start von der Oberfläche des Mondes. Um die Erde zu erreichen, muß das Raumschiff eine Geschwindigkeit von 2,5 Kilometern in der Sekunde entwickeln. Wenn die selenografische Lage des Startplatzes für den direkten Start auf die Flugbahn zur Erde ungünstig ist, wird das Raumschiff zuerst auf eine tiefe Mondbahn gestartet. Danach wird in einem bestimmten Punkt die Bahngeschwindigkeit durch einen zusätzlichen Impuls auf die erforderliche Größe erhöht. Da der Mond keine Atmosphäre hat, kann der Start von der Mondoberfläche von Anfang an mit einer sehr geringen Neigung erfolgen. Die Gravitationsverluste sind hierbei minimal.

Der Flug vom Mond zur Erde dauert bei kleinster Geschwindigkeit fünf Tage und bei einer Geschwindigkeit von 3 Kilometern in der Sekunde nur zwei Tage.

Das Eindringen in die Erdatmosphäre erfolgt mit einer Geschwindigkeit von rund 11 Kilometern in der Sekunde. Dabei ist es wünschenswert, daß diese ganze Geschwindigkeit allein durch den Widerstand der Atmosphäre ohne zusätzliches Bremsen des Triebwerkes verringert werden kann. Die Bahn des Rückfluges wird derart berechnet, daß das Einfliegen in die Erdatmosphäre unter einem großen Neigungswinkel erfolgt. Bei einem steilen Eindringen kommt es zu Überbelastungen, die für den Kosmonauten schädlich sind. Das Einfliegen darf auch nicht in zu großer Höhe erfolgen, weil die verdünnte Atmosphäre das Raumschiff überhaupt nicht bremst und es wieder die Erdatmosphäre verlassen würde.

Um beiden Forderungen zu genügen, muß das Raumschiff in einen engen Korridor einfliegen, dessen untere Grenze von den zulässigen Belastungen bestimmt wird und dessen obere Grenze von den „Durchgehenden“ Bahnen bestimmt wird, die nicht zur Landung führen. Beträgt die maximale Überbelastung das Zehnfache des gewöhnlichen Körpergewichts, so hat der Korridor nach den Berechnungen nur einen Durchmesser von 10 Kilometern. Der Einflug in diesen Korridor wird in einer Entfernung von 200000 bis 300000 Kilometern von der Erde eine zusätzliche Korrektur erfordern. In Zukunft, wenn die Landung auf der Erde mit Raumgleitern erfolgt, kann der Durchmesser des Korridors um ein Mehrfaches vergrößert werden.

Der Energieverbrauch

Der Energieverbrauch der ganzen Expedition wird von der summarischen Geschwindigkeitscharakteristik bestimmt. Wenn die Geschwindigkeit, die das Raumschiff beim Start auf die Mondbahn erreicht, 11 Kilometer in der Sekunde beträgt, die Geschwindigkeit, die bei der Landung auf dem Mond abgebremst werden muß, 2,5 Kilometer in der Sekunde erreicht und die Startgeschwindigkeit für den Rückflug zur Erde 2,5 Kilometer in der Sekunde ausmacht, und wenn wir weiter die aerodynamischen und Gravitationsverluste beim Start von der Erde, die Verluste bei Landung und Start auf dem Mond und die zusätzlichen Geschwindigkeiten bei der Korrektur der Flugbahn zum Mond und zur Erde berücksichtigen, beträgt die summarische Geschwindigkeitscharakteristik rund 19 bis 20 Kilometer in der Sekunde.

Eben diese Größe ist vom Standpunkt der Raketendynamik aus die grundlegende Charakteristik der Mondexpedition. Zusammen mit der Größe der Nutzlast (der Gesamtmasse der Kabine mit den Besatzungsmitgliedern, der wissenschaftlichen Apparatur, den Vorräten an Nahrungsmitteln, Wasser und Sauerstoff usw.), die nach den Berechnungen der Fachleute 5 bis 15 Tonnen betragen muß, bestimmt sie bei dem heutigen Entwicklungsstand der Raketentechnik das Startgewicht der Trägersrakete. Je größer das Startgewicht ist, desto schwieriger ist die Verwirklichung der Expedition.

Die Formeln der Theorie der Mehrstufenraketen erlauben die Berechnung des Startgewichts der Trägersrakete bei bestimmten Voraussetzungen hinsichtlich der Zahl der Stufen, der Ausströmgeschwindigkeit jeder Stufe und der Vollkommenheit der Konstruktion der Stufen. Die Berechnungen ergeben, daß das Startgewicht der Trägersrakete einige Tausend Tonnen betragen muß.

Der Bau von solchen riesigen Raketen stellt die Ingenieure vor große Schwierigkeiten. Es handelt sich hierbei nicht nur um die Abmessungen der Rakete selbst, sondern auch um die Notwendigkeit, entsprechende Starttürme zu errichten, um die Schwierigkeiten beim Transport der einzelnen Stufen zum Startplatz der Trägersrakete und um die noch nicht vollends geklärte Verhaltensweise der großen Treibstoffmassen in den Tanks beim Start.

Deshalb wurde eine andere Variante der Expedition vorgeschlagen, die eine Überwindung dieser Schwierigkeiten ermöglicht. Mit Hilfe von mehreren Trägersraketen werden die einzelnen Teile des zukünftigen Raumschiffes und der Treibstoff auf eine Wartebahn gebracht. Nach ihrem Zusammentreffen auf der Umlaufbahn werden sie von Monteuren zusammengebaut, und danach trifft die Besatzung an Bord ein. Das Raumschiff startet von einem bestimmten Punkt der Umlaufbahn und geht auf die Flugbahn zum Mond über. Zu diesem Zweck muß die Bahngeschwindigkeit um nur rund 3 Kilometer in der Sekunde gesteigert werden.

Welche Raketen sind vorteilhafter?

Die Montage auf der erdnahen Umlaufbahn führt zu keiner Verminderung des Energieverbrauchs für die ganze Expedition und vermindert folglich auch nicht ihre Kosten. An Stelle einer schweren Trägersrakete werden zwei oder mehr leichte verwendet. Das Gesamtgewicht aller Trägersraketen bleibt bei einem Flug nach dem Schema „Erde-Montage“ auf der Umlaufbahn Mond-Erde fast genau so groß wie das Gewicht der einzelnen Trägersrakete der ersten Variante beim Flug Erde-Mond-Erde.

Eine schwere Rakete könnte man auch nach einer anderen Methode in zwei leichte zerlegen, wenn zum Beispiel mit Hilfe einer Rakete das Raumschiff mit der Besatzung zum Mond geschickt wird und mit der anderen Träger- rakete der Treibstoff für den Rückweg. Alle diese Methoden bieten offensichtlich keinen Vorteil bezüglich des an- fänglichen Gesamtgewichtes der Trägerrakete.

Eine große Trägerrakete ist überhaupt billiger als zwei Raketen mit dem gleichen Gesamtgewicht. Es geht hierbei darum, daß solche teuren Elemente jeder Rakete wie das Steuersystem und die Navigationsapparatur bei großen und kleinen Raketen fast die gleiche Masse haben. Deshalb ist, unter Ausschluß der Schwierigkeiten für die Ingenieure, der Bau von großen Raketen vorteilhafter als der Bau von mehreren kleinen. Hinzu kommt, daß die Zuverlässigkeit der kosmischen Operationen mit steigender Raketenzahl geringer wird.

Dennoch gibt es eine Methode, nach der man die Gesamtmasse, die man von der Erde lösen und zum Mond bringen muß, verringern kann. Zu diesem Zweck ist es erforderlich, daß man auf der „Wartebahn“ des Mondes alles zurück- läßt, was auf dem Mond nicht gebraucht wird, um es beim Rückflug zur Erde wieder aufzunehmen. Die zurück- gelassene Masse braucht dabei nicht „weich“ gelandet und vom Mond gestartet zu werden. Das führt zu einer großen Einsparung von Treibstoff.

Das Treffen auf der Mondumlaufbahn ist wegen der großen Entfernung von der Erde ein sehr riskantes Vorhaben. Vom Standpunkt der Flugsteuerung aus ist der einfache Flug „Erde-Mond-Erde“ leichter. Wahrscheinlich wird gerade dieser Flug in Zukunft verwirklicht werden, wenn der Entwicklungsstand der Energetik der Triebwerke an- gestiegen sein wird.

H. H.

Begriffe aus der Astronautik

Hypergoler Treibstoff

Unter hypergolem Treibstoff versteht man eine Raketen-treibstoffkombination, die bei der Vermischung der beiden Komponenten, also von Brennstoff und Sauerstoff bzw. Sauerstoff- trägern von selbst reagiert und zündet. Nichthypergole Treibstoffe brauchen einen besonde- ren Zündmechanismus zur Einleitung der Verbrennung.

Zu den ältesten bekannten hypergolen Treibstoffen gehört Wasserstoffsuperoxyd und Hydrazinhydrat. Es kann vorkommen, daß ein bestimmter Oxydator mit einem bestimmten Brennstoff zusammen einen hypergolen Treibstoff bildet, während er mit einem anderen Brennstoff zusammen nicht hypergol ist. Salpetersäure ist beispielsweise mit Anilin hypergol, während die Treibstoffkombination Salpetersäure-Kerosin nicht hypergol ist.

Hypergole Stoffe haben einen geringen Zündverzöger, darunter versteht man die Zeitspanne zwischen dem Zusammentreffen der beiden Stoffe und ihrem Entflammen. Der Zündverzöger soll nach Möglichkeit 0,1 s nicht überschreiten. Wenn beide Stoffe nicht gleichzeitig in die Brennkammer gelangen, kann es Betriebsunfälle mit hypergolem Treibstoff geben.

Da es aber in der Praxis nicht möglich ist, beide Stoffe wirklich exakt gleichzeitig in die Brennkammer zu bringen, läßt sich dieses Problem dadurch lösen, daß man bewußt eine der beiden Komponenten um Sekundenbruchteile früher in den Brennraum einspritzt, und zwar diejenige Komponente, die beim Hinzutreten der anderen Komponente nicht explosiv reagiert, sondern ohne große Druckwirkung zu brennen beginnt.

Hypergole Treibstoffkombinationen spielen in der heutigen Astronautik eine bedeutende Rolle, vor allem als Treibstoff für die oberen Stufen von mehrstufigen Trägerraketen-Systemen und Raketenstufen, die unter Raumflugbedingungen mehrfach gezündet werden müssen.

Trägheitsnavigation

Die physikalische Grundlage der Trägheitsnavigation ist das von Newton formulierte Trägheitsprinzip. Trägheitsnavigationsverfahren finden in der Lenkung von Raketen und Raumflugkörpern sowie luftstrahlgetriebenen Flugkörpern weitgehende Verwendung. Es handelt sich hierbei ausschließlich um Selbstlenkverfahren.

Das Grundsystem eines Trägheitsnavigationssystems ist ein empfindlicher Beschleunigungsmesser, der die im bewegten Flugkörper auftretenden Beschleunigungen nach der vorgegebenen Orientierung mißt.

Durch mehrfache Integration läßt sich aus der Beschleunigung die Geschwindigkeit und durch doppelte Integration der zurückgelegte Weg bestimmen. Bei einer Trägheitsnavigation wird diese Aufgabe durch entsprechende Geräte gelöst.

Meist sind Trägheitsnavigationssysteme so aufgebaut, daß sich auf kreiselstabilisierten Plattformen Beschleunigungsmesser befinden. Durch drei derartige Plattformen läßt sich jede beliebig gerichtete Beschleunigung ermitteln. Eine elektronische Rechenanlage bestimmt die jeweilige Lage des Flugkörpers. Bei Abweichungen von dem vorgegebenen Programm werden die entsprechenden Kommandos den Lenkorganen des Flugkörpers erteilt.

Wenn es sich bei der Trägheitsnavigationsanlage auch um ein gerätemäßig sehr aufwendiges System handelt, läßt sich mit dieser Methode doch eine relativ hohe Genauigkeit erzielen.

Für militärische Flugkörper hat die Trägheitsnavigationsanlage noch den Vorteil, daß sie sich von äußeren Einflüssen nicht beeinträchtigen läßt, also gegnerischen Störungen gegenüber unempfindlich ist.

Mitteilungen des Zentralen Fachausschusses Astronomie

Arbeitsplan-Entwurf 1966 des ZFA

1. Vorbereitung der VI. Zentralen Tagung für Astronomie im Frühjahr 1967
2. Vorbereitung einer Reise von Fachgruppenmitgliedern zu Sternwarten in Ungarn im Frühjahr 1967
3. Konzeption und Erarbeitung eines Astronomischen Handbuchs
4. Auswertung des ausgeschriebenen Beobachtungswettbewerbs
5. Beschaffung einer Übersicht über bereits eingerichtete oder entstehende astronomische und astronautische Beobachtungsstellen (Sternwarten, Schulsternwarten u. a.), ihre Leiter und Mitarbeiter (auch ehrenamtliche) die Rechtsträger, das vorhandene Instrumentarium u. a.
6. Vorbereitung und Durchführung eines Seminars über richtiges Fotografieren von Himmelskörpern
7. Vorbereitung und Durchführung eines Seminars für die Fachgruppenleiter zum Thema Astronomie und Astronautik (Arbeitstitel)
8. Vorbereitung und Herausgabe eines Sonderheftes der Zeitschrift „Astronomie und Raumfahrt“ zum Thema „Die Bedeutung der Astronautik für die Astronomie“

Beobachtungswettbewerb des ZFA

Wegen der ungünstigen Beobachtungsbedingungen gegen Ende 1965 und zu Anfang 1966 wird der Wettbewerb um 4 Monate verlängert, so daß der Einsendungstermin der Beobachtungsergebnisse jetzt der 20. September 1966 ist. Neuhinzukommende Interessenten am Wettbewerb können die Wettbewerbsbedingungen vom Deutschen Kulturbund, Abt. Natur und Heimat, 102 Berlin, Liebknechtstr. 31, und die Wettbewerbsunterlagen von Bundesfreund Dr. Ahnert, 64 Sonneberg (Thür.), Akademie-Sternwarte, erhalten.

Suchanzeigen

Die Buchhandlung A. H. Schumann, 1157 Berlin-Karlshorst, Hellenbergerstr. 4, sucht vom 1. Jg. (1958/59) der Zeitschrift „Astronomische Rundschau“ die Hefte 1, 2, 3, 4, und vom Jahrgang 1961 das Heft 2 käuflich zu erwerben. Sie ist auch bereit, die genannten Jahrgänge komplett anzukaufen.

Dipl.-Physiker Hans W. Niederhauser, CH 3012 Bern (Schweiz), Finkenrain 17, sucht Heft 1 des 1. Jg. (1958/59) der Zeitschrift „Astronomische Rundschau“.

Die Sterne haben es ihm angetan

Wir standen auf dem Marktplatz in Königsbrück, der Kleinstadt nördlich von Dresden, und fragten einige Schulkinder nach der Werkstatt des Sattlermeisters Wendler – Martin Wendler. „Meinen Sie unseren Sterngucker? Der wohnt draußen am Wald. Da müssen Sie erst mal wieder aus dem Ort 'raus und den Weg links hoch. Dann sehen Sie schon so ein kleines, rundes Gebäude mit 'ner Kuppel drüber. Das ist nämlich die Heidesternwarte, die hat er sich selbst gebaut. Und in dem Haus daneben, da wohnt er.“ Wir fragten: „Ihr kennt Herrn Wendler?“ – „Und ob!“ antworteten sie voller Stolz, und „Na klar!“ und „Wir waren schon ein paarmal bei ihm, haben durchs Fernrohr sehen dürfen, und er hat uns erzählt von den Sternen und der Sonne und – und ... Na, es war ganz prima. Was der alles weiß ...!“

Martin Wendler lachte, als wir ihm diese Begegnung schilderten. „Die können einen manchmal totfragen, aber es ist trotzdem immer wieder schön, wenn die Jugend zu mir heraukommt.“ Der fast Sechzigjährige stand in der Werkstatt und war dabei, einen Sessel neu zu beziehen. „Man schafft die Aufträge alle gar nicht, so viel ist zu tun, und ich arbeite doch mit meiner Frau allein.“ Wir gingen durch den Garten hinüber in sein „Observatorium“, einen Rundbau, vier Meter im Durchmesser, mit einer drehbaren Holzkuppel. Darinnen stehen auf einem Sockel von Zement und Stahl Refraktor, Astrograph, dazu mehrere kleinere Instrumente – wie in einer großen Sternwarte, nur en miniature. „Alles selbst gebastelt“, sagte Martin Wendler. Man sah, er war stolz darauf. Dann erzählte er: Volksschule bis zur achten Klasse. Sattlerlehrling, Gesellenzeit, Wanderschaft: Bremen, Hamburg, Stuttgart, Schweiz, wie das so üblich war. Aber die Sehnsüchte des jungen Menschen gingen weit über den Rahmen des damals üblichen hinaus. Ein Boot wollte er bauen, ein seetüchtiges Boot, um damit über die Meere zu fahren. Zielbewußt begann er damit, daß er Abendkurse über Navigation und Nautik bei Professor Teuscher an der Dresdener Volkshochschule belegte.

Danach wurde auch das Boot in langer Arbeit Wirklichkeit, eine veritable Segeljacht. Ihr Foto läßt unmöglich vermuten, daß sie von einem Nichtfachmann gebaut wurde. Zusammen mit einem Freund ging es dann – endlich! – elbabwärts, an Cuxhaven vorbei, hinüber nach der steilaufragenden Insel Helgoland. Bei der Rückfahrt aber verunglückten sie im Nebel. Sie verloren alles; gerade, daß sie noch mit knapper Not ihr Leben retten konnten.

Ein Traum war damit ausgeträumt, aber etwas von ihm war übriggeblieben: die Himmelskunde, mit der man sich während der Beschäftigung mit der Navigation herumgeschlagen hatte. Wenn schon nicht die Meere, dann das Weltall kennenlernen! Bücher, Zeitschriften, Tabellen wurden beschafft, um mehr von Sonne, Mond und Sternen zu erfahren.

Martin Wendler fing an, sich ein kleines Fernrohr zu bauen, alles feiertags und sonntags, versteht sich. Der Beruf durfte nicht darunter leiden, im Gegenteil, er mußte nun noch zusätzlich das Geld aufbringen, das die neue Tätigkeit zu kosten begann, denn das erste Fernrohr genügte bald nicht mehr den wachsenden Ansprüchen des neugebackenen Liebhaber-Astronomen. Das nächste Instrument mit einem Objektiv von 120 Millimeter Durchmesser ermöglichte schon eher ernsthafte Himmelsbeobachtungen. Das Universum begann sich zu erschließen.

Als sich Gelegenheit bot, ein noch größeres Linsenpaar für den verhältnismäßig günstigen Preis von knapp zweitausend Mark zu erwerben, entstand das Gerät, das nun schon seit Jahren seinen Dienst in der Heidesternwarte zu Königsbrück versieht. Auch dieser 2,50 Meter lange Refraktor, der mit einem Astrographen für die Himmelsfotografie gekoppelt ist, wurde in allen seinen mechanischen Teilen von Martin Wendler in mehr als zweijähriger Arbeit selbst entworfen, gezeichnet, gegossen, bearbeitet und montiert. Dies trifft sogar auf die sehr komplizierte Nachführeinrichtung zu, die mit Hilfe eines Elektromotors dafür sorgt, daß ein in das Fadenkreuz des Suchers gestelltes Beobachtungsobjekt während der ganzen Dauer der Beobachtung darin bleibt. Ohne diese Einrichtung würde sonst ein jeder Stern innerhalb von zwei Minuten aus dem Bildfeld des Fernrohrs hinausgewandert sein. Man müßte immer

wieder mit der Hand nachstellen, was die Beobachtungen natürlich erschweren und fotografische Aufnahmen unmöglich machen würde.

Es war nun also eine für einen Laienforscher verhältnismäßig leistungsfähige Anlage entstanden. Natürlich konnte man mit ihr nicht zu bisher unbekannten Ergebnissen kommen, dafür war ihr Refraktor zu winzig, verglichen mit den Riesenteleskopen der „richtigen“ Sternwarten; aber für Reihenbeobachtungen ganz bestimmter Objekte können solche Kleinstobservatorien den großen staatlichen Instituten recht wertvolle Hilfsdienste leisten. Die im Laufe vieler Jahre erworbene Erfahrung und Routine, in Fachkreisen längst nicht mehr unbemerkt geblieben, verschafften Wendler Verbindungen zur Archehold-Sternwarte in Treptow. Er wurde Mitglied der Deutschen Arbeitsgemeinschaft für Sonnenforschung (DARGESO) und lieferte ihr acht Jahre lang Monat für Monat seine Beobachtungsergebnisse, besonders über Sonnenflecke. Eine Anzahl seiner Arbeiten wurden an das „Zentrum der Europäischen Sonnenforschung“ in Zürich weitergeleitet. Das bedeutete offizielle Anerkennung. Unter den etwa dreißig Mitarbeitern der DARGESO, die fast ausschließlich geistigen Berufen entstammen und daher über entsprechende Vorbildung verfügten, stand der Meister Wendler, der Autodidakt, an dritter Stelle.

Er behält seine Kenntnisse nicht für sich. Im Rahmen des Deutschen Kulturbundes und als Mitglied der Gesellschaft zur Verbreitung wissenschaftlicher Kenntnisse geht er in die Städte und Landgemeinden seiner weiteren Umgebung, zeigt dort in Vorträgen seine Himmelsfotos, deren er Hunderte besitzt, spricht vom Aufbau und von der Entwicklung des Makrokosmos, von dessen Gesetzen, von der Stellung der Erde. „Worum es mir dabei letztlich geht? Den Standort des Menschen im Universum aufzuzeigen.“

Besonders gern sieht er die Jugend bei sich, die Jungen Pioniere, die 7. und 8. Klassen der Oberschulen, die Teilnehmer der Jugendweihe. Seit 1947 hat die kleine Heidesternwarte Tausende Besucher gehabt, die hier einen Blick in das Weltall tun konnten - in wörtlichem wie in übertragenem Sinne. „Ich freu' mich, wenn sie kommen“, sagte uns Martin Wendler abschließend, „sie sollen kommen, damit ich meine Kenntnisse, die ich mir im Laufe vieler Jahre angeeignet habe, an sie weitergeben kann.“

Sie lesen einen Abschnitt aus

DAS FORSCHEN MACHT MIR HELLE FREUDE

Reportagen über Laienforscher von H. W. Brumm

Herausgegeben vom Deutschen Kulturbund, Zentrale Kommission Natur und Heimat des Präsidialrates, 1965.

88 Seiten mit 27 Abbildungen 1,50 MDN

Eine interessante Broschüre über Helfer der Wissenschaft

Zu beziehen vom Deutschen Kulturbund, Abt. Natur und Heimat, 102 Berlin, Liebknechtstr. 31, oder durch Ihre Buchhandlung.

Amateure beobachten und berichten

Die Sonnenflecktätigkeit im Jahre 1965

Refraktor: 50 mm Öffnung, Vergrößerung 30 fach

Monat	R_m	n	N	N/n (%)	r_m
Januar	9,1	7	4	57	7,1
Februar	7,8	10	5	50	8,2
März	7,1	29	14	48	8,2
April	6,0	10	5	50	8,9
Mai	17,7	13	6	46	7,8
Juni	2,8	9	7	78	8,2
Juli	7,7	13	6	46	7,4
August	2,8	17	13	76	8,7
September	9,8	8	3	38	8,1
Oktober	14,2	18	4	22	
November	11,5	8	2	25	
Dezember	5,5	2	1	50	
1964	5,7	162	106	65	
1965	8,9	127	61	48	

R_m = Monatsmittelwert - n = Anzahl der Beobachtungen - N = fleckenfreie Tage - r_m = ausgeglichene Monatsmittelwerte

Das Maximum der Sonnenflecktätigkeit war im Mai, dem ein Nebenmaximum im Oktober folgte, dazwischen sank die Fleckenzahl ziemlich stark ab. Das Jahresmittel stieg von 5,7 für 1964 auf 8,9 für 1965, dagegen ging die Zahl der fleckenfreien Tage etwas zurück. Auch für 1966 werden wir nur eine langsame Steigerung zu erwarten haben, da das kommende Maximum wesentlich geringer ausfallen wird als das vom Jahre 1957. Größere Gruppen waren im letzten Vierteljahr nur Anfang Oktober und am 7. November sichtbar.

Erich Schütz, Hildburghausen

Geburtstag am Fernrohr

Unsere Leser sind interessiert an Berichten über die bekanntlich sehr erfolgreiche Tätigkeit der Fachgruppen Astronomie. Da uns trotz mehrfach geäußelter Bitten solche Berichte nur selten zugehen, drucken wir nachstehend einen Bericht aus den „Mitteldutschen Neuesten Nachrichten“ Halle und einen aus der „Volksstimme“, Magdeburg, ab.

Im Jahre 1955 wurde in Leipzig die Fachgruppe „Astronomie“ im Deutschen Kulturbund gegründet. Sie hatte damals zwar nur zwei Mitglieder - aber die hatten durchaus nicht die Absicht, lange unter sich zu bleiben. Sie warben Freunde für ihre Fachgruppe; und aus zwei wurden 20 Mitglieder, die samt und sonders so gut arbeiten, daß die „Astronomie“ neben den Gruppen „Stadtgeschichte“ und „Zinnfiguren“ zu den wenigen im Stadtgebiet gehört, die in die Breite wirken.

Ihr Leiter, Klaus Lindner, einer der beiden „Erstlinge“, ist Lehrer für Physik und Astronomie an der 40. Oberschule. Ein Modellbauer, ein Nähmaschinenmechaniker, Studenten,

Hausfrauen und u. a. eine Kindergärtnerin sowie ein wissenschaftlicher Mitarbeiter des KIB gehören zu den Mitgliedern.

„Wir haben 1955 sehr bescheiden, d. h. lediglich mit einem selbstgebauten Fernrohr angefangen“, berichtet Klaus Lindner. 1957 erhielt die Fachgruppe aus Lottomitteln einen Refraktor (Linsfernrohr), den sie, wie auch einen kleinen Kometensucher, in einer ihrer Beobachtungsstationen, dem Klubhaus „Freundschaft“ in der Karl-Heine-Straße, aufstellte. 1958 wurde ihr von der Karl-Marx-Universität die Volkssternwarte in der Stieglitzstraße zur Nutzung übergeben. Hier hat die Fachgruppe ihre zweite Beobachtungsstation; die dritte – wohl die am meisten vom Publikum umlagerte – ist an der Dahlienterrasse im Clara-Zetkin-Park. Zu der „Erstausrüstung“ steuerte das Pädagogische Kreiskabinett 1960 ein Zeiß-Schulfernrohr bei. 1961 erweiterte sich der Besitz um eine kleine Astro-Kamera. 1964 um einen Theodolit. Es sind sehr kostspielige Geräte, über die die Gruppe verfügt. Doch die Leistungen der Mitglieder wiegen den hohen materiellen Einsatz auf; denn die Fachgruppe erwarb sich besondere Verdienste auf dem Gebiet der Volksbildung.

Bis 1962 hielt sie öffentliche Vorträge (von da an wurden diese vom Naturwissenschaftlichen Museum übernommen); sie führt dienstags, mittwochs, donnerstags und sonntags öffentliche astronomische Beobachtungen durch, und den Jugendweiheteilnehmern gibt sie Vorbereitungsstunden. Vor allem aber schaltete sie sich hervorragend ein, als im September 1959 Astronomie als selbstständiges Unterrichtsfach an den Oberschulen eingeführt wurde.

Sie übernahm die Ausbildung und Weiterbildung von Lehrern in Lehrgängen, die sich über einen längeren Zeitraum erstrecken und an deren Ende das Staatsexamen in Jena abgelegt wird. „Von den Leipzigern ist dabei noch keiner durchgefallen“, sagt Klaus Lindner mit nicht unberechtigtem Stolz. Außerdem aber führt die Fachgruppe seit dem Vorjahr für vier Leipziger Schulen Schüler-Praktika in der Sternwarte durch. Das ist bislang einmalig in der Republik und eine so gute Einrichtung, daß die ČSSR beabsichtigt, sie zu übernehmen.

Die Fachgruppe, die anlässlich ihres zehnjährigen Bestehens vom 7. bis 13. November 1965 eine „Astronomische Woche“ veranstaltete, hat die Absicht, wie Klaus Lindner sagt, die volksbildnerische Arbeit verbreitert fortzusetzen. Und – es ist ihr nur lieb, noch weitere Mitglieder für ihre interessante Freizeitgestaltung zu gewinnen.

Luna 9 auf der Spur

Etwa 15 Messungen der Bahngeschwindigkeit des Mondes übermittelt die Arbeitsgemeinschaft Astronomie des Deutschen Kulturbundes Zerbst monatlich an die Sternwarte Eilenburg, wo die Messungsergebnisse ausgewertet werden. Ferner fotografiert die Arbeitsgemeinschaft regelmäßig Teile des Sternenhimmels, um die Bewegungen der Himmelskörper besser beobachten zu können. Bei guter Sicht ist jeden Abend ein Mitglied der Arbeitsgemeinschaft in der Sternwarte auf einem Turm der Stadtmauer tätig. Nach den jüngsten Erfolgen der UdSSR bei der Erforschung des Mondes ist dieser das Beobachtungsobjekt Nr. 1 geworden. Mit dem Teleskop kann der Mond gut abgetastet werden. Hierbei interessiert besonders das Gebiet um die Landungsstelle von „Luna 9“, der „Ozean der Stürme“.

Die Sternwarte ist mit einem Spiegelteleskop (250 mm Durchmesser), einem Refraktor (80 mm Durchmesser), einem Kometensucher, der zehnfach vergrößert, und einem Kurzwellengerät für den Empfang des Zeitzeichens ausgerüstet.

Seit Anfang Januar besteht auch eine Jugendarbeitsgemeinschaft für Astronomie. Für den Schulunterricht in Astronomie stellen sich Mitglieder der Arbeitsgemeinschaft zur Verfügung.

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. Vizepräsidenten: Prof. Dr. Hans Reichardt, Heinz Mielke. Sekretär: Dipl.-Gewl. Herbert Pfaffe

Probleme des Raumfluges im Erde-Mond-Bereich

Dr. ERHARD HANTZSCHE

II. Gravitationsfelder und Bahnen

1. Liste der Kräfte

Nach der Beschreibung einiger grundlegender Fakten aus der Theorie des Dreikörperproblems¹ wollen wir uns nun dem Raumflug im Erde-Mond-Bereich selbst zuwenden.

Zunächst muß dabei die Frage geklärt werden, inwieweit es überhaupt zulässig ist, hier von einem Dreikörperproblem zu sprechen, denn die Bewegung des Raumschiffes wird nicht nur durch die Massen von Erde (m_e) und Mond (m_m) beeinflusst. Wir diskutieren deshalb als erstes alle Kräfte, die auf das Raumschiff einwirken, genauer: den Betrag der Beschleunigung b , den ein Körper in der Mondbahnebene bzw. in der Äquatorebene der Erde (die Neigung beider gegeneinander wollen wir jetzt vernachlässigen) erfährt. Diese Diskussion liefert bereits ein recht gutes Bild vom Charakter der Bewegung des Körpers in den verschiedenen Teilräumen.

a) Gravitationsfelder

1 Erde, Zentralfeld

$$b_{a1} = \kappa \cdot \frac{m_e}{r_e^2}$$

2 Erde, Nichtzentralfeld

$$b_{a2} \approx \frac{3}{2} \kappa \cdot \frac{C_e - A_e}{r_e^4}$$

3 Mond, Zentralfeld

$$b_{a3} = \kappa \cdot \frac{m_m}{r_m^2}$$

4 Mond, Nichtzentralfeld

$$b_{a4} \approx \frac{3}{2} \kappa \cdot \frac{C_m - A_m}{r_m^4}$$

5 Sonne

$$b_{a5} = \kappa \cdot \frac{m_s}{r_s^2}$$

¹) Teil I dieses Beitrags (Das Dreikörperproblem) ist in Heft 4/1964, S. 124, erschienen.

Zum Beitrag: Probleme des Raumfluges **im Erde-Mond-Bereich S. 14**

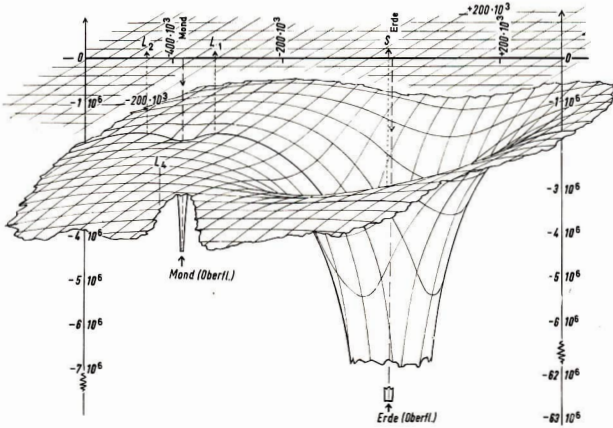


Abb. 13: Erde-Mond-System
 Potentialgebirge (rotierendes Koordinatensystem) - Bahnebene
 Ordinate: Potential in Joule/kg - Flächennetz $40 \cdot 10^3$ km.

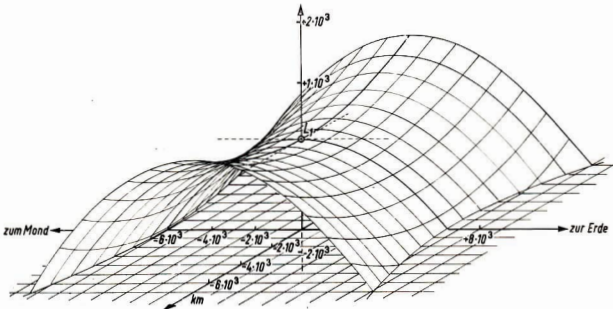
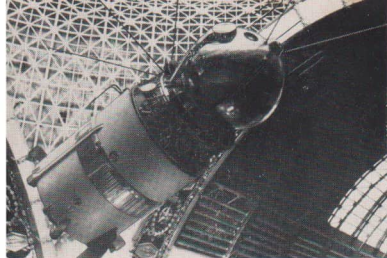
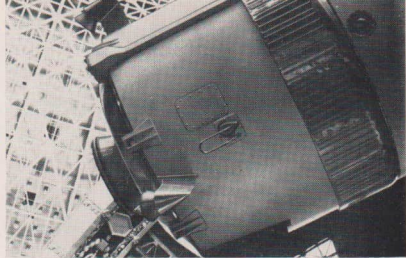


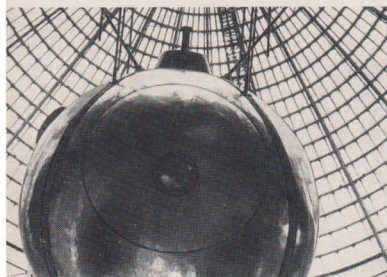
Abb. 14: Erde-Mond-System
 Potentialgebirge in der Umgebung des Librationspunktes (Bahnebene)
 Ordinate: Potential in Joule/kg - Flächennetz $1 \cdot 10^3$ km



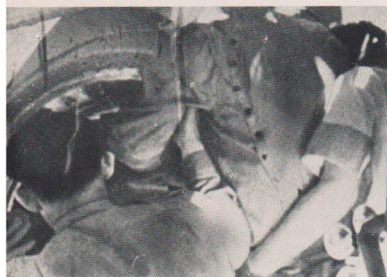
▲ Abb. 1



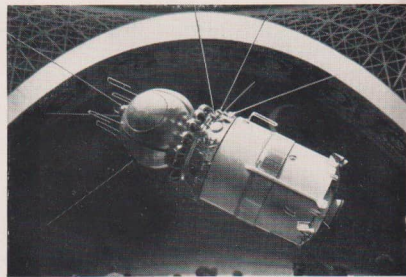
▲ Abb. 2



▲ Abb. 3



▲ Abb. 4



▲ Abb. 5

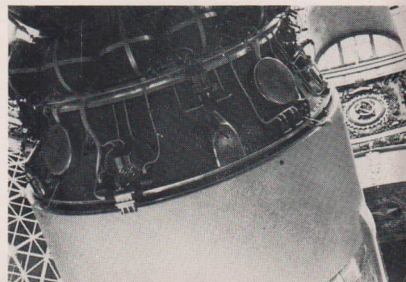
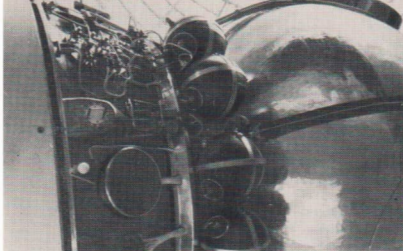


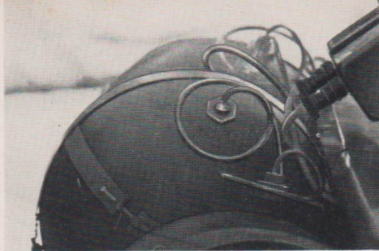
Abb. 6 ►

Wostok- und Wölbhod-Fotos

Abb. 1: Das sowjetische Raumschiff Wostok mit der letzten Stufe der Trägersrakete von rechts. An der kugelförmigen Kabine sind zwei der Bullaugen zu erkennen, ferner die Ableitungen zum Geräteteil. – Abb. 2: Die letzte Raketenstufe von Wostok. Am unteren Rand erkennt man zwei der vier Steuertriebwerke, drei der sechs Halteklauen für die Befestigung an der zweiten Stufe und eine Kabelabteilung; ferner eine der beiden kleineren UKW-Antennen sowie einen Meßgerätekopf. Die Stufe gleicht fast völlig der letzten Stufe jener Raketen, mit denen Lunik 1 bis 3 gestartet wurden. – Abb. 3: Die kugelförmige Kabine mit einem Bullauge und der sogenannten technologischen Luke der Kabine; sie befindet sich in Richtung der Füße des Kosmonauten. Ferner erkennt man



▲ Abb. 7

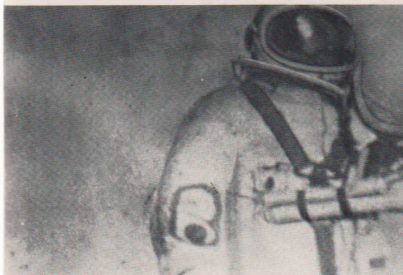


▲ Abb. 8

zwei der vier Haltebänder, an denen die halboffenen u-förmigen Antennen angebracht sind. Oben befindet sich ein topfförmiger Aufsatz mit einer t-förmigen Antenne. Diese Antenne gehört wahrscheinlich zu dem funktechnischen System zur Bestimmung der Bahnparameter. – Abb. 4: Ein Kosmonaut steigt in die Luke seiner Kabine ein. – Abb. 5: Das Raumschiff Wostok mit der letzten Raketenstufe von links. – Abb. 6: Geräteteil von unten gesehen. Verschiedene Meßinstrumente und die kugelförmigen Sauerstoff- und Preßgasbehälter sind zu erkennen. – Abb. 7: Geräteteil von rechts. – Abb. 8: Die kugelförmigen Sauerstoff- und Preßgasbehälter. – Abb. 9: Die beiden Kosmonauten Beljajew und Leonow in der Kabine des Raumschiffes Wostok 2. – Abb. 10: bis 12 Filmaufnahmen vom Ausstieg Leonows.



▲ Abb. 9



▲ Abb. 11



▲ Abb. 12



◀ Abb. 10

M: Mond
 WS: Grenze der Wirkungssphäre
 Längeneinheit: Entfernung Erde-Mond
 ○: Librationspunkte L_1 und L_2
 x: Punkte gleicher bzw. entgegengesetzter Gravitation (NP: Neutraler Punkt)
 □: differentieller Gravitation

18

6 Planeten (z. B. Jupiter, Venus)

$$b_{a6} = \kappa \cdot \frac{m_p}{r_p^2}$$

7 Galaxis

$$b_{a7} \approx \kappa \cdot \frac{m_g}{r_g^2}$$

b) Magnetfelder

1 Erde

$$b_{b1} = \frac{Q_r}{m_r} \left| \frac{v_e}{c} \times \mathfrak{B}_e \right|$$

2 Mond

$$b_{b2} = \frac{Q_r}{m_r} \left| \frac{v_m}{c} \times \mathfrak{B}_m \right|$$

3 Interplanetares Feld

$$b_{b3} = \frac{Q_r}{m_r} \left| \frac{v_s - v_s'}{c} \times \mathfrak{B}_s \right|$$

c) Elektrostatische Felder

1 Erde

$$b_{c1} = \frac{Q_r}{m_r} \left| \mathfrak{E}_e \right|$$

2 Mond

$$b_{c2} = \frac{Q_r}{m_r} \left| \mathfrak{E}_m \right|$$

d) Strahlungsdruck

$$b_d = \frac{E_s}{c} \cdot \frac{F_r}{m_r}$$

e) Dissipative Kräfte (Reibung)

1 Erdatmosphäre

$$b_{e1} \approx 2v_e^2 \frac{F_r}{m_r} \varrho_e(r_e)$$

2 Mondatmosphäre

$$b_{e2} \approx 2v_m^2 \frac{F_r}{m_r} \varrho_m(r_m)$$

3 Interplanetares Gas (Solarplasma)

$$b_{e3} \approx 2(v_s - v_s')^2 \frac{F_r}{m_r} \varrho_s$$

Dabei bedeuten: m die Masse, r der Abstand des betreffenden Himmelskörpers vom Raumschiff, C und A das polare und äquatoriale Trägheitsmoment, κ die Gravitationskonstante, $|v| = v$ die Geschwindigkeit des Raumschiffes relativ zum betreffenden Himmelskörper, v_s' und ϱ_s die Geschwindigkeit und Dichte des Sonnenwindes, F die Querschnittsfläche des Raumschiffes, ϱ die Gasdichte bzw. Plasmadichte, E_s die Energiedichte der Sonnenstrahlung. Die Indizes e , m , s , p , g , r beziehen sich auf Erde, Mond, Sonne, Planet, Galaxis und das Raumschiff.

Abb. 7 (S. 20) zeigt die Größe dieser Beschleunigungen auf der Verbindungslinie Erde-Mond. Bei den geschwindigkeitsabhängigen Kräften ist angenommen, daß die Geschwindigkeit des Raumschiffes relativ zu Erde und Mond etwa der parabolischen entspricht, ferner, daß das elektrostatische Potential des Raumschiffes $+10$ V beträgt und daß $F_r/m_r = 10^{-2} \text{ cm}^2\text{g}^{-1}$ ist.

Man sieht, daß neben der Gravitationskraft der Erde und des Mondes (a1 und a3) vor allem der Einfluß der Sonne (a5) von entscheidender Bedeutung ist. In der Umgebung der Erde oder des Mondes ist stets die von der Sonne ausgeübte Kraft die zweitstärkste nach der Zentralkraft des betreffenden Körpers, und in einem Entfernungintervall von fast 10^6 km (auf der Verbindungslinie) übertrifft sie sogar die Wirkung aller übrigen Kräfte! Man sollte deshalb annehmen, daß man die Sonnengravitation in keinem Fall vernachlässigen darf und völlig falsche Ergebnisse erhält, wenn man sich nur auf das Dreikörperproblem Erde-Mond-Raumschiff beschränkt; viel besser wäre die Beschreibung der Bewegung als Dreikörperproblem Erde-Sonne-Raumschiff bzw. Mond-Sonne-Raumschiff.

Abbildung 7:
Beschleunigung des
Raumschiffes im Erde-Mond-
Bereich, absolut
(Verbindungsgerade)

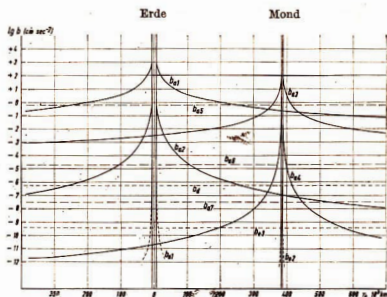


Abb. 8:
Beschleunigung des Raumschiffes
bei geozentrischer Bewegung
(Verbindungsgerade Erde-Mond)

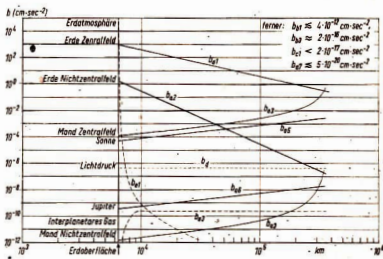
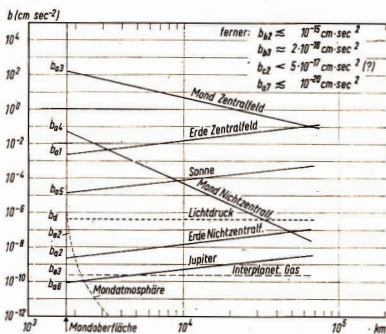


Abb. 9:
Beschleunigung des Raumschiffes
bei selenozentrischer Bewegung
(Verbindungsgerade Erde-Mond)



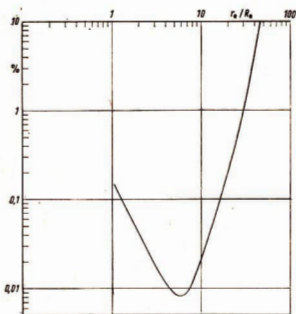


Abb. 10 a:
Geozentrische Bewegung: algebraische Summe aller Störkräfte (relativ zur kugelsymmetrischen Zentralkraft der Erde auf der Verbindungsgerade Erde-Mond)

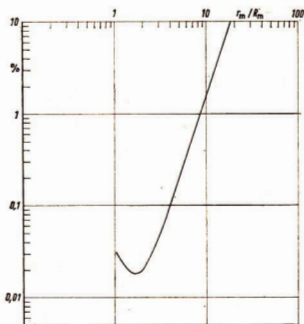


Abb. 10 b:
und relativ zur kugelsymmetrischen Zentralkraft des Mondes auf der Verbindungsgerade Mond-Erde), selenozentrischer Bewegung

Diese Annahme ist jedoch nicht richtig. Wir müssen beachten, daß die Sonne im Vergleich zur Ausdehnung des Raumes, in dem sich die Bewegung der drei Körper abspielt, sehr weit entfernt ist. Die von der Sonne auf Erde und Mond ausgeübte Beschleunigung b_{es} bzw. b_{ms} (durch die der Umlauf um die Sonne zustandekommt) ist deshalb nahezu ebenso groß wie die in Abb. 7 dargestellte Beschleunigung des Raumschiffes b_{as} . Wenn wir die Bewegung des letzteren in einem mit der Erde oder dem Mond fest verbundenen Koordinatensystem betrachten (geozentrische bzw. selenozentrische Bewegung), wirkt die Gravitation der Sonne nur mit der kleinen Differenzbeschleunigung

$$\begin{array}{c} \rightarrow \quad \rightarrow \\ | b_{es} - b_{as} | \approx 2\kappa \frac{m_s}{r_s^2} \cdot \frac{r_e}{r_s} \end{array}$$

bzw.

$$\begin{array}{c} \rightarrow \quad \rightarrow \\ | b_{ms} - b_{as} | \approx 2\kappa \frac{m_s}{r_s^2} \cdot \frac{r_m}{r_s} \end{array}$$

Analoges gilt für die Störung durch die Planeten usw. Auch der Einfluß des Mondes bei der Bewegung des Raumschiffes in Erdnähe wird nur durch die Differenz zwischen den Beschleunigungen der Erde und des Raumschiffes durch den Mond bestimmt, und ebenso verhält es sich mit der irdischen Gravitation in Mondnähe. Die gravitativen Störungen werden durch diesen Umstand erheblich herabgesetzt.

In den Abb. 8 und 9 (S. 20) sind die Beschleunigungen dargestellt, die bei der geozentrischen bzw. selenozentrischen Bewegung auf der Verbindungsgeraden Erde-Mond auftreten. Dabei sind die mittleren Entfernungen zwischen den Körpern zugrundegelegt; die Bahnexzentrizitäten bewirken Schwankungen der gravitativen Störkräfte um maximal ± 5 Prozent bis ± 20 Prozent (außer bei den Planetenstörungen²⁾). Die zeitlichen Veränderungen der

²⁾ Auch die relative Lage der Äquatorebenen und der Bahnebene beeinflusst die Werte etwas.

Teilchendichte bewirken Schwankungen der dissipativen Kräfte, die bis zu einem Faktor 10 anwachsen können. Ähnlich liegen die Verhältnisse außerhalb der Verbindungslinie. Man erkennt folgendes (r stets ab Zentrum gemessen):

1. Im Entfernungsbereich $r_e \lesssim 346 \cdot 10^3$ km (geozentrische Bewegung) bzw. $r_m \lesssim 64 \cdot 10^3$ km (selenozentrische Bewegung) dominiert das kugelsymmetrische Hauptfeld des betreffenden Zentralkörpers. Im Falle der Erde ist noch der schmale Bereich mit einer Höhe $r_e - R_e \lesssim 70$ km (R_e Erdradius) über der Oberfläche auszuschließen, in dem die Luftreibung die vorherrschende Kraft ist.
2. In der näheren Umgebung (Bereich I, $r_e \lesssim 39 \cdot 10^3$ km bei der Erde, $r_m \lesssim 3,15 \cdot 10^3$ km beim Mond) wird die wichtigste Störung des Hauptfeldes durch die Abweichung des Zentralkörpers von der Kugelgestalt hervorgerufen; in der weiteren Umgebung (Bereich II, $r_e \gtrsim 40 \cdot 10^3$ km bei der Erde, $r_m \gtrsim 3,2 \cdot 10^3$ km beim Mond) überwiegen dagegen die Störkräfte der anderen Körper, insbesondere die des Mondes bei der geozentrischen Bewegung bzw. die der Erde bei der selenozentrischen Bewegung.
3. Neben diesen Kräften ist lediglich der störende Einfluß der Sonne noch zu berücksichtigen, und zwar vor allem im Entfernungsbereich II. Dort beträgt er im Falle der geozentrischen Bewegung 40 Prozent bis 10 Prozent der Störung durch den Mond, abnehmend mit der Annäherung an den letzteren. Bei der selenozentrischen Bewegung liegt die Störung durch die Sonne nur bei 0,5 Prozent der Störung durch die Erde. Alle übrigen Kräfte sind - für das gewählte Beispiel - wenigstens zwei Größenordnungen kleiner.
4. Die Gesamtgröße der Störkräfte, die die Bewegung eines Raumschiffes im Zentralfeld der Erde beeinflussen, sinkt von etwa 0,15 Prozent des Hauptfeldes in Erdnähe ($r_e = 6,5 \cdot 10^3$ km) auf weniger als 0,01 Prozent bei $r_e = 40 \cdot 10^3$ km. In größeren Entfernungen wächst der Einfluß der Störkräfte wieder an; bei $r_e = 250 \cdot 10^3$ km beträgt er beispielsweise 4,5 Prozent (s. Abb. 10 S. 21). Ähnlich sind die Verhältnisse bei der selenozentrischen Bewegung: die Störkräfte betragen etwas mehr als 0,03 Prozent in Mondnähe ($r_m = 1,75 \cdot 10^3$ km), 0,02 Prozent bei $r_m = 3,2 \cdot 10^3$ km, und steigen dann wieder z. B. auf 5,5 Prozent in $r_m = 25 \cdot 10^3$ km Entfernung vom Mondzentrum an.

Insgesamt ergibt sich damit: In einer weiten Umgebung der Erde kann die Bewegung des Raumschiffes in guter Näherung bereits als Zweikörperproblem Erde-Raumschiff beschrieben werden. Analoges gilt in der näheren Umgebung des Mondes. Im gesamten Erde-Mond-Bereich ist die Bewegung des Raumschiffes noch wesentlich besser als Dreikörperproblem Erde-Mond-Raumschiff beschreibbar, in sehr guter Näherung schließlich als Vierkörperproblem Erde-Mond-Sonne-Raumschiff. In der näheren Umgebung der Erde und des Mondes ist dann jedoch auch die Abweichung dieser Körper von der Kugelsymmetrie (Nichtzentralfeld) zusätzlich zu berücksichtigen. Alle übrigen Kräfte der Gruppen b, c, d und e sind bei Körpern von Raumschiffgröße völlig vernachlässigbar (außer b1 in der Nähe der Erdoberfläche).

Wir haben bei diesen numerischen Überlegungen bereits einige Daten des Doppelplaneten Erde-Mond verwendet, die wir jetzt noch nachtragen wollen: Große Bahnhalbachse der mittleren Umlaufellipse (Relativbewegung) $a = 384,404 \cdot 10^3$ ($\pm 2,83 \cdot 10^3$) km („mittlerer Abstand“), mittlere siderische Umlaufzeit $T = 27^d 321^h 6614^s$, mittlere Bahnexzentrizität $e = 0,05490$ ($\pm 0,0113$), Massenverhältnis $\mu = m_m/m_e = 1:81,304$, Neigung der Äquatorebene der Erde gegen die Ebene der Umlaufbahn im Mittel $23^\circ 4'$ ($\pm 5^\circ 3'$), Neigung der Äquatorebene des Mondes gegen die Ebene der Umlaufbahn $6^\circ 7'$ ($\pm 0^\circ 2'$).

2. Potentiale

Viele Aussagen über mögliche Raumflugbahnen im Erde-Mond-Bereich lassen sich bereits aus Energiebilanzen gewinnen. Von großem Interesse ist außerdem der beim Start von der Erde oder vom Mond erforderliche Energieaufwand. Wegen der Kleinheit der Masse des Raumschiffes m_r können wir stets vom eingeschränkten Zwei- bzw. Dreikörperproblem ausgehen und z. B. die Diskussion der Hillschen Grenzflächen heranziehen (siehe Teil I).

Das Gravitationspotential $U(r)$ jedes Punktes setzt sich additiv aus den Potentialen zusammen, die durch die einzelnen Massen erzeugt werden. Das tiefste für ein Raumschiff erreichbare Potential im betrachteten Gebiet besitzt die Erdoberfläche: $U_{e0} = U(r_e = R_e)$, und die Mondoberfläche: $U_{m0} = U(r_m = R_m)$, R_m ist der Mondradius. Wenn es nur die Erde bzw. den Mond allein im Weltall gäbe, so wäre im Mittel $U_{e0} = -62,6 \cdot 10^6 \text{ Joule} \cdot \text{kg}^{-1}$, $U_{m0} = -2,8 \cdot 10^6 \text{ Joule} \cdot \text{kg}^{-1}$, falls man $U(\infty) = 0$ setzt. Diesen Oberflächenpotentialen entspricht bekanntlich eine Fluchtgeschwindigkeit (parabolische Geschwindigkeit, 2. kosmische Geschwindigkeit) v_p von $11,2 \text{ km} \cdot \text{sec}^{-1}$ bzw. $2,4 \text{ km} \cdot \text{sec}^{-1}$. Im Potentialfeld von Erde + Mond liegt das Potential der Erdoberfläche bei $-62,6 \cdot 10^6 \text{ Joule} \cdot \text{kg}^{-1}$, das der Mondoberfläche bei $-3,9 \cdot 10^6 \text{ Joule} \cdot \text{kg}^{-1}$ (siehe Tabelle 1, S. 24).

Genau genommen ist die Erdoberfläche allerdings keine Fläche konstanten Gravitationspotentials: an den Polen ist das Potential um $7,23 \cdot 10^4 \text{ Joule} \cdot \text{kg}^{-1}$ niedriger, am Äquator um $3,62 \cdot 10^4 (\pm 3 \cdot 10^3) \text{ Joule} \cdot \text{kg}^{-1}$ höher als der genannte Mittelwert, und wegen der räumlichen Ausdehnung der Erde differiert außerdem das Mondpotential an der Erdoberfläche um maximal $\pm 2,11 \cdot 10^3 \text{ Joule} \cdot \text{kg}^{-1}$. Schließlich wächst das Potential um $9,8 \cdot 10^3 \text{ Joule} \cdot \text{kg}^{-1}$ je km Erhebung über das Geoid. Analog variiert das Potential der Mondoberfläche zwischen Werten, die bis zu $4,5 \cdot 10^3 \text{ Joule} \cdot \text{kg}^{-1}$ unter und bis zu $2,3 \cdot 10^3 (\pm 7 \cdot 10^1) \text{ Joule} \cdot \text{kg}^{-1}$ über dem Mittelwert liegen (Pol bzw. Äquator), die Erdgravitation verändert es zusätzlich um maximal $\pm 4,69 \cdot 10^3 \text{ Joule} \cdot \text{kg}^{-1}$, und je km Erhebung steigt es um $1,6 \cdot 10^3 \text{ Joule} \cdot \text{kg}^{-1}$. In einer Entfernung r_e vom Erdmittelpunkt und einer Entfernung r_m vom Mondmittelpunkt beträgt das Potential in erster Näherung

$$U \approx -\frac{\kappa m_e}{|r_e|} - \frac{\kappa m_m}{|r_m|},$$

falls man nur diese beiden Massen berücksichtigt. Der Raum, der hauptsächlich unter dem Einfluß des Erde-Mond-Systems steht, endet etwa in einer Entfernung $|r| \approx 10^6 \text{ km}$ vom Schwerpunkt (s. unten). Das dort herrschende Potential von $U(|r| = 10^6) \approx -4 \cdot 10^5 \text{ Joule} \cdot \text{kg}^{-1}$ ist das höchste, das in diesem Raum auftritt.

Andere Gravitationsfelder, in die das Erde-Mond-System eingebettet ist, senken z. T. das Potential dieses Raumgebiets noch weitaus stärker als die Massen des Doppelplaneten (z. B. erzeugt die Sonne in der Erdbahntfernung ein Potential, das 14mal tiefer liegt als U_{e0} , und das Gravitationspotential des Milchstraßensystems ist nochmals um einen Faktor 100 tiefer als das der Sonne), doch sind diese Zahlen für den Raumflug innerhalb des Erde-Mond-Bereichs ohne Bedeutung, da es nur auf die Potentialdifferenzen zwischen einzelnen Punkten dieses Bereichs ankommt, die - wie in Abschnitt 1 beschrieben - um mehrere Größenordnungen kleiner sind.

Das von Erde und Mond erzeugte Potentialgebirge besitzt einen Sattelpunkt, der auf der Verbindungsgeraden zwischen Erde und Mond bei $|r_m| = 38,4 \cdot 10^3 \text{ km}$, $|r_e| = 346,0 \cdot 10^3 \text{ km}$ liegt (Tab. 3, S. 25). In diesem „Neutralen Punkt“ (Potential $U_n = -1,28 \cdot 10^6 \text{ Joule} \cdot \text{kg}^{-1}$) sind die durch die Massen von Erde und Mond hervorgerufenen Beschleunigungsvektoren entgegengesetzt gleich, auf das Raumschiff wirkt an dieser Stelle keine Kraft ein.

Trotzdem ist der Neutrale Punkt für den Raumflug ohne Bedeutung. Zunächst ist nämlich offensichtlich, daß im Innern eines Raumschiffes allenfalls der Punkt verschwindender differentieller Schwerkraft eine gewisse Rolle spielen könnte; dieser Punkt liegt bei $|r_m| = 72 \cdot 10^3 \text{ km}$, $|r_e| = 312 \cdot 10^3 \text{ km}$ und wäre vielleicht mit sehr empfindlichen Instrumenten in einem genügend großen Raumschiff nachweisbar. Aber auch für die Bahnbewegung ist der Neutrale Punkt uninteressant. Die Vorstellung, das Raumschiff müsse - von der Erde kommend - nur diesen Punkt erreichen, um von da an von selbst auf den Mond zu fallen, ist falsch, wie wir noch sehen werden. Vor allem ist zu beachten, daß der Energiesatz allein nicht ausreicht, um die Bewegung des Raumschiffes zu bestimmen. Der Neutrale Punkt ist weiterhin keine Gleichgewichtslage, in der das Raumschiff beliebig lange verharren könnte. Daß wäre nämlich nur dann der Fall, wenn der Neutrale Punkt selbst Nullpunkt eines

Tabelle 1

Potentiale und Geschwindigkeiten im Erde-Mond-System, ruhendes Koordinatensystem (Inertialsystem)

1. Potentiale (in 10^4 Joule $\cdot$ kg $^{-1}$)

	bis Neutr. Punkt	bis Mondentf. bzw. Erdentf.	bis ∞
a) Erde allein			
Erdoberfläche, Mittel		61,5274	62,5644
Pol		61,5997	62,6367
Äquator		61,4912	62,5282
200 km über Erdoberfläche		59,6232	60,6602
Mondentfernung			1,0370
b) Mond allein			
Mondoberfläche, Mittel		2,8082	2,8209
Pol		2,8087	2,8214
Äquator		2,8080	2,8207
50 km über Mondoberfläche		2,7293	2,7420
Erdentfernung			0,0127
c) Erde + Mond			
Erdoberfläche, Mittel	61,2975		62,5772
Mondoberfläche, Mittel	2,5782		3,8579
200 km über Erdoberfläche	59,3933		60,6730
50 km über Mondoberfläche	2,4993		3,7790
Neutraler Punkt			1,2797

2. Geschwindigkeiten, die diesen Potentialdifferenzen entsprechen (in km $\cdot$ sec $^{-1}$)

	bis Neutr. Punkt	bis Mondentf. bzw. Erdentf.	bis ∞
a) Erde allein			
Erdoberfläche, Mittel		11,0930	11,1861
Pol		11,0995	11,1926
Äquator		11,0898	11,1829
200 km über Erdoberfläche		10,9200	11,0146
Mondentfernung			1,4401
b) Mond allein			
Mondoberfläche, Mittel		2,3699	2,3753
Pol		2,3701	2,3755
Äquator		2,3698	2,3752
50 km über Mondoberfläche		2,3364	2,3418
Erdentfernung			0,1596
c) Erde + Mond			
Erdoberfläche, Mittel	11,0722		11,1873
Mondoberfläche, Mittel	2,2708		2,7778
200 km über Erdoberfläche	10,8989		11,0157
50 km über Mondoberfläche	2,2358		2,7493
Neutraler Punkt			1,5998

Maximale Änderung der Geschwindigkeiten durch Rotation:

Erde, Äquator	$\pm 0,4651$
Mond, Äquator	$\pm 0,0046$

Der tatsächliche Energie- bzw. Geschwindigkeitsbedarf kann von den genannten Werten abweichen, da das Potentialfeld zeitabhängig ist (besonders bei 1 c bzw. 2 c).

Maximal mögliche Änderung des Geschwindigkeitsbedarfs durch die Bahnbewegung (Mittelwerte)

Erde	$\pm 0,0124$	Mond	$\pm 1,0107$
------	--------------	------	--------------

* Im Gegensatz zur Rotationsgeschwindigkeit kann jedoch der tatsächliche Geschwindigkeitsbedarf bei Ausnutzung der Bahnbewegung weder durch vektorielle Subtraktion der Geschwindigkeiten noch durch Subtraktion der Energien ermittelt werden.

Die letzte angegebene Ziffer ist unsicher.

Tabelle 2
Potentiale und Geschwindigkeiten im Erde-Mond-System, rotierendes Koordinatensystem

 1. Potentiale (in 10^8 Joule-kg $^{-1}$)

		bis L_1	bis L_2	bis L_3	bis $L_{4,5}$	für $C = 0$
Erdoberfläche,	Mittel	60,9052	60,9143	60,9978	61,0105	62,5773
	Pol	60,9774	60,9865	61,0700	61,0827	62,6495
	Äquator	60,8691	60,8782	60,9617	60,9743	62,5412
Mondoberfläche,	Mittel	2,6965	2,7056	2,7891	2,8018	4,3686
	Pol	2,6970	2,7061	2,7896	2,8023	4,3691
	Äquator	2,6964	2,7055	2,7889	2,8016	4,3684
Librationspunkt	L_1		0,0091	0,0926	0,1053	1,6721
	L_2			0,0835	0,0962	1,6630
	L_3				0,0127	1,5795
	$L_{4,5}$					1,5668
200 km über Erdoberfläche		59,0010	59,0101	59,0936	59,1063	60,6731
50 km über Mondoberfläche		2,6177	2,6268	2,7103	2,7230	4,2898

(C: Jacobische Konstante)

 2. Geschwindigkeiten, die diesen Potentialdifferenzen entsprechen (in km·sec $^{-1}$)

		bis L_1	bis L_2	bis L_3	bis $L_{4,5}$
Erdoberfläche, Mittel		11,0368	11,0376	11,0452	11,0463
	Pol	11,0433	11,0441	11,0517	11,0528
	Äquator	11,0335	11,0343	11,0419	11,0430
Mondoberfläche, Mittel		2,3223	2,3262	2,3619	2,3672
	Pol	2,3225	2,3264	2,3621	2,3674
	Äquator	2,3222	2,3261	2,3618	2,3671
Librationspunkt	L_1		0,1349	0,4303	0,4588
	L_2			0,4086	0,4385
	L_3				0,1592
	$L_{4,5}$				
200 km über Erdoberfläche		10,8629	10,8637	10,8714	10,8726
50 km über Mondoberfläche		2,2881	2,2921	2,3282	2,3336

 Maximale Änderung der Geschwindigkeiten durch Rotation: Erde, Äquator $\pm 0,4481$; Mond, Äquator ± 0

Die letzte angegebene Ziffer ist unsicher.

Tabelle 3
Lage dynamisch wichtiger Punkte im Erde-Mond-System, Verbindungsgerade

	Entfernung von der Erde		Entfernung vom Mond		
	x_e	r_e (km)	x_m	r_m (km)	
Librationspunkt L_1	0,992826	381646	1,992826	766050	(1)
Schwerpunkt Erde	0,000000	0	1,000000	384404	(2)
Schwerpunkt System S	0,012150	4671	0,987850	379733	(3)
Gleiche different. Gravitation	0,812460	312312	0,187540	72092	(4)
Mondgravit. gleich Erdstörung	0,833017	320215	0,166983	64189	(5)
Librationspunkt L_2	0,849069	326385	0,150931	58019	(6)
Grenze Einflußsphäre	0,865140	332563	0,134860	51841	(7)
Gleiche Gravitation (Neutral. Punkt)	0,900170	346029	0,099830	38375	(8)
Erdgravit. gleich Mondstörung	0,900615	346200	0,099385	38204	(9)
Schwerpunkt Mond	1,000000	384404	0,000000	0	(10)
Gleiche Gravitation	1,124735	432352	0,124735	47948	(11)
Erdgravit. gleich Mondstörung	1,125843	432779	0,125843	48375	(12)
Librationspunkt L_3	1,167829	448918	0,167829	64514	(13)
Grenze Einflußsphäre	1,167914	448950	0,167914	64546	(14)
Mondgravit. gleich Erdstörung	1,200456	461460	0,200456	77056	(15)
Gleiche different. Gravitation	1,300103	499765	0,300103	115361	(16)

„Gleichheit“ heißt: dem Betrage nach gleich. r_e und r_m gelten bei mittlerem Abstand Erde-Mond. Die Punkte Nr. 5, 9, 12, 15 beziehen sich auf die geozentrische bzw. selenozentrische Bewegung (vgl. Text).

Inertialsystems wäre bzw. sich in einem solchen System geradlinig-gleichförmig bewegen würde. Tatsächlich kreist er aber zusammen mit dem Mond um den Schwerpunkt des Erde-Mond-Systems.

Ein Raumschiff, das sich ständig im Neutralen Punkt befindet, wäre dort kräftefrei und könnte deshalb der gekrümmten Bahn dieses Punktes nicht folgen, es würde sich tangential von ihr entfernen. Ein wirkliches Gleichgewicht gäbe es dort, wo noch ein genügend großer Überschuß der Erdgravitation über die Mondgravitation vorhanden ist, um (bei der Winkelgeschwindigkeit des Mondes) die richtige Bahnkrümmung hervorzurufen. Oder, anders gesagt: die Zentrifugalkraft muß durch den Überschuß der Erdgravitation genau kompensiert werden. Das ist aber gerade der Fall im Librationspunkt L_1 , der also - im Gegensatz zum Neutralen Punkt - tatsächlich eine Gleichgewichtslage beschreibt, ebenso wie die übrigen Librationspunkte.

Die Diskussion der Kräfte im Erde-Mond-Bereich läßt erkennen, daß es mehrere Näherungen für die Behandlung des Raumflugproblems gibt, indem man es beschreibt:

1. als Zweikörperproblem (Erde-Raumschiff bzw. Mond-Raumschiff),
2. als Dreikörperproblem (Erde-Mond-Raumschiff), oder
3. als Vierkörperproblem (Erde-Mond-Sonne-Raumschiff)

Wir wollen diese Möglichkeiten (vor allem die erste und zweite) etwas genauer untersuchen.

3. Raumflug als Zweikörperproblem

Wie aus den Abb. 8 und 9 hervorgeht, gibt es große Raumbereiche, in denen die Gravitationskraft eines Körpers, z. B. die der Erde, in so starkem Maße dominiert, daß es in erster Näherung ausreicht, die Bewegung des Raumschiffes als Zweikörperproblem (z. B. Erde-Raumschiff) zu behandeln. Die Bahnform (Kegelschnitte) und der Bewegungsablauf sind damit bekannt. Bei einer Annäherung des Raumschiffes an den anderen Körper, z. B. den Mond, wird diese Beschreibung jedoch völlig falsch. Dort ist aber das Zweikörperproblem Mond-Raumschiff wiederum eine gute Näherung. Es ist nun naheliegend, beide Beschreibungen zusammen zu verwenden und die Bahn des Raumschiffes stückweise aus geozentrischen und selenozentrischen Kegelschnitten zusammenzusetzen. An einem geeigneten Punkt im Raum müssen diese Bahnstücken aneinander geheftet werden. Der Geschwindigkeitsvektor des Raumschiffes verhält sich an diesem Grenzpunkt stetig (er ist Anfangsbedingung bei dem Übergang zum anderen Bahnabschnitt), die Beschleunigung ändert sich jedoch sprunghaft.

Diese Zusammensetzung aus Zweikörperbahnen ist die einfachste und gröbste Beschreibung der Raumschiffbewegung im Erde-Mond-System; für einen ersten Überblick ist sie vielfach ausreißend. Die Wahl der Verknüpfungspunkte ist im Prinzip völlig willkürlich. Es ist jedoch zweckmäßig, sie so festzulegen, daß sie insgesamt für alle möglichen Bahnen eine geschlossene Fläche im Raum bilden, die den Mond umschließt, und daß die Fehler, die durch die vernachlässigten Störungen entstehen, möglichst klein werden. Der optimale Fall definiert die sogenannte „Wirkungssphäre“ (Einflußsphäre) eines Weltkörpers, und zwar auf folgende Weise:

Die Störung der geozentrischen Bewegung eines Raumschiffes durch den Mond kann durch

$$(8a) \quad S_1 = \frac{\begin{array}{c} \vec{b}_{em} - \vec{b}_{a3} \\ \vec{b}_{a1} \end{array}}{|\vec{b}_{a1}|}$$

beschrieben werden, und die Störung der selenozentrischen Bewegung durch die Erde wird analog

$$(8b) \quad S_2 = \frac{\begin{array}{c} \vec{b}_{me} - \vec{b}_{a1} \\ \vec{b}_{a3} \end{array}}{|\vec{b}_{a3}|}$$

→
Dabei ist b_{em} die Beschleunigung der Erde durch den Mond, und b_{me} die Beschleunigung des Mondes durch die Erde. S_1 und S_2 sind Funktionen des Ortes, sie kennzeichnen die relative Größe der Störkräfte. Die Behandlung des Raumfluges als Zweikörperproblem ist offenbar auf Gebiete zu beschränken, wo $S_1 \ll 1$ bzw. $S_2 \ll 1$ gilt. Führt man ein selenozentrisches Koordinatensystem ein (r_m, φ_m , vgl. Abbildung 11), so erhält man, mit $x_m = r_m/r_m$ ($r_m =$ Entfernung Erde-Mond):

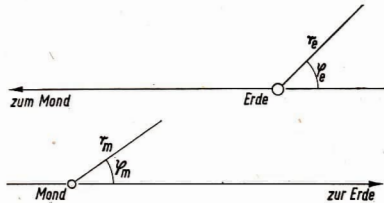
$$(9) \quad \begin{aligned} S_1 &= \mu \cdot x_m^{-2} (1 + x_m^2 - 2x_m \cos \varphi_m) (1 + x_m^4 - 2x_m^2 \cos \varphi_m^{1/2}) \\ S_2 &= \mu^{-1} x_m^2 [1 + (1 + x_m^2 - 2x_m \cos \varphi_m)^{-2} - 2(1 - x_m \cos \varphi_m) (1 + x_m^2 - 2x_m \cos \varphi_m - 3/2)^{1/2}] \end{aligned}$$

Wir definieren nun die Wirkungssphäre $x(g)_m(\varphi_m)$ durch die Gleichung

$$(10) \quad S_1 = S_2$$

d. h. auf der Grenzfläche der Wirkungssphäre soll die Störung der geozentrischen Bewegung gerade ebenso groß sein wie die Störung der selenozentrischen Bewegung. Analog wird diese Grenzfläche bei zwei beliebigen anderen Weltkörpern festgelegt. Für $\mu \ll 1$ wird

Abb. 11:
Geozentrisches und selenozentrisches Koordinatensystem



$$(11a) \quad \begin{aligned} x(g)_m &= \alpha_1 \mu^{2/5} + \alpha_2 \mu^{4/5} + \dots \\ \text{mit} \quad \alpha_1 &= (3 \cos^2 \varphi_m + 1)^{-1/10} \\ \alpha_2 &= - (12/5 \cos^3 \varphi_m + 2/5 \cos \varphi_m) (3 \cos^2 \varphi_m + 1)^{-9/5} \end{aligned}$$

Speziell in Richtung Erde ($\varphi_m = 0$) wird

$$(11b) \quad x(g)_m = \eta - 7/10 \eta^2 + 4/25 \eta^3 - \dots$$

und in Gegenrichtung ($\varphi_m = \pi$):

$$(11c) \quad \begin{aligned} x(g)_m &= \eta + 7/10 \eta^2 + 14/25 \eta^3 + \dots \\ (\text{mit } \eta &= (\mu^{2/5})^{1/5}). \end{aligned}$$

Senkrecht zur Verbindungslinie Erde-Mond ($\varphi_m = \pi/2$) ist

$$(11d) \quad x(g)_m = \eta' + 11/40 \eta'^2 + \dots \quad (\eta' = \mu^{2/5}).$$

Diese Ausdrücke gelten ganz allgemein für zwei Körper mit dem Massenverhältnis μ . Die Grenze der Wirkungssphäre ist stets eine geschlossene rotationssymmetrische algebraische Fläche, in deren Innenraum die kleinere der beiden Massen sich befindet. Im Grenzfall $\mu = 1$ (gleiche Massen) entartet sie zu einer Ebene senkrecht zum Mittelpunkt der Verbindungsgeraden, und die Wirkungssphäre ist der Halbraum; im Grenzfall $\mu \rightarrow 0$ wird sie ungefähr zu einem abgeplatteten Rotationsellipsoid, dessen Rotationsachse (die mit der Verbindungsgeraden beider Massen zusammenfällt) im Verhältnis $1 : \sqrt[5]{2}$ kürzer ist als die dazu senkrechten Achsen. Die kleinere Masse befindet sich im Mittelpunkt dieser Fläche. Der Mittelwert von $x(g)_m$ für alle Winkel φ_m (der mittlere „Radius der Wirkungssphäre“) beträgt

$$(11e) \quad x(g)_m \approx 0,943 \mu^{2/5} + 0,25 \mu^{6/5} + \dots \quad (\text{für } \mu \ll 1).$$

Im Falle des Erde-Mond-Systems ist (mit $r_{me} = a$):

$$\begin{aligned} |r^{(g)}_m| &= a \cdot x^{(g)}_m (\varphi_m = 0) = 51,8 \cdot 10^3 \text{ km} \\ |r^{(g)}_m| &= a \cdot x^{(g)}_m (\varphi_m = \pi) = 64,5 \cdot 10^3 \text{ km} \\ |r^{(g)}_m| &= a \cdot x^{(g)}_m (\varphi_m = \pi/2) = 66,7 \cdot 10^3 \text{ km und} \\ a \cdot x^{(g)}_m &= 62,9 \cdot 10^3 \text{ km} \end{aligned}$$

bei mittlerem Abstand Erde-Mond. Genauere Werte siehe Tabelle 3, sowie Abb. 12, S. 18. Die Größe von $S_1 = S_2$ auf der Grenzfläche ist ein Maß für die Fehler, die bei der Zusammensetzung der Raumschiffbahn aus Kegelschnitten entstehen. Hier ist

$$S (\varphi_m = 0) = 0,50$$

$$S (\varphi_m = \pi) = 0,62$$

$$S (\varphi_m = \pi/2) = 0,42$$

Die Störkräfte betragen also an der Grenze der Wirkungssphäre des Mondes rund 50 Prozent der betreffenden Zentralkraft. Allerdings kann damit noch keine quantitative Aussage über den Fehler der Bahnberechnung gemacht werden, dessen Größe noch davon abhängt, wie lange sich das Raumschiff nahe der Begrenzung der Wirkungssphäre aufhält, wo die Abweichungen zwischen dem tatsächlichen und dem angenommenen Kraftvektor auftreten.

Eine Untersuchung von Bahnen im Erde-Mond-System unter Verwendung des Einflußsphären-Modells wurde u. a. von Hiller (62) veröffentlicht, der die Bewegung eines Raumschiffes unter verschiedenen Anfangsbedingungen berechnet (rechtläufige und rückläufige elliptische sowie hyperbolische Bahnen). Er beschränkt sich dabei auf einen Umlauf, da bei den späteren Umläufen die Fehler des Verfahrens zu groß werden.

Die Grenze der Wirkungssphäre der Erde-Mond-Systems relativ zur Sonne liegt in einer Entfernung von $806,3 \cdot 10^3$ km bzw. $812,4 \cdot 10^3$ km (in Richtung Sonne bzw. in Gegenrichtung) bis $929,7 \cdot 10^3$ km (senkrecht zu dieser Richtung) vom Schwerpunkt des Systems. Diese Werte gelten bei mittlerem Abstand von der Sonne. Die relative Störung an der Grenze der Wirkungssphäre beträgt nur 8 bis 10 Prozent, d. h. das Wirkungssphären-Modell ist hier noch besser anwendbar als innerhalb des Erde-Mond-Systems.

Es sei nochmals ausdrücklich darauf hingewiesen, daß an der Grenze der Wirkungssphäre weder der Charakter der Kräfte, noch die Bahn oder die Bewegung des Raumschiffes sich qualitativ ändern. Die Wirkungssphäre hat keinerlei Bedeutung für die Dynamik des Dreikörperproblems Erde-Mond-Raumschiff; sie ist lediglich eine zweckmäßige Konvention, die eine stark vereinfachte Vorstellung von den in verschiedenen Raumbereichen vorherrschenden Kräften und eine entsprechend vereinfachte Diskussion des Bewegungsproblems ermöglicht.

4. Raumflug als Dreikörperproblem

Die Auffassung des Raumfluges im Erde-Mond-Bereich als Dreikörperproblem erscheint als die naturgemäße. Die Abbildungen 8 und 9 zeigen, daß der Einfluß aller übrigen Körper in jedem Punkte dieses Raumgebietes erheblich kleiner ist als der von Erde und Mond.

Da die Masse des Raumschiffes verschwindend klein ist gegenüber den Massen unseres Doppelplaneten, können wir uns von vornherein auf das restringierte Dreikörperproblem beschränken; und wegen $\epsilon \ll 1$ ist auch die Auffassung der Umlaufbahn des Mondes als Kreis in erster Näherung berechtigt. Wir können damit die in Teil I dieses Berichts beschriebenen Ergebnisse der Theorie des eingeschränkten Dreikörperproblems anwenden.

Wenn man eine Raumflugbahn stückweise aus Kegelschnitten zusammensetzt, wie im vorigen Abschnitt beschrieben, wird der störende Einfluß eines der beiden Weltkörper überall $\equiv 0$ gesetzt. Jetzt wird diese Störung jedoch voll berücksichtigt. Die Beschreibung der Raumschiffbewegung als Dreikörperproblem ist deshalb weitaus genauer als die Behandlung mittels Reduktion auf das Zweikörperproblem. Andererseits haben wir jetzt den Nachteil, daß sich die Bahn des Raumschiffes nicht mehr aus geometrisch einfach zu definierenden Kurven zusammensetzen läßt; ihre Berechnung erfordert stets numerische Integrationen.

Wenn wir zu einem mit der Winkelgeschwindigkeit des Mondes rotierenden Koordinatensystem übergehen, können wir jedoch die Aussagen heranziehen, die sich aus einer Diskussion des Jacobischen Integrals ergeben.

Dabei ist vor allem die Lage und das Potential der 5 Librationspunkte ($\nu = 1$ bis 5) im Erde-Mond-System von Interesse. Ihre Abstände von der Erde $r_e^{(\nu)}$ und vom Mond $r_m^{(\nu)}$ ergeben sich z. B. aus den Entwicklungen (6), Teil I, die mit $|r_{em}| = a$, $\mu = \frac{m_m}{m_e} \ll 1$, $|x_e| = r_e/r_{em}$ und $|x_m| = r_m/r_{em}$ jetzt lauten:

$$(12) \quad r_m^{(\nu)} = r_{em} \left[A_m^{(\nu)} + B_m^{(\nu)} \left(\frac{\mu}{3} \right)^{1/3} + C_m^{(\nu)} \left(\frac{\mu}{3} \right)^{2/3} + D_m^{(\nu)} \left(\frac{\mu}{3} \right)^{3/3} + \dots \right]$$

Die Werte der Koeffizienten sind³ (S. 30)

ν	A_e	A_m	B_e	B_m	C_e	C_m	D_e	D_m
1	1	0	-1	+1	+1/3	-1/3	+1/3	-1/3
2	1	0	+1	+1	+1/3	+1/3	-1/3	-1/3
3	1	2	0	0	0	0	-7/4	-7/4
4	1	1	0	0	0	0	0	0
5	1	1	0	0	0	0	0	0

Diese Reihen lassen sich ableiten aus den Gleichgewichtsbedingungen

$$(13) \quad x_m^2 + a_\nu \mu (b_\nu + a_\nu x_m)^2 = [b_\nu + a_\nu (1 + \mu) x_m] x_m^2 (b_\nu + a_\nu x_m)^2$$

(für L_1, L_2, L_3), sowie $x_m = 1$ (für L_4, L_5). Dabei ist

	a_ν	b_ν
$\nu = 1$	-1	+1
2	+1	+1
3	+1	-1

Damit erhalten wir (bei mittlerem Abstand Erde-Mond, $r_{em} = a$):

für L_1 :	$r_m^{(1)} = 58,0 \cdot 10^3 \text{ km},$	$r_e^{(1)} = 326,4 \cdot 10^3 \text{ km}$
für L_2 :	$r_m^{(2)} = 64,5 \cdot 10^3 \text{ km},$	$r_e^{(2)} = 448,9 \cdot 10^3 \text{ km}$
für L_3 :	$r_m^{(3)} = 766,0 \cdot 10^3 \text{ km},$	$r_e^{(3)} = 381,6 \cdot 10^3 \text{ km}$
für L_4 :	$r_m^{(4)} = 384,4 \cdot 10^3 \text{ km},$	$r_e^{(4)} = 384,4 \cdot 10^3 \text{ km}$
für L_5 :	$r_m^{(5)} = 384,4 \cdot 10^3 \text{ km},$	$r_e^{(5)} = 384,4 \cdot 10^3 \text{ km}$

Während L_1 bis L_3 bekanntlich auf der Verbindungsgeraden beider Massen liegen, befinden sich L_4 und L_5 in einem Abstand von $333 \cdot 10^3 \text{ km}$ von dieser Geraden (geozentrischer bzw. selenozentrischer Winkelabstand vom Mond bzw. von der Erde: $\pm 60^\circ$). Genauere Werte für die Lage von L_1 bis L_3 siehe Tab. 3. Die beiden Librationspunkte L_1 und L_2 liegen also etwa am Rand der Wirkungssphäre des Mondes (vgl. Abb. 12).

Das Potentialgebirge des Erde-Mond-Systems im rotierenden Koordinatensystem (siehe Abb. 13, S. 15) wird durch folgende Extremwerte gekennzeichnet (falls man die Jacobische Konstante $C = 0$ setzt):

Das Potential der Erdoberfläche im rotierenden Koordinatensystem beträgt im Mittel $-62,6 \cdot 10^6 \text{ Joule} \cdot \text{kg}^{-1}$. Es variiert auf der Erdoberfläche wegen der Abweichung der Erde von der Kugelgestalt (siehe Abschn. 2), und infolge des unterschiedlichen Potentials der Mondgravitation und der Zentrifugalkraft maximal um $\pm 1,5 \cdot 10^3 \text{ Joule} \cdot \text{kg}^{-1}$. Analog liegt das Potential der Mondoberfläche bei $-4,4 \cdot 10^6 \text{ Joule} \cdot \text{kg}^{-1}$; es schwankt durch die an verschiedenen Punkten der Oberfläche unterschiedlichen Potentiale der Erdgravitation und der Zentrifugalkraft (neben dem Einfluß der Abweichung des Mondes von der Kugelgestalt) um maximal $\pm 2 \cdot 10^4 \text{ Joule} \cdot \text{kg}^{-1}$. Von den Oberflächen beider Himmelskörper steigt das Po-

tential allseitig an; der Sattelpunkt zwischen ihnen (der Librationspunkt L_1) hat das Potential $-1,67 \cdot 10^6$ Joule $\cdot$ kg $^{-1}$ (vgl. Abb. 14, S. 15), die Sattelpunkte L_2 und L_3 jenseits des Mondes bzw. der Erde liegen auf dem Potential $-1,66 \cdot 10^6$ Joule $\cdot$ kg $^{-1}$ und $-1,58 \cdot 10^6$ Joule $\cdot$ kg $^{-1}$. Die Punkte maximalen Potentials schließlich sind die Librationspunkte L_4 und L_5 mit $-1,57 \cdot 10^6$ Joule $\cdot$ kg $^{-1}$. L_2 liegt demnach um $9 \cdot 10^3$ Joule $\cdot$ kg $^{-1}$ höher als L_1 , und $L_{4,5}$ um $13 \cdot 10^3$ Joule $\cdot$ kg $^{-1}$ höher als L_3 , während zwischen L_2 und L_3 die wesentlich größere Potentialdifferenz von mehr als $8 \cdot 10^4$ Joule $\cdot$ kg $^{-1}$ besteht. Diese Werte lassen sich mit Hilfe der Ausdrücke (7) in Teil I berechnen³; die Potentiale der Librationspunkte lauten jetzt (mit $C = 0$, $\mu \ll 1$, $|\mathbf{r}_{em}| = a$):

$$(14) \quad U(L_p) = -\frac{3}{2} \frac{\kappa(m_e + m_m)}{a} \left[1 + \alpha_p \left(\frac{\mu}{3} \right)^{2/3} - \beta_p \frac{\mu}{3} + \dots \right]$$

mit	$p = 1$	2	3	4	5
α	+ 3	+ 3	0	0	0
β	+ $14/3$	+ $10/3$	- 1	+ 1	+ 1

Die Potentialverhältnisse im Erde-Mond-System (rotierendes Koordinatensystem) sind in den Abb. 13 und 14 dargestellt und in Tab. 2, wo auch die diesen Potentialdifferenzen entsprechenden Geschwindigkeiten angegeben sind, nochmals zusammengefaßt. Die Librationspunkte L_1 und L_2 des Erde-Mond-Systems relativ zur Sonne liegen in einer Entfernung von $1498,3 \cdot 10^3$ km bzw. $1508,4 \cdot 10^3$ km vom Systemschwerpunkt (bei mittlerer Entfernung Erde-Sonne). Streng genommen handelt es sich hier um ein (eingeschränktes) Vierkörperproblem, in dem die Librationspunkte ihre Bedeutung verlieren. Da die Masse der Erde jedoch die des Mondes beträchtlich übertrifft, dürfte die Anwendung dieser Begriffe aus dem Dreikörperproblem näherungsweise noch berechtigt sein. Ähnlich verhält es sich übrigens auch hinsichtlich des Begriffs Wirkungssphäre. Stabile Bahnen, die nicht aus dem System hinausführen, sind nur in einem Raumgebiet möglich, dessen Ausdehnung geringer ist als der Abstand der Librationspunkte L_1 und L_2 . Man kann deshalb sagen, - auch bei einem Vergleich mit den Werten für die Größe der Wirkungssphäre (Abschnitt 3), - daß der Gravitationsbereich des Erde-Mond-Systems im Feld der Sonne einen Radius von etwa 10^6 km hat.

Die möglichen Raumschiffbahnen sind zwar auf Grund der numerischen Untersuchungen des eingeschränkten Dreikörperproblems im Prinzip bekannt (vgl. die Übersicht in Teil I), doch macht der Wert des Massenverhältnisses μ von Erde und Mond und die geforderten Anfangsbedingungen spezielle Berechnungen für dieses Raumflugproblem unumgänglich. Solche Rechnungen sind auf der Grundlage der Theorie des Dreikörperproblems von zahlreichen Autoren durchgeführt und publiziert worden. Thüring (52), (59) sowie Ruppe und Barker (60) z. B. gehen von den Potentialverhältnissen im rotierenden Koordinatensystem aus; Gröbner und Cap (59) stellen eine allgemeine Lösung mittels Liescher Reihen auf; numerische Bahnberechnungen geben u. a. Su-Shu-Huang (62) und Newton (59) (für periodische Bahnen). Besonders umfangreiche und systematische Untersuchungen enthalten die Arbeiten von Egorov (57) sowie von Hoelker und Braud (63), (64). Weitere Arbeiten wurden von Lawden (54), (55), Walters (58), Kooy und Berghuis (60), Tschebotarev (57), Lisovskaja (57) u. a. veröffentlicht. Die Zahl der nicht publizierten Arbeiten dürfte noch weitaus größer sein.

Es kann nicht das Ziel dieser Übersicht sein, alle Ergebnisse dieser Autoren noch einmal darzustellen. Wir müssen uns hier darauf beschränken, einige einfache und bemerkenswerte

³ Die Numerierung der 5 Librationspunkte ist natürlich beliebig festlegbar; wir haben jetzt gegenüber Teil I die Bezeichnung L_1 und L_2 vertauscht, d. h. L_1 ist jetzt der Librationspunkt zwischen beiden Massen. Diese Bezeichnungen sind allgemein die üblichere. Die Formelgruppen (6) und (7) in Teil I gelten aus Symmetriegründen natürlich ebenso für $\mu \ll 1$, falls man μ durch $1/\mu$ ersetzt. In dieser Form verwenden wir sie hier. Bei den Formeln (7) sind die rechten Seiten noch mit κ (Gravitationskonstante) zu multiplizieren, ebenso die Werte für die Konstanten C (S. 130 oben); die auf S. 129 unten angegebenen Differenzen zwischen den C_p gelten dementsprechend für $\kappa M = 1$. Analog sind die Parameterwerte von C in den Abb. 2 und 3 zu verstehen.

Schlußfolgerungen von allgemeinerer Bedeutung zu diskutieren; wegen weiterer Einzelheiten muß auf die Originalarbeiten zurückgegriffen werden.

5. Einige Ergebnisse

Zunächst ist die Frage von Interesse, wie groß die minimale Startgeschwindigkeit des Raumschiffes sein muß, um von der Erde aus den Mond zu erreichen. Im rotierenden Koordinatensystem führt die energetisch günstigste Bahn über den Sattelpunkt L_1 (vgl. Abb. 12). Man sollte erwarten, daß eine geozentrische elliptische Bahn des Raumschiffes, deren Apogäum etwa in der Entfernung von L_1 liegt, gerade noch ausreichen müßte, um mit sehr kleiner Geschwindigkeit den Sattel zu passieren (siehe Abb. 14). Dazu ist eine Startgeschwindigkeit von etwa $v_m = 11,07 \text{ km} \cdot \text{sec}^{-1}$ notwendig (ruhesendes Koordinatensystem).

Man kann derartige Bahnen berechnen, indem man die Geschwindigkeit des Fahrzeuges in L_1 als Anfangsbedingung verwendet (Thüring 59). Beginnt man dagegen die Rechnung mit dem Start auf der Erdoberfläche, so zeigt es sich, daß es praktisch unmöglich ist, den schmalen Kanal am Librationspunkt auf diese Weise zu passieren, da die Anforderungen an die Genauigkeit der Bahn viel zu hoch sind (Egorov 57, Thüring 59). Normalerweise fällt das Apogäum der Bahn nicht mit L_1 zusammen, und es werden in den meisten Fällen sehr viele Umläufe des Raumschiffes um die Erde vergehen, bis diese Koinzidenz zufällig einmal eintritt. Aber selbst dann, wenn das Apogäum der Bahn exakt die optimale Lage hat, ist es sehr zweifelhaft, ob das Raumschiff den Sattel sofort passieren kann, da seine Winkelgeschwindigkeit erheblich kleiner ist als die von L_1 . Der unzureichende Bahndrehimpuls müßte durch den störenden Einfluß des Mondes erst allmählich vergrößert werden (siehe Egorov⁴). Die Flugdauer kann dadurch bis auf mehrere Jahre anwachsen (Ruppe, Barker 60). In noch stärkerem Maße tritt diese Schwierigkeit auf, wenn man mit der theoretischen Mindestgeschwindigkeit zur Erreichung des Mondes v_1 rechnet, die (im rotierenden Koordinaten-

⁴ Im rotierenden Koordinatensystem ist die zur Erreichung von L_1 theoretisch erforderliche Anfangsgeschwindigkeit v_1 noch kleiner, nämlich $11,04 \text{ km} \cdot \text{sec}^{-1}$ ab Erdoberfläche (vgl. Tab. 2). Dieser Wert ist eigentlich das absolute Minimum für die Erreichung des Mondes und wird von Egorov u. a. der Diskussion zugrundegelegt. Es ist jedoch zweifelhaft, ob es jemals möglich wäre, mit dieser Geschwindigkeit den Sattel bei L_1 zu passieren, da das zwar mit dem Energiesatz, keinesfalls aber mit dem geozentrischen Flächensatz in Einklang zu bringen ist. Egorov nimmt nun an, daß durch die Störungen des Mondes der Bahndrehimpuls in derselben Weise ständig vergrößert wird, wie er es für die ersten Umläufe numerisch berechnet hat, bis der erforderliche Wert erreicht ist. Die Berechtigung dieser Extrapolation ist aber keineswegs nachgewiesen. Es ist durchaus denkbar, daß die Flächenkonstante niemals so groß wird, ähnlich wie es im Falle des analogen Zweikörperproblems sofort beweisbar ist. Das Jacobische Integral ist eben nur ein erstes Integral des Problems, und es ist nicht gesagt, daß der gesamte von den Hillschen Flächen begrenzte Raum stets von jeder Bahn mit der zugehörigen Jacobischen Konstanten auch wirklich ausgefüllt werden kann. Weitere Integrale (die uns nicht bekannt sind) können zusätzliche Beschränkungen bringen. Der von Egorov angegebene Wert für die Anzahl der Umläufe bis zur Erreichung von L_1 ($> 10^2$) beruht auf der genannten Argumentation und erscheint deshalb nicht sehr real. Werte dieser Größenordnung sind eher zu erwarten bei Geschwindigkeiten von etwa v_m (der erforderliche Drehimpuls ist allerdings bei diesen Bahnen auch noch nicht vorhanden!), deshalb sind die betreffenden Daten im Text erwähnt. Sie sind nur als ungefähre Anhaltspunkte gedacht. Ähnliche Einwände sind auch gegen die Argumentation von Ruppe und Barker zu erheben. Im Zusammenhang mit diesen Bemerkungen ist noch darauf hinzuweisen, daß ein Körper, der mit v_1 gestartet wird (d. h. mit der Geschwindigkeit, die ausreichen müßte, um L_1 und L_4 zu erreichen), noch keineswegs das System mit Sicherheit verlassen kann, obwohl nach dem Jacobischen Integral keine Beschränkungen mehr vorhanden sind. Ein anderes Problem ist das der Berechnung von v_m und ähnlicher Geschwindigkeiten im Inertialsystem. Der im Text angeführte Wert ist nur näherungsweise richtig, da er mittels des Energiesatzes berechnet wurde, der in seiner üblichen Form jedoch nur bei zeitlich konstantem Potential U gilt, während das Potential hier tatsächlich von der Zeit abhängt. Es wird dann

$$\frac{m}{2} (v^2(t_2, t_2) - v^2(t_1, t_1)) = U_1(t_1, t_1) - U_2(t_2, t_2) + \int_{t_1}^{t_2} \frac{\partial U}{\partial t} dt$$

Der letzte Term, der von der durchlaufenen Bahn und dem zeitlichen Ablauf der Bewegung abhängt, gibt die Änderung der Gesamtenergie des Körpers an. Dieselben Vorbehalte betreffen z. B. auch die in Tabelle 1 (1c und 2c) angegebenen Zahlen.

system) ausreicht, um bis L_1 zu gelangen, falls man nur die durch das Jacobische Integral gegebenen Bedingungen berücksichtigt, wie bei Egorov oder Ruppe und Barker. In praxi ist diese Methode also nicht diskutabel, obwohl sie den Vorteil aufweist, daß das Raumschiff ebenso viel Mühe hätte, über den Sattel wieder zurückzukommen, so daß es ohne künstliche Geschwindigkeitsänderungen für längere Zeit vom Mond eingefangen wäre, den es währenddessen auf einer ellipsenähnlichen Bahn umkreist.

Die Mindest-Startgeschwindigkeit v'_m die man braucht, um schon beim ersten Umlauf den Mond zu erreichen, ist etwa $25 \text{ m} \cdot \text{sec}^{-1}$ größer als v_m ; sie entspricht etwa der Startgeschwindigkeit, mit der das Raumschiff - bei Vernachlässigung des Mondeinflusses - bis zur Mondbahn gelangen würde. Außerdem ist diese praktisch erforderliche Mindestgeschwindigkeit rund $50 \text{ m} \cdot \text{sec}^{-1}$ größer als v_1 . Die Flugdauer beträgt dann (in einer Richtung) etwa 5 Tage.

Man kann natürlich auch noch höhere Startgeschwindigkeiten wählen, z. B. eine relativ zum Erdpotential parabolische oder hyperbolische Geschwindigkeit (die oben erwähnte Mindestgeschwindigkeit ist noch elliptisch). Die Flugdauer verringert sich dadurch beträchtlich. Mit der parabolischen Geschwindigkeit v_p , die $120 \text{ m} \cdot \text{sec}^{-1}$ höher ist als v_m , benötigt das Raumschiff 50 Stunden zum Mond. Einer weiteren erheblichen Vergrößerung der Anfangsgeschwindigkeit sind aus raketentechnischen Gründen Grenzen gesetzt; man kann deshalb sagen, daß die minimale Flugdauer zum Mond gegenwärtig bei einem Tag liegt, wofür eine Startgeschwindigkeit erforderlich ist, die $0,5 \text{ km} \cdot \text{sec}^{-1}$ über der parabolischen liegt (zu den absoluten Werten der Geschwindigkeit vgl. Tab. 1 und 2).

Alle diese Bahnen, die unmittelbar in die Nähe des Mondes führen, haben allerdings den Nachteil, daß die Geschwindigkeit des Raumschiffes relativ zum Mond stets hyperbolisch ist. Das Raumschiff wird also nach dem Vorbeiflug am Mond dessen Wirkungssphäre sofort wieder verlassen, der Mond kann das Raumschiff nicht einfangen, es sei denn, man verringert mittels eines Raketentriebwerkes die Geschwindigkeit des Fahrzeuges in Mondnähe. Nur auf diese Weise ist es möglich, das Raumschiff in eine Mondsatellitenbahn zu bringen (wie es beim Apollo-Projekt geplant ist). Dafür wird eine Geschwindigkeitsänderung um etwa $\Delta v = 1$ bis $1,5 \text{ km} \cdot \text{sec}^{-1}$ gebraucht, wenn die Bahn in der Nähe der Mondoberfläche verlaufen soll.

Eine vollständige Klassifizierung aller möglichen Flugbahnen im Bereich des Erde-Mond-Systems ist kaum möglich. Meistens beschränken sich die Berechnungen auf einzelne besonders interessante Untergruppen. Verschiedene Autoren haben versucht, eine gewisse Ordnung in die von ihnen berechneten Bahnen zu bringen, am ausführlichsten vielleicht Egorov. Dabei ist zu beachten, daß sich die Untersuchungen meistens auf Bahnen in der Ebene der Mondbahn beschränken. Wir wollen hier lediglich einige Gesichtspunkte notieren, die für die Unterscheidung und Klassifizierung der Bahnen von Bedeutung sind:

1. Rechtläufigkeit oder Rückläufigkeit der Anfangsbahn (nach dem Start von der Erde),
2. Annäherung an den Mond im aufsteigenden oder absteigenden Ast der Flugbahn (geozentrisch; im letzteren Fall muß die Anfangsgeschwindigkeit elliptisch sein),
3. rechtläufiger oder rückläufiger Flug um den Mond (bzw. Vorbeiflug am Mond),
4. Rückkehrbahn zur Erde führt im aufsteigenden oder absteigenden Ast in Erdnähe (selenozentrisch),
5. Rückkehrbahn rechtläufig oder rückläufig (geozentrisch).

Vgl. hierzu Abb. 15, S. 18. Nicht alle Kombinationen dieser Merkmale von Raumflugbahnen sind wirklich realisierbar; Egorov unterscheidet z. B. 16 Bahnklassen. Analog ist die Einteilung einer speziellen Gruppe dieser Bahnen, die nicht nur in die Nähe des Mondes führen, sondern ihn treffen. Schließlich gilt dasselbe von Bahnen, die vom Mond ausgehen und in die Nähe der Erde gelangen (oder die Erde treffen). Noch unübersichtlicher werden die Verhältnisse, wenn man Bahnen berücksichtigt, die aus der Umlaufebene des Mondes herausführen (siehe z. B. Hoelker und Braud).

Schluß folgt.

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 bemannten 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? – 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 unpunktförmig? – Bestimmung des Durchmessers von Mond-Ringgebirgen mit einfachen Mitteln – Elektronenoptik im Dienste der Astronomie – Die Okosphäre Veränderlicher Sterne – Bald totales Rendezvous – Beobachtung von Jupitermondverfinsterungen 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 von Raumflugkörpern – Strahlenprobleme beim Flug ins All – Zukünftige Anwendungsmöglichkeiten von LASER in der Raumfahrttechnik – Berechnung der Ephemeriden künstlicher Erdsatelliten an der Ephemeridenzentrale der DDR – Gedanken zur Behandlung astronautischer Probleme im Astronomie-Unterricht – Energieversorgung in Raumkörpern – Echo 2, der zweite passive Relaisatellit – USA-Raketen-Budget – Die Grunderscheinungen und Anwendungsmöglichkeiten der Polarisation von Lichtstrahlen – Versuch zur Bestimmung der nächtlichen Extinktion aus Helligkeitsbeobachtungen des künstlichen Satelliten Echo 1 (1960) – Einiges zur Strahlungseinwirkung auf Satellitengeräte – Ergebnisse der Untersuchungen der kosmischen Strahlung – Vom Wirkungsquantum zum Sternspektrum – Funktechnische Satellitenbeobachtungsstation der Deutschen Astronautischen Gesellschaft – ISIS-Jonosphärensatelliten – Comsat – Das USA-Nachrichtensatelliten-Monopol – ELDO und ESRO – Probleme des Raumfluges im Erde-Mond-Bereich – Einige Betrachtungen zum Mondflug-Programm der USA – Künstliche Erdsatelliten kontrollieren die Einhaltung des Moskauer Teststopabkommens. 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

hj 31052

Heinrich

5/B

Maximilianstr.10

Astronomie und Raumfahrt





Astronomie und Raumfahrt

1966 **2**

Inhalt:

Fernsehdirekttempfang von Satelliten? · <i>H. D. Naumann</i>	33
Das optische System aus Äquivalentlinsen in Luft · <i>Ing. Max Rötsch</i>	35
Lumineszenz auf der leuchtenden Mondoberfläche · <i>Ing. Max Rötsch</i>	39
Satelliten zum „Jahr der ruhigen Sonne“ 1964/15 · <i>Bernhard Priesemuth</i>	40
Astronautische Begriffe	41
Aus der Geschichte der Astronautik · <i>Horst Hoffmann</i>	42

Aus der Arbeit der Fachgruppen Astronomie des Deutschen Kulturbundes

Zwei Jahre Astronomische Arbeitsgemeinschaft „Bruno H. Bürgel“ in Potsdam	44
Sonnenuhren gesucht	45
Astronautische Schwerpunkte 1966 · <i>Herbert Pfaffe</i>	46
Die Erde von Raumflugkörpern aus gesehen. Aufnahmen aus Woßhod-Raum- schiffen und Gemini-Kapseln	47

Mitteilungen der Deutschen Astronautischen Gesellschaft

Probleme des Raumfluges im Erde-Mond-Bereich · <i>Dr. Erhard Hantzsche</i>	51
Ergebnisse der funktechnischen Beobachtung sowjetischer Erdsatelliten mit 65° und 51° Bahnneigung von Oktober 1964 bis November 1965 <i>Karl-Heinz Neumann</i>	57
Buchbesprechung: Weltraumrecht in Zahlen	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. 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

Fernsehdirekttempfang von Satelliten?

H. D. NAUMANN

Auf dem Internationalen Fernsynchronsymposium in Montreux (Frankreich) im Frühjahr 1965 gab der amerikanische Wissenschaftler P. S. Visher, einer der Hauptkonstrukteure des Early-Bird-Satelliten bekannt, daß die Hughes Aircraft Comp., Geburtsstätte der amerikanischen synchronen Nachrichtensatellitentypen an einem neuen Synchronsatelliten arbeite, der Schwarzweiß- und Farbfernsehprogramme unmittelbar zu den Heimempfängern übertragen könne und mit dessen Einsatz in zwei bis drei Jahren zu rechnen sei.

Vergleicht man den Aufwand, der für eine TV-Heimempfangsanlage zumutbar ist, mit dem, der für Nachrichtensatelliten-Bodensationen heute getrieben werden muß, so erscheint diese Mitteilung zunächst recht unglaublich. Die in einem Satelliten zur Verfügung stehende Sendeleistung ist so gering, daß zu ihrem Nachweis am Boden alles aufgewendet werden muß, was die Funkelektronik gegenwärtig an moderner Technik zu bieten hat. Extrem rauscharme Verstärker auf molekularelektronischer Grundlage, 25 m große und mehrere 100 t schwere Spezialantennen, die mit einer Genauigkeit von wenigen Hundertstel Grad ausgerichtet und nachgeführt werden müssen, und die zum Schutz gegen Wind und Wetter unter riesigen Kunststoffkuppeln angeordnet sind, sind die markantesten Einrichtungen dieser Anlagen. Von einem modernen Nachrichtensatelliten, wie Early Bird, wird z. B. eine Strahlungsleistung von 16 W abgestrahlt. Nur 0,25 pW* aber gelangen an den Empfängereingang, wenn eine 25 m große Parabolantenne als Empfangsantenne dient. Dieser Betrag liegt in der Größenordnung der Leistung, die eine 25 mg schwerer Käfer aufbringen muß, wenn er sich in 12 Tagen um einen Zentimeter senkrecht nach oben bewegt! Ein handelsübliches Fernsehgerät aber benötigt etwa das 4000fache dieses Wertes für einen einwandfreien Empfang. Daraus erkennt man, daß das Problem Nr. 1, dessen Lösung für die Verwirklichung des Fernsehdirekttempfanges von Satelliten erforderlich ist, die Erhöhung der Satellitensendeleistung darstellt.

Legt man für einen Heimempfänger einen Antennenspiegel von 2 bis 3 m Durchmesser als maximal zumutbar zugrunde, so kommt man zu der enormen Strahlungsleistung des Satelliten von etwa 10 000 kW. Selbst mit dem Einsatz der heute — u. a. mit den Satelliten der Kosmos-Serie — in Erprobung befindlichen Kernenergieanlagen für Raumfahrtzwecke dürfte ein derartiger Betrag für Satelliten in den nächsten Jahren ein unerfüllbarer Wunschtraum bleiben. Die Verwirklichung des direkten Satellitenfernsehens würde deshalb ein Abgehen von dem heute beim Fernsehen üblichen Verfahren voraussetzen. Wendet man nämlich statt der Amplitudenmodulation, wie z. Z. üblich, für die Übertragung der Bildsignale die vom UKW-Funk her bekannte Frequenzmodulation an, so ergibt sich eine wesentliche Vergünstigung der Leistungsbilanz um etwa das 100fache. Das aber würde bedeuten, daß bei einer in naher Zukunft durchaus erreichbaren Strahlungsleistung von 100 kW ein Direkttempfang möglich wäre. Die Empfangsanlage müßte dann lediglich noch einen Vorsetzer erhalten, der die frequenzmodulierten Signale wieder in amplitudenmodulierte zurückverwandelt.

Aber die Leistung ist nicht das einzige technische Problem des Direkttempfanges, ja es ist vielleicht das einzige Problem, bei dem tatsächlich eine Lösung abzusehen ist. Wie z. B. will man die Frage der Fernschnormen, die ja heute in vielen Län-

* 1 pW = 1 Piko-Watt = 10^{-12} Watt.

dern recht unterschiedlich sind, lösen? Die Spezialbodenstationen verfügen über recht aufwendige „Normwandler“, die für eine Heimanlage unerschwinglich sind. Auch die Betriebsfrequenz des Satelliten bereitet Kopfzerbrechen. Im gesamten Sichtbereich des Satelliten, und dieser umfaßt bei einem Synchronsatelliten etwa 40 Prozent der Erdoberfläche, wäre kein irdischer Sender auf der gleichen Frequenz arbeitsfähig. Heute hingegen können selbst in einem Land mehrere Fernsehsender auf einer Frequenz betrieben werden, da die Reichweite jedes Senders auf wenig mehr als die optische Sicht begrenzt ist. Ein solcher Satellit hingegen würde ein breites Frequenzgebiet für seinen Sichtbereich blockieren.

Ebenso bedeutungsvoll wie diese technischen Fragen sind die gesellschaftspolitischen Probleme, die der Fernsehdirekttempfang aufwirft. Ein Satellit ist in der Lage, ein großes Gebiet der Erdoberfläche mit den Sendungen eines Senders zu versorgen. Damit aber werden nicht nur unterschiedliche Sprachgebiete, sondern auch Staaten unterschiedlicher politischer und gesellschaftlicher Anschauungen und Konstitution erfaßt. Das Sprachproblem wäre nur dadurch zu lösen, daß man eine „Fernseh-Weltsprache“ proklamiert, z.B. Englisch. Inwieweit das Erlernen dieser Sprache auf breiter Basis mit dem technischen Fortschritt mithält, ist eine offene Frage.

Auf Grund der heutigen weltpolitischen Lage aber wird die Errichtung eines solchen Satellitensystems alle Garantien für die völlige Gleichberechtigung aller Staaten einschließen müssen. Es müßte sichergestellt sein, daß die „Direktvision“ nicht im Dienst kapitalistischer Interessen zum Zwecke des Profits oder der Rassen- und Kriegshetze mißbraucht wird. Ebenso würden sich wohl alle Länder für einen von einem Staat betriebenen, reklameschreienden Piratensender im Kosmos bedanken. Wie die jüngste Entwicklung auf dem Gebiet der Nachrichtensatelliten zeigt, sind gewisse Kreise der USA darüber anderer Meinung als die Weltöffentlichkeit. Damit ist schon gesagt, daß der Weg zur Realisierung eines solchen Systems nur über ein internationales Gremium unter Beteiligung aller Nationen gehen kann, daß alle Sendungen nur unter Obhut und Kontrolle eines solchen erfolgen könnten.

Ob dieser Schwierigkeiten und Bedenken mag die Frage berechtigt erscheinen, ob ein Direkttempfang der Fernsehsendungen von Satelliten überhaupt lohnenswert oder notwendig ist. Da die Reichweite eines Fernsehsenders wenig mehr als die optische Sicht beträgt, wird eine Vielzahl von Sendern nötig, wenn ein Programm in alle Teile eines so riesigen Territoriums, wie es z.B. das der Sowjetunion darstellt, übertragen werden soll, ganz zu schweigen von den erforderlichen Zubringerlinien. Schon ein zweites Programm verdoppelt den Aufwand. Diese Aufgabe könnte durchaus von einem Satelliten übernommen werden, der dann das gesamte Sendernetz ersetzen würde. Garantiert werden müßte lediglich, daß die Sendungen nicht über Landesgrenzen hinaus ausgestrahlt würden, was technisch realisierbar ist. Diese Methode wäre für so große Staatengebilde wie die UdSSR oder die USA sehr rentabel, für Anhäufungen kleinerer Staaten auf engem Raum, wie das in Europa der Fall ist, jedoch nicht anwendbar.

Die Verwirklichung der weltweiten, direkten Ausstrahlung eines Programms würde aber bei den heute seitens der kapitalistischen Staaten praktizierten Gepflogenheiten eher eine Gefahr als ein Segen für die Menschheit sein, ungeachtet des technisch hochzuschätzenden Fortschritts, den diese Möglichkeit ausdrückt.

Literatur: Funk-Technik, 20 (1965), H. 19, S. 786.

Das optische System aus Äquivalentlinsen in Luft

Ing. MAX RÖTSCH

Nachdem in den vorangegangenen Artikeln eingehend die Theorie der Berechnung von Äquivalentlinsen mit der Dicke 0 erläutert und ebenso über die Umwandlung dicker Linsen in dickenlose Äquivalentlinsen berichtet wurde, sollen die heutigen Ausführungen in Erweiterung der Seidelschen Theorie der Berechnung eines kompletten optischen Systems dienen, das zunächst aus Äquivalentlinsen in Luft besteht. Haben wir bei der Berechnung von derartigen Linsen als Flächenindizes den Buchstaben „v“ benutzt, so führen wir bei der Berechnung von optischen Systemen für die Einzellinsen die Bezeichnung „l“ ein.

Die Abbildungsgleichung und die Brennweite für eine einzelne Äquivalentlinse ergeben sich dann einerseits aus der Formel für die Brennweite

$$\frac{1}{f} = \frac{n'_k h_k}{s'_k h_1} \left\{ \frac{1}{n_1} + \frac{\delta_k}{s_1} \right\} - \frac{1}{\frac{h_k}{s_1 h_1}}$$

(Liegt der paraxialen Durchrechnung der Wert für $s_1 = \infty$ vor, so nimmt die obige Formel die einfachere Gestalt an, nämlich

$$f = \left(\frac{n_1}{n'_k} s'_k \frac{h_1}{h_k} \right)_{s_1 = \infty};$$

man setzt dann darin ein: $n_1 = n'_k = 1$; $\frac{h_k}{h_1} = 1$ andererseits aus der Formel

$$\delta_k = 0$$

$$\frac{1}{f} = (n-1) \left(\frac{1}{r_1} - \frac{1}{r_2} \right) + \left(\frac{n-1}{n} \right) \cdot \frac{e}{r_1 r_2}$$

wegen $e = 0$ $\frac{1}{f_l} = \frac{1}{s'_l} - \frac{1}{s_l} = (n_l - 1) \left(\frac{1}{r_l} - \frac{1}{r'_l} \right)$

s_1 und s'_1 sind die auf den Linsenort bezogenen Objekt- bzw. Bildweiten, r_1 und r'_1 die Krümmungsradien der Linsenflächen auf der Objekt- bzw. Bildseite. Der reziproke Wert der Brennweite einer Äquivalentlinse heißt bekanntlich ihre Brechkraft: φ .

Die Brennweite $f \sum^k l$ eines Systems von k -Äquivalentlinsen ergibt sich gemäß der Formel

$$\frac{1}{f} = \frac{n'_k h_k}{s'_k h_1} \left\{ \frac{1}{n_1} + \frac{\delta}{s_1} \right\} - \frac{1}{\frac{h_k}{s_1 h_1}},$$

aus
$$\frac{1}{f_k} = \frac{1}{s'_k} \frac{h_k}{h_1} \left\{ 1 + \frac{\delta_k}{s_1} \right\} - \frac{1}{s_1 \frac{h_1}{h_k}}$$

Diese Beziehung läßt sich folgendermaßen umformen: Die Gesamtablenkung eines paraxialen Strahles durch ein System ist

$$\sum_1^k \gamma_l = \mu'_k - \mu_1$$

$$\mu'_k = \frac{h_k}{s'_k}; \quad \mu_1 = \frac{h_1}{s_1}$$

Die Ablenkung der Einzellinse ist nach der Formel

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

$$\gamma_l = \gamma_v + \gamma_{v+1} = -h_l \left\{ \Delta_v \Delta \frac{1}{n_v} + \Delta_{v+1} \Delta \frac{1}{n_{v+1}} \right\}$$

oder wegen

$$\Delta \frac{1}{n_{v+1}} = -\Delta \frac{1}{n_v} = \frac{n-1}{n}$$

$$\gamma_l = h_l \frac{n-1}{n} \{ \Delta_v - \Delta_{v+1} \} = h_l \frac{n-1}{n} \left\{ \frac{1}{r_l} - \frac{1}{s_l} - \frac{1}{r'_l} + \frac{1}{s'_l} \right\}$$

mittels der Formeln

$$\frac{1}{f_l} = \frac{1}{s'_l} - \frac{1}{s_l} = (n_l - 1) \left(\frac{1}{r_l} - \frac{1}{r'_l} \right)$$

$$\gamma_l = h_l \frac{n-1}{n} \left\{ \frac{\varphi_l}{n-1} + \varphi_l \right\} = h_l \varphi_l$$

erhalten wir nach Berücksichtigung der Formeln

$$\sum_1^k \gamma_l = \mu'_k - \mu_1; \mu'_k = \frac{h_k}{s'_k}; \mu_1 = \frac{h_1}{s_1} \text{ und } \gamma_l = h_l \frac{n-1}{n} \left\{ \frac{\varphi_l}{n-1} + \varphi_l \right\} = h_l \varphi_l$$

die Form für

$$\frac{1}{f \sum_l^k} = \left(\frac{1}{s_1} + \sum_1^k \frac{h_l}{h_1} \varphi_l \right) \left(1 + \frac{\delta_k}{s_1} \right) - \frac{1}{s_1} \frac{h_1}{h_k}$$

Zur Bestimmung der Werte $\frac{h_l}{h_1}$ hat man dann den Algorithmus:

$$(n_l - 1) \left(\frac{1}{r_l} - \frac{1}{r'_l} \right) = \varphi_l; \varphi_l = \frac{1}{s'_l} - \frac{1}{s_l}$$

$$s_{l+1} = s'_l - e'_l; \frac{h_l}{h_{l-1}} = \frac{s_l}{s_{l-1}}; \frac{h_l}{h_1} = \frac{h_2}{h_1} \frac{h_3}{h_2} \dots \frac{h_l}{h_{l-1}}$$

worin e'_l der Abstand der $l+1$ ten Äquivalentlinse von der l -ten ist. Die Größe δ_k ergibt sich gemäß der Formel

$$\sum_{v=2}^k \frac{e'_{v-1}}{n_v \frac{h_{v-1}}{h_1} \frac{h_v}{h_1}} = \delta_k \text{ oder } \delta_k = \sum_2^k e'_{l-1} \frac{h_1}{h_{l-1} h_l}$$

da der Anteil der Hinterfläche jeder Äquivalentlinse immer Null wird.

Für den praktisch am häufigsten bevorzugten Fall $s_1 = \infty$ nimmt die Brennweitenformel diese Form an

$$\frac{1}{f \sum_l^k} = \sum_1^k \left(\frac{h_l}{h_1} \varphi_l \right)_{s_1 = \infty}$$

Auch die Seidelschen Summen der Flächenteilkoeffizienten lassen sich vollständig nach der Theorie der Äquivalentlinsen entwickeln. Seydel hat das große Verdienst, gezeigt zu haben, daß die Teilkoeffizienten sich am einfachsten ergeben, wenn man sie nicht unmittelbar als Funktion der Konstruktionselemente des Systems darstellt, sondern sie indirekt aus den Elementen der Durchrechnung eines Paraxialstrahles bestimmt. Bildet man aus diesen folgenden Hilfsgrößen

$$\text{a) } Q_v = n_v \left(\frac{1}{r_v} - \frac{1}{s_v} \right); \quad \text{b) } \Delta \left(\frac{1}{n'_v s'_v} - \frac{1}{n_v s_v} \right); \quad \text{c) } \varepsilon_v = \frac{1}{\left(\frac{h_v}{h_1} \right)^2 Q_v};$$

$$d) \delta_v = \sum_{\mu=2}^v \frac{e_{\mu-1}'}{n_{\mu} \frac{h_{\mu-1}}{h_1} \frac{h_{\mu}}{h_1}}; \quad e) \tau_v = \varepsilon_v + \delta_v; \quad f) \Delta \left(\frac{1}{n} \right)_v = \frac{1}{n_v} - \frac{1}{n_v}$$

worin die Quotienten $\frac{h_v}{h_1}$ sich gemäß der Formel

$$\frac{h_v}{h_1} = \frac{s_2 s_3}{s_1 s_2} \cdot \frac{s_4}{s_3} \dots \frac{s_v}{s_{v-1}} = \prod_{\mu=2}^v \frac{s_{\mu}}{s_{\mu-1}}$$

bestimmen, so sind die Flächenkoeffizienten einfach

$$\begin{aligned} a) \quad A_v &= \left(\frac{h_v}{h_1} \right)^4 Q_v^2 \Delta \left(\frac{1}{n s} \right)_v & b) \quad B_v &= \tau_v A_v & c) \quad I_v &= \tau_v B_v \\ d) \quad P_v &= -\frac{1}{r_v} \Delta \left(\frac{1}{n} \right) & e) \quad \square_v &= \tau_v (I_v + P_v) \end{aligned}$$

Da eine hohe Genauigkeit nicht erforderlich ist, genügen zur vollständigen Berechnung Rechenstab oder dreistellige Logarithmen. Ein Sonderfall tritt ein für $Q_v = 0$. Dann werden ε_v und $\tau = \infty$, und man erhält durch einfache Grenzübergänge

$$A_v = 0; \quad B_v = 0; \quad I_v = -P_v;$$

$$\square_v = \frac{n_v'^2 - n_v^2}{n_v'^2 n_v^2 \left(\frac{h_v}{h_1} \right)^2} - 2 \delta P_v$$

Deutung der Zeichen für die obigen Teilkoeffizienten:

A = Spezifischer Teilkoeffizient der Öffnungsfehler

B = Spezifischer Teilkoeffizient der Asymmetriefehler

I' = Spezifischer Teilkoeffizient des Astigmatismus

P = Spezifischer Teilkoeffizient der Petzvalschen Bildfeldkrümmung

$\square$ = Spezifischer Teilkoeffizient der kissen- und tonnenförmigen Verzeichnung

Die fünf Seidelschen Summen

Die sogenannten fünf Seidelschen Summen ergeben sich durch Summierung gewisser für die einzelnen Flächen des Systems charakteristischen Größen I_v bis V_v über alle k-Flächen des Systems. Diese Größen I bis V sind lediglich Funktionen der Konstruktionselemente des Systems und der Eingangswerte n_1, s_1 und z_1 .

Deutung der 5 Seidelschen Summen:

I: Summe der Öffnungsfehler

II: Summe der Asymmetriefehler

III: Summe der meridionalen Bildfeldkrümmung

IV: Summe der sagitalen Bildfeldkrümmung

V: Summe der Verzeichnung

Die Summe $\frac{III + IV}{2}$ bedeutet: Flächenkoeffizient der mittleren Bildfeldkrümmung

$\frac{III - IV}{2}$ bedeutet: Flächenkoeffizient des Astigmatismus

Die fünf voneinander unabhängigen Seidelschen Summen sind einfache Funktionen von fünf anderen, voneinander unabhängigen Größen, die in der Tabelle über die Flächenteilkoeffizienten (S.) enthalten sind. Es entstehen folgende Formeln

$$\Sigma I_v = \Sigma A$$

$$\Sigma II_v = \frac{1}{n_1 z_1 - s_1} \Sigma A_v + \Sigma B_v$$

$$\Sigma III_v = \frac{3}{n_1^2} \left(\frac{s_1 z_1}{z_1 - s_1} \right)^2 \Sigma A_v + \frac{6}{n_1} \cdot \frac{s_1 z_1}{z_1 - s_1} \Sigma B_v + 3 \Sigma I_v + \Sigma P_v$$

$$\Sigma IV_v = \frac{1}{n_1^2} \left(\frac{s_1 z_1}{z_1 - s_1} \right)^2 \Sigma A_v + \frac{2}{n_1} \frac{s_1 z_1}{z_1 - s_1} \Sigma B_v + \Sigma I_v + \Sigma P_v$$

$$\Sigma V_v = \frac{1}{n_1^2} \left(\frac{s_1 z_1}{z_1 - s_1} \right)^2 \Sigma A_v + \frac{3}{n_1^2} \left(\frac{s_1 z_1}{z_1 - s_1} \right)^2 \Sigma B_v + \frac{1}{n_1 z_1 - s_1} \left\{ 3 \Sigma I_v + \Sigma P_v \right\} + \Sigma \square_v$$

Ferner für die mittlere Krümmung (a) und den Astigmatismus (b)

$$a) \frac{\Sigma III_v + \Sigma IV_v}{2} = \frac{2}{n_1^2} \left(\frac{s_1 z_1}{z_1 - s_1} \right)^2 \Sigma A_v + \frac{4}{n_1} \frac{s_1 z_1}{z_1 - s_1} \Sigma B_v + 2 \Sigma I_v + \Sigma P_v$$

$$b) \frac{\Sigma III_v - \Sigma IV_v}{2} = \frac{1}{n_1^2} \left(\frac{s_1 z_1}{z_1 - s_1} \right)^2 \Sigma A_v + \frac{2}{n_1} \frac{s_1 z_1}{z_1 - s_1} \Sigma B_v + \Sigma I_v$$

Damit die fünf Seidelschen Summen gleichzeitig verschwinden bzw. gleichzeitig kleine Werte annehmen, müssen die fünf Summen der Flächenteilkoeffizienten gleichzeitig verschwinden bzw. gleichzeitig kleine Werte annehmen. Es ist also durch diese Darstellung die Behandlung der Seidelschen Summen auf die einfachere der Flächenteilkoeffizienten zurückgeführt.

Wenn, wie oben erwähnt wurde, die fünf Summen der Flächenteilkoeffizienten im Interesse der Beseitigung der Bildfehler auf kleine von Null wenig verschiedene Beträge reduziert werden müssen, so kann das bei einem System, dessen einzelne Flächen selbst nicht aberrationsfrei sind, nur so geschehen, daß positiven Werten der Teilkoeffizienten der einzelnen Flächen entsprechende negative der anderen Flächen des Systems gegenüberstehen, so daß sich die Teilkoeffizienten in ihrer Summe kompensieren.

Eine solche Kompensation wird bei gleichen Absolutwerten der Teilkoeffizienten aber nur innerhalb der Bildfehler dritter Ordnung wirklich eintreten und das System im übrigen wegen des Einflusses der Glieder höherer Ordnung mit Zonenfehlern behaftet sein. Diese Zonenfehler werden um so weniger in Erscheinung treten, je mehr sich die einzelnen Flächen des Systems selbst dem Zustande der Aberrationsfreiheit nähern, d. h. je kleiner schon die Flächenteilkoeffizienten in 3. Ordnung sind. Eine Vermeidung von stärkeren Zonenfehlern in dem Maße, wie es zur Erzeugung von lichtstarken Systemen oder Weitwinkeln notwendig ist, läßt sich also nur durch einen Aufbau des Systems aus solchen Flächen erreichen, an denen die für den Öffnungsfehler bzw. für die anderen Fehler spezifischen Flächenteilkoeffizienten hinreichend klein sind. Nur in besonderen Fällen wird ein größerer Flächenteilkoeffizient durch eine Summe beträchtlich kleinerer so aufgewogen werden, daß gleichzeitig mit der Aberration dritter Ordnung auch der Zonenfehler verschwindet.

Lumineszenz auf der leuchtenden Mondoberfläche

Ing. MAX RÖTSCH

Untersuchungen und Messungen amerikanischer Astronomen und Astrophysiker mittels photoelektrischer Spektrographen und Photometer haben zu interessanten Erkenntnissen über die leuchtende Mondoberfläche geführt. Es wurde festgestellt, daß die Mondoberfläche an verschiedenen Stellen, beispielsweise an den Ringgebirgen Kepler und Kopernikus in bestimmten Zeitabständen verschiedene Helligkeiten aufwies. Dies trat besonders im „Jahr der ruhigen Sonne“ auf; es entstanden Helligkeitsunterschiede von 15 bis 20 Prozent. Die Ursachen dieser eigentümlichen Lichterscheinung wurden auf die Ausbrüche von Protuberanzen der Sonne und auf die Sonnenflecken zurückgeführt.

Bei solchen Ausbrüchen entsteht auf der Sonne ein Materiesturm, der eine korpuskulare kosmische Strahlung ins Weltall schleudert, so auch auf unsere Erde und auf den Mond. Diese korpuskulare Strahlung, über die uns eingehender bereits die Satelliten Kenntnis gegeben haben, wird jedoch nicht nur einfach von der Mondoberfläche reflektiert, sondern es findet bei diesem optischen Vorgang teilweise eine Lumineszenz an verschiedenen Stellen der Oberfläche des Mondes statt.

Wie neueste Beobachtungen in Arizona ergaben, glühen auf der Mondoberfläche bei Aufprall der korpuskularen Strahlung besondere Materien auf und rufen eine Lumineszenz hervor. Es tritt dadurch eine Verstärkung der Leuchtkraft der getroffenen Teile der Mondoberfläche ein. Derartige Erscheinungen wurden auch bei totaler Mondfinsternis festgestellt.

Manche Stoffe, insbesondere Kalziumverbindungen mit geringen Beimengungen von Schwermetallen, wandeln eine auftretende kurzwellige Strahlung in längere Wellen um (nie umgekehrt: Stokesche Regel). Diese Erscheinung bezeichnet man mit Fluoreszenz. Gelegentlich vermögen Stoffe die empfangene Strahlung zu speichern und mehr oder minder lange nachzuleuchten. Diese Erscheinung heißt Phosphoreszenz. Der Sammelname für beide Erscheinungen ist Lumineszenz. Die Stoffe heißen Leuchtstoffe oder Luminophore. Die Leuchtdichte der Phosphoreszenz ist so gering, daß sie nur mit dunkeladaptiertem Auge wahrgenommen werden kann (Nachtleuchtzeichen, Leuchtzifferblätter). Die Lumineszenz kann aber während der Bestrahlung sehr intensiv und der visuelle Nutzeffekt sehr groß sein. Man hat hier ein großes Anwendungsgebiet, nämlich das der Leuchtröhren. Gasentladungsrohre, insbesondere solche mit Quecksilberfüllung tragen eine Innenauskleidung aus Leuchtstoffen, die durch die sehr intensiven Linien um 2530 AE erregt werden und kräftig sichtbar, ja tageslichtähnlich, leuchten. Rotstrahlende Stoffe mit Quecksilberdampf lampen hoher Leuchtdichte gleichen den Mangel dieses Lichtes an roten Strahlen aus, ähnlich den Mischlichtlampen, die eine Wolframwendel und eine Quecksilberdampf lampen im gemeinsamen Kolben enthalten.

Bringt man in den Gang des Elektronenstrahles einen Schirm, der mit einer phosphorisierenden, d. h. nach Bestrahlung leuchtenden Substanz, versehen ist, — besonders geeignet ist Zinksilikat mit sehr geringem Mangangehalt — so wird dieser Stoff durch die Strahlen zu außerordentlich hellem Aufleuchten gebracht. Man kann die Stoßionisation unmittelbar nachweisen, wenn man die Tatsache benutzt, daß sich beispielsweise Wasser bei der Kondensation, hauptsächlich an den komplexen Molekülen der Elektrizitätsträger niederschlägt. Die Stoßionisation ist nicht nur im Gasraum, sondern ebenso auch beim Aufprall schnell bewegter Träger auf feste Oberflächen wirksam, wie beispielsweise auf die besonderen Materien auf dem Mond, die dann stark aufglühen und die Lumineszenz hervorrufen.

Satelliten zum „Jahr der ruhigen Sonne“ 1964/65

BERNHARD PRIESEMUTH

Zur Zeit läuft das „Jahr der ruhigen Sonne“ aus. Auf der Sonne treten periodisch Schwankungen in ihrer Aktivität auf. Der sichtbare Ausdruck hierfür sind die Sonnenflecken. Obwohl sie als dunkle Gebiete sichtbar sind, kann man sie nicht als dunkle Stellen bezeichnen. Sie unterscheiden sich lediglich durch eine geringere Temperatur (ungefähr 1000 Grad weniger) von ihrer Umgebung (etwa 6000 Grad). Die Sonnenaktivität umfaßt jedoch noch viele andere Erscheinungen. So z. B. auch die Strahlungsausbrüche, deren Partikel bis in Erdnähe gelangen können und hier die Verhältnisse in den Strahlungsgürteln beeinflussen. Dadurch entstehen gewisse Gefahren für die Raumfahrer.

Wir unterscheiden die Zeit der geringen Aktivität (Sonnenfleckenminimum) und die Zeit der starken Aktivität (Sonnenfleckenmaximum). Beide Extreme kehren periodisch wieder. Beim auslaufenden „Jahr der ruhigen Sonne“ lag also ein Fleckenminimum vor. Die geringe Aktivität der Sonne macht man sich zunutze, um mit Hilfe von Satelliten und Höhenraketen unverfälschte Meßwerte über den physikalischen Zustand des interplanetaren Raumes zu gewinnen, denn es treten dabei die störenden Sonneneinflüsse meist weniger wirksam in Erscheinung (z. B. starke Partikelströme und Röntgenstrahlungen).

Die beiden Weltraummächte hatten sich auf dieses Ereignis gut vorbereitet. Die ausgeführten Raumfahrtexperimente kann man in zwei Gruppen unterteilen:

1. Meßsatelliten auf erdumkreisenden Bahnen.
2. Sonden auf Planetenbahnen.

Betrachten wir zunächst die Experimente der Sowjetunion. Eine sehr umfangreiche Gruppe bilden hier die „Kosmos“-Satelliten mit einer Bahnneigung von 49 Grad. Mindestens ein solcher Satellit sondiert immer den erdnahen Weltraum. So ist es möglich, laufend über die Vorgänge im Weltraum informiert zu sein. Anhand der erhaltenen Ergebnisse konnten die sowjetischen Wissenschaftler im Sommer 1965 eine Strahlungstafel für den Höhenbereich 180 bis 350 km aufbauen.

Eine weitere Gruppe sind die „Elektron“-Satelliten. Eine Trägerrakete trug jeweils zwei Satelliten dieses Typs auf ihre Bahnen. Die Bahnen sind so gewählt, daß ein Satellit hauptsächlich den äußeren und der andere hauptsächlich den inneren Strahlungsgürtel sondiert. So wird eine komplexe Forschung gewährleistet.

Die sowjetische Forschung beschränkt sich jedoch nicht nur auf den erdnahen Raum. So wurden im Rahmen des „Sonde“-Programms drei interplanetare Raumsonden gestartet, von denen besonders „Sonde 1“ dem „Jahr der ruhigen Sonne“ diente.

Als Höhepunkt aller bisherigen sowjetischen Unternehmen dieser Art sind jedoch die Forschungsstationen der „Proton“-Serie anzusehen, deren zweite noch 1965 die Umlaufbahn erreichte. Mit einer Masse von je 12,2 t sind sie die bisher schwersten Satelliten. Eine umfangreiche Meßapparatur gewährleistet eine genaue Untersuchung der Teilchen im Kosmos.

Bei den amerikanischen Experimenten gab ein kleiner Satellit mit der Bezeichnung „SR-5“ den Auftakt. Dessen Aufgabe war es, die UV-Strahlung und die solare Röntgenstrahlung zu messen. Die Meßwerte wurden größtenteils durch eine italienische Station empfangen.

Als weitere Gruppe wären die „Explorer“-Satelliten zu nennen. Diese Serie wurde auch 1964/65 fortgesetzt. Hier spielen die IMP-Satelliten eine besondere Rolle. Diese Satelliten werden beim „Apollo“-Mondflugprogramm eine wichtige Aufgabe zu lösen haben. Sie sollen die Mondfahrer vor plötzlich ansteigender Solarstrahlung und ähnlichem warnen. Eine höhere Qualität dieser IMP-Satelliten bilden die OGO-Satelliten (Orbiting Geophysical Observatory). Diese Satelliten erreichen mit Antennen und Auslegern eine Länge von 15 m und können 10 bis 20 IMP-Satelliten ersetzen. Bisher wurden zwei OGOs gestartet.

Speziell zu Sonnenuntersuchungen dienen die OSO-Satelliten, 1964/65 gelangten davon zwei auf eine Umlaufbahn. Hier ist ein interessantes Experiment von „OSO-2“ besonders zu nennen. Durch diesen Satelliten wurde eine künstliche Sonnenfinsternis mit Hilfe eines Koronographen erzeugt und ausgewertet.

Als Beitrag zum „Jahr der ruhigen Sonne“ ist auch der britische Satellit „Ariel-2“ zu bezeichnen.

Astronautische Begriffe

Luftregenerierung

Eine der wesentlichen Voraussetzungen für die Erhaltung des Lebens eines Menschen in einem Raumflugkörper ist die Luftregenerierungsanlage. Der Raumfahrer befindet sich in einer hermetisch abgeschlossenen Kabine. Bei der Atmung verbraucht der Mensch Sauerstoff, der im Körper zu CO_2 verbrannt wird. Die ausgeatmete Luft enthält bedeutend mehr CO_2 als die eingeatmete Luft. In einer hermetischen Kabine ohne Luftregenerierungsanlage würde der CO_2 -Gehalt dauernd ansteigen. Damit keine gesundheitlichen Schädigungen auftreten, muß der CO_2 -Gehalt weniger als 1 Prozent betragen.

In der bisherigen Praxis der Astronautik, den Flügen von Versuchstieren und den ersten Erdumkreisungen von Menschen erfolgte die Luftregenerierung künstlich auf chemischem Wege. Das CO_2 wurde durch Filter aus bestimmten Chemikalien gebunden und der Verbrauch des Sauerstoffs durch mitgeführten flüssigen Sauerstoff ergänzt. Für länger dauernde Raumflüge verbietet sich diese Methode von selbst, da die gewichtsmäßige Belastung durch die notwendigen chemischen Filter und die Sauerstoffvorräte zu groß werden würde. Bis zu etwa zehn Tagen (vergleiche Sauerstoffvorrat der Wostok-Raumschiffe) läßt sich diese Methode noch ohne Schwierigkeiten anwenden.

In der Astronautik der Zukunft dürfte die biologische Luftregenerierung immer mehr an Bedeutung gewinnen. Pflanzen verbrauchen bekanntlich CO_2 und scheiden Sauerstoff aus. Deshalb bemüht man sich darum, Pflanzen als biologische Gasaustauscher in den hermetischen Kabinen zu verwenden.

Bei den bisherigen Experimenten haben sich Chlorella-Algen als besonders günstig bewährt. Etwa 2,5 kp dieser Algenart genügen, um einen Menschen ausreichend mit Atemluft zu versorgen. Voraussetzung dafür ist, daß die Pflanzen genügend Sonnenlicht erhalten. Chlorella-Algen haben ferner den Vorteil, daß sie sich als Nahrung verwerten lassen.

Die Luftregenerierungsanlage muß außerdem dafür sorgen, daß die anderen physiologisch erzeugten Gase wie Wasserdampf, Methan, Schwefelwasserstoff u. a., in ihrem prozentualen Anteil nicht die zulässigen Grenzen überschreiten.

Ionosphärenwind

Unter Ionosphärenwind versteht man die durch die Rotation der Erde bedingte Luftbewegung in der Hochatmosphäre, die als Folge der täglichen Periode der Dichteänderung der Hochatmosphäre entsteht. Wie seit den Flügen der Erdsatelliten bekannt ist, treten in der Hochatmosphäre der Erde zahlreiche Schwankungen auf. Am deutlichsten ist der Tag-Nacht-Effekt in der Luftdichteänderung ausgeprägt, wenn sich keine solarbedingten Luftdichteänderungen überlagern. In rund 700 km Höhe beispielsweise tritt zwischen Tag und Nacht ein Dichteunterschied um den Faktor 10 auf. Durch die Erwärmung am Tage erfolgt ein Isobarenhub, man stellt das Maximum der Luftdichte gegen 14.00 Uhr Ortszeit, das Minimum gegen 5.00 Uhr Ortszeit fest, wenn man von den jahreszeitlich bedingten und von den Breiten abhängigen Effekten absieht. Es tritt also sozusagen eine Ausbuchtung der Hochatmosphäre in Richtung zur Sonne auf. In 500 km Höhe wird eine Schicht konstanter Dichte in sechs Stunden um etwa 140 km angehoben und sie sinkt in der gleichen Zeit um diesen Höhenbetrag.

Diese Ausbuchtung der Erdatmosphäre nach der Sonne hin ist infolge der Erdrotation mit einer relativ starken Luftbewegung verknüpft, welche man als Ionosphärenwind bezeichnet.

Ionisationsmanometer

Ionisationsmanometer benutzt man zur Messung sehr geringer Gasdichten. Beim dritten sowjetischen Sputnik wurde erstmals ein Ionisationsmanometer in einem künstlichen Erdsatelliten zur Bestimmung der Luftdichte der Hochatmosphäre eingesetzt. Der Meßbereich dieses Manometers lag zwischen 10^{-8} bis 10^{-9} mmHg.

Durch eine Spezialvorrichtung wird die Manometerröhre beim Eindringen in den Meßraum (bei einem Erdsatelliten beim Erreichen der Freiflugbahn) geöffnet. Die neutralen Teilchen können in das Ionisationsmanometer eindringen. Von einer Glühkathode werden Elektronen abgestrahlt, die mit den eindringenden neutralen Teilchen des Gases aus dem Meßraum zusammenstoßen. Dabei werden diese Teilchen ionisiert. Die sich bildenden positiven Ionen sammeln sich an dem Elektronengitter (Kollektorelektrode), das eine negative Ladung hat. Die entstandenen Elektronen fließen mit zur Anode. Die Größe des von der Kollektorelektrode aufgenommenen Ionenstromes ist proportional der in der Umgebung des Ionisationsmanometers herrschenden Gasdichte. Durch vorherige Eichung, also durch Feststellung des Proportionalitätsfaktors zwischen Gasdichte und dem Ionenstrom am Gitter, lassen sich mit einem Ionisationsmanometer die Werte der Luftdichte in großen Höhen bestimmen.

Aus der Geschichte der Astronautik

HORST HOFFMANN

Fortsetzung

Die amtliche Bekanntmachung über die Hinrichtung von N. I. Kibaltschitsch hat folgenden Wortlaut: „Heute, den 15. April 1881, um 9 Uhr morgens, werden die Staatsverbrecher: die adlige Sofia Perowskaja, der Sohn eines Geistlichen Nikolai Kibaltschitsch, der Kleinbürger Nikolai Ryssakow, die Bauern Andrej Scheljabow

und Timofej Michailow der Todesstrafe durch den Strang auf dem Ssamenowskij-Platz unterzogen werden. Was die Verbrecherin, Kleinbürgerin Helfmann, anbetrifft, so wird die Hinrichtung derselben wegen ihrer amtlich festgestellten Schwangerschaft auf Grund des Gesetzes bis zu deren Genesung verschoben.“

Nach dem einzigen Augenzeugenbericht, der in deutscher Sprache von der Hinrichtung vorliegt und von Richard Graf von Pfeil und Klein-Ellguth, Generalmajor im russischen Heer, niedergeschrieben wurde, ist Kibaltschitsch als erster gehängt worden. „Der Henker legte ihm die Schlinge um den Hals, stieg die Stufen hinab, ein Ruck, und der Körper schwebte in der Luft; keine Bewegung deutete mehr ein Zeichen des Lebens an.“

Keplers „Traum“

Im Jahre 1609 verfaßte der Entdecker der Gesetze der Himmelsmechanik, Johannes Kepler, unter dem Titel „Traum“ den Plan einer bemannten Mondlandung. Dieser Titel wurde erst 1634 in lateinischer Sprache gedruckt. Das Werk wurde jetzt von dem Wissenschaftsredakteur der amerikanischen Zeitschrift „Saturday Review“, John Lear, im Verlag der Universität des Staates Kalifornien neu herausgegeben.

Kepler äußert dort sehr interessante Gedanken: „In unsere Mondfahrer-Gemeinschaft nehmen wir keine seßhaften Personen auf, keine fetten und keine schwächlichen; wir nehmen nur solche, die ihr Leben im Sattel verbrachten oder häufig nach Indien segelten und deshalb an Schiffszwieback, Knoblauch, getrockneten Fisch und ungenießbare Nahrung gewöhnt sind.“

Kepler machte sich auch schon über die Schwerelosigkeit Gedanken: „In einer gewissen Zone zwischen Erde und Mond heben sich die Anziehungskräfte beider auf, und die Raumfahrer schweben in ihrem Schiff, ohne oben und unten auseinanderhalten zu können.

Diese kühne, geistreiche Auseinandersetzung, die in der Form einer Allegorie geschrieben wurde, brachte Kepler und seiner Mutter viel Verdruß.

Eine der Hauptfiguren ist ein sehr kluger Dämon, worunter Kepler einen „Geist des Wissens“ versteht, der von einer alten Frau beschworen wird, ihren Sohn zum Monde zu führen.

Die Feinde Keplers identifizierten die alte Frau mit Keplers leiblicher Mutter, übersetzten das Wort Dämon mit böser Geist und unterstellten der Mutter Keplers, daß sie mit einem bösen Geiste im Bunde sei. Sie wurde als Hexe angeklagt und in Ketten gehalten. Jahrelang mußte Kepler, der damals kaiserlicher Mathematiker in Prag war, um ihre Befreiung kämpfen. Als ihm diese endlich gelang, starb die Mutter kurz darauf an den Folgen der Haft.

Die Fahrt zum Mond stellt sich Kepler äußerst schwierig und nur unter Lebensgefahr und schweren Bedingungen möglich, vor. Als besonderes Hindernis bezeichnet er die Sonnenstrahlung im Weltraum. Deshalb wird die Reise zum Mond bei beginnender Mondfinsternis im Schutze des Erdschattens angetreten.

Mit einem einzigen kurzen und starken Stoß läßt Kepler den Dämon die Erdanziehungskraft überwinden. Auf der ersten Flugetappe werden die Raumfahrer gerüttelt und geschüttelt, deshalb müssen sie vorher durch starke Schlafmittel in Bewußtlosigkeit versetzt und in der Raumkapsel fest und sicher gebettet werden, so daß sich der Beschleunigungsschock einigermaßen gut ertragen läßt.

Goddards Mondrakete

Aus der 1919 erschienenen Druckschrift R. H. Goddards „Eine Methode zur Erreichung großer Höhen“: „Bei meinen Versuchen benutzte ich im allgemeinen ein Pulver mit einem Energiegehalt von 1238,5 Kalorien je Kilogramm. Bei seiner Ver-

wendung wäre es möglich, einen Apparat von der Nutzlast 1 Kilogramm und dem Treibstoff- und Totlastgewicht von 599 Kilogramm auf den Mond zu „schießen“. Die Ankunft dort könnte dadurch angezeigt werden, daß die Nutzlast, die dann natürlich bei Neumond auftreffen müßte, ein leicht entzündbarer Leuchtsatz wäre, etwa Magnesium. Der beim Auftreffen entstehende Lichtblitz, der einige Sekunden dauern würde, könnte bei entsprechender Menge Magnesium von der Erde aus, mittels guter Fernrohre, beobachtet werden und so Kunde von der glücklichen Ankunft der Rakete auf dem Erdtrabanten geben...“

Aus der „Boston Evening Transcript“ vom 18. Juli 1929 über den Startversuch Goddards vom 17. Juli 1929: „Raketen-Goddard ist unbeeindruckt! Professor Robert H. Goddard von der Clark-Universität zeigte sich unbeeindruckt von dem Vorfall, der in der Öffentlichkeit als ein Fehlschlag des Starts einer Mondrakete angesehen wird. Er führte das Experiment gestern nachmittag bei Auburn durch und erklärte, er werde weiter arbeiten an seinem Ziel, die atmosphärischen Bedingungen in großen Höhen zu erforschen. Jedoch weigerte er sich, seine Pläne näher zu erläutern. Präsident Atwood von der Clark-Universität ist nicht so verschwiegen. Er sagte: Es ist ein Kopf-an-Kopf-Rennen zwischen den Deutschen und Dr. Goddard. Die Deutschen benutzen das Prinzip, das Goddard ausgearbeitet und bereits veröffentlicht hat. Wenn Goddard Erfolg hat mit seinen Experimenten, wird er Weltruhm erlangen. Er wird nicht aufgeben!“

Die „New York Times“ meldete: „Meteorartige Rakete erschreckt Worcester! Eine von Professor Goddard entworfene Rakete, dazu bestimmt, die Stratosphäre zu erforschen, jagte in einer abgelegenen Gegend bei Worcester gleich einem flammenden Meteor durch die Luft. Der brüllende Lärm war zwei Meilen im Umkreis zu hören. Das Geräusch war so stark, daß erschreckte Einwohner die Polizei alarmierten in der Vermutung, ein Flugzeug sei in Brand geraten. Polizeiambulanzen durchsuchten das Gebiet nach Opfern, und vom Flugplatz Grafton startete ein Hilfsflugzeug. Professor Goddard erklärte dazu: „Der Test war lediglich einer in einer Serie von Versuchen, bei denen Raketen mit einem völlig neuartigen Antrieb ausprobiert werden. Es bestand nicht die Absicht, den Mond zu erreichen.“

Aus der Arbeit der Fachgruppen Astronomie des Deutschen Kulturbundes

Zwei Jahre Astronomische Arbeitsgemeinschaft „Bruno H. Bürgel“ in Potsdam

Im Dezember 1965 konnte die Astronomische Arbeitsgemeinschaft „Bruno H. Bürgel“ im Deutschen Kulturbund Potsdam auf ihr zweijähriges Bestehen zurückblicken. Während im ersten Jahr noch fast ausschließlich die Popularisierung der Astronomie durch Vorträge gepflegt wurde, können die Freunde des gestirnten Himmels in Potsdam jetzt auch praktisch arbeiten. Heute steht der Volks- und Schulsternwarte, die sich auf dem Gebäude der Bruno-H.-Bürgel-Schule in Babelsberg befindet, folgende Ausrüstung zur Verfügung:

Ein „Meniscus“-Spiegelteleskop 150/2250 und ein Refraktor 80/1200, beide auf 1 b - Montierung. Zwei Refraktoren mit 90/1500 und 67/1000, für die die Montierungen noch beschafft werden müssen. Eine Astrokamera 71/250, eine Planetenkamera, 2 Feldstecher und alles erforderliche Zubehör. Diese Ausstattung war nur möglich durch die großzügige Unterstützung, die der Rat der Stadt, das Kreiskulturhaus Babelsberg und der Deutsche Kulturbund gewährten.

Im zweiten Jahr des Bestehens konnte das Astronomische Kabinett im Kreiskulturhaus Babelsberg als ständige Ausstellung eröffnet werden. Über 80 Anschauungsmittel, die größtenteils im Selbstbau entstanden sind, sowie zahlreiche Bilder und Anschauungstafeln und 3600 Lichtbilder unterstützen die populärwissenschaftliche Arbeit, für die neuerdings auch ein kleiner Vortragsraum zur Verfügung steht.

Die bisher durchgeführten Veranstaltungen ergeben folgendes Bild:

44 Vorträge	mit 903 Besuchern
32 Beobachtungen	mit 255 Besuchern
7 Besichtigungen	mit 167 Besuchern

Das Astronomische Kabinett wurde außerdem von 500 Interessenten besucht, prominentester Gast darunter war Prof. Gonzalez aus Kuba. Erfreulicherweise hat die Zahl der jugendlichen Besucher in der letzten Zeit zugenommen.

Für das kommende Jahr ergeben sich mehrere Aufgaben, die anlässlich der Jahresversammlung am 15. Dezember 1965 besprochen und beschlossen wurden:

Ausbau der Sternwarte Hubertusdamm 8 in Babelsberg zu einer Arbeitssternwarte. Das erforderliche Instrumentarium dafür ist bereits angeschafft worden. Gründung eines Zirkels für Himmelsfotografie.

Teilnahme an den 8. Arbeiterfestspielen vom 17.—19. Juni 1966 in Potsdam durch eine Ausstellung sowie durch Kurzvorträge und Beobachtungen.

Beobachtung von vier veränderlichen Sternen im Rahmen des Wettbewerbes des Zentralen Fachausschusses Astronomie.

Erfassung und Beschreibung der im Bezirk Potsdam vorhandenen Sonnenuhren als Beitrag für die heimatkundliche Forschung.

Sonnenuhren gesucht

Ein sehr interessantes Teilgebiet der Astronomie ist die Gnomonik, die Lehre von den Sonnenuhren. Wenn die Sonnenuhr heute nicht mehr jene Bedeutung für die Zeitmessung hat wie früher, so ist die Beschäftigung mit ihr doch von wissenschaftlichem und kulturgeschichtlichem Wert. Sonnenuhren sind mitunter auch vom künstlerischen Standpunkt aus wertvoll.

Es fehlt leider eine lückenlose Übersicht über die vorhandenen Sonnenuhren. Aus sächsischen und thüringischen Gebieten liegen einige Arbeiten vor, der Norden unserer Republik ist leider nicht berücksichtigt worden. Eine Erhebung aller Sonnenuhren im Bezirk Potsdam einzuleiten, ist als Beitrag unserer Astronomischen Arbeitsgemeinschaft für die heimatkundliche Forschung gedacht. Wir bitten deshalb, uns über alle Sonnenuhren (auch nicht mehr vollständig erhaltene) im Bezirk Potsdam mit genauen Ortsangaben zu unterrichten.

Arnold Zenkert

Leiter der Astronomischen Arbeitsgemeinschaft
„Bruno H. Bürgel“

15 Potsdam, Seestraße 17, Telefon 34 33

Astronautische Schwerpunkte 1966

Bezüglich der Schwerpunkte in der Raumfahrt dieses Jahres darf man annehmen, daß besonders zwei qualitativ unterschiedliche Experimente, die aber zur Vorbereitung des bemannten Mondfluges eine Einheit bilden, bevorzugt im Mittelpunkt der Bemühungen sowohl der sowjetischen als auch der amerikanischen Wissenschaftler und Techniker stehen werden. Es handelt sich einmal um die weitere Verwirklichung der Rendezvous-Technik im Weltall und zweitens um die Erzielung einer weichen Landung auf dem Mond.

In bezug auf den ersten Punkt haben die USA mit der Annäherung ihrer Raumkapseln Gemini 6 und 7 auf eine Entfernung von nur 1,80 m eine große Leistung vollbracht. Leider weniger zur Vorbereitung einer der friedlichen Erforschung des Raumes dienenden bemannten Landung auf dem Mond als vielmehr zur Einleitung der Maßnahmen, die für den Aufbau eines bemannten militärischen Weltraumlaboratoriums vorgesehen sind. Und letzten Endes betrachten, zwar weniger die amerikanischen Raumfahrtwissenschaftler, um so mehr aber die Militärs und Politiker auch unseren natürlichen Erdtrabanten als eine militärische Station, die sie nach der bemannten Landung der Amerikaner werden soll. Daß bei diesen militärischen Vorbereitungen nicht immer die notwendige Sorgfalt angewandt wird, ergab der erste mißlungene Start von Gemini 6, denn bei der Überprüfung der Rakete fand man in einer Abgasturbine eine Plastikhülle, die aus Versehen nicht entfernt worden ist, obwohl zwei Inspektoren die Arbeit des verantwortlichen Technikers überprüft und die Prüfdokumente sorglos abgezeichnet hatten.

Man kann natürlich aus dem zweifellos großen Erfolg des ersten amerikanischen Rendezvous nun keine allgemeine Überlegenheit der Amerikaner auf dem Gebiete der Raumfahrt ableiten. Es bleibt eine historische Tatsache, daß bei den meisten Raumfahrtexperimenten der erste Schritt, das erste Experiment, die erste Erforschung von der Sowjetunion unternommen wurden. Welche Mittel aufgewandt werden, das Schwierigste bleibt immer der erste Schritt.

Bezüglich der weichen Landung auf dem Mond hat die Sowjetunion eine Reihe von Teilerfolgen zu verzeichnen. Sie wird, auf diesen Erfahrungenaufbauend, das Experiment zur Vollendung führen. Die Amerikaner werden erst in der zweiten Jahreshälfte mit ihrem Raumflugkörper vom Typ Surveyor in dieses Gebiet der Raumfahrt eingreifen.

Die aktuellen astronautischen Ereignisse, die immer wieder neue Perioden in der Astronautik eröffnen, folgen gegenwärtig schneller aufeinander, als man sie in einer, in größeren Zeitabständen erscheinenden Zeitschrift festhalten kann. Inzwischen hat sich vieles, was angekündigt wurde, schon erfüllt.

Die Amerikaner haben am 7. April 1966 ihren ersten weichlandenden Mondflugkörper vom Typ „Surveyor“ zu starten versucht. Da nur eines der beiden Triebwerke zum Teil zündete, verblieb der Mondflugkörper auf einer erdnahen Satellitenbahn, in der er mit der zweiten Raketenstufe die Erde in 160 km umkreiste.

Die USA haben mit ihren Gemini-Raumflugkörpern das Rendezvous zur Vollendung gebracht, allerdings mit dem Erfolg, daß nach dem Zusammenkoppeln des Gemini-Raumschiffes mit der Agena-Stufe das Unternehmen fast mit einer Katastrophe geendet hätte.

Die Sowjetunion hat ihren ersten weichgelandeten Mondflugkörper (Luna 9) und ihren ersten Mondsatelliten. Sie hat damit wiederum als erstes Land der Erde astronautisches Neuland erreicht.

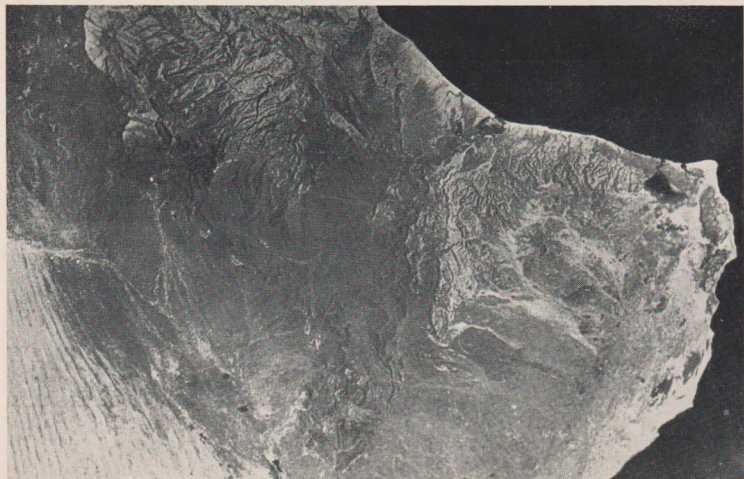
HERBERT PFAFFE



Die Erde von Raumflugkörpern aus gesehen

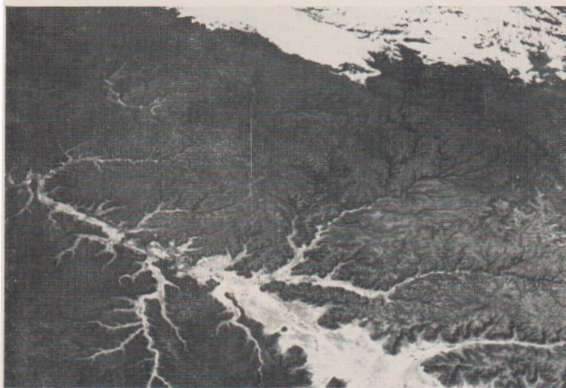
Aufnahmen aus Woßhod-Raumschiffen und Gemini-Kapseln

Oben: Ein Grenzgebiet zwischen Mexiko und dem amerikanischen Bundesstaat Arizona. Im oberen rechten Bildteil, mit einem kleineren Wolkengebiet darüber, der Coronado National Forst. Städte und Dörfer, links oben ein ausgetrockneter See sowie Straßen und Flüsse sind zu erkennen. Unten: Die Ostspitze der arabischen Halbinsel. Der untere linke Bildteil zeigt die Dünenstruktur der Wüste, der obere Bildteil gebirgige Landschaft.





Links: Landschaft in Mauretanien. Im oberen mittleren Bildteil erkennt man deutlich einen durch Meteoritenaufschlag erzeugten Krater.



Mitte: Das Gebiet des Wadi Hadhramaut, geologisch interessante Bodenstruktur im Mittleren Osten. Der Golf von Aden liegt im Hintergrund.



Unten links: Ägypten mit der Küste des Roten Meeres. Dunkle Gebiete sind Vegetationsflächen, helle sind Sand. Deutlich sind die Bewässerungsanlagen in den dunklen Gebieten zu erkennen.



Unten rechts: Der Nil im mittleren Ägypten.

Rechts: Wie nützlich Beobachtungen von Wolkenstrukturen aus Raumschiffen sein können, zeigt dieses Bild, das über den Meer aufgenommen wurde. Man erkennt in der Bewölkung einige Konvektivzellen.



Unten links: Seengebiet im mittleren Tibet, westlich von Lhasa. Landschaftsstruktur und Wolkencharakter sind deutlich zu erkennen.

Unten rechts: Der Golf von Kalifornien. Die weiße Schlangenlinie auf diesem Bild ist offensichtlich ein Filmfehler.





Oben: Die Ausläufer des Tienschan-Gebirges in der Kasakischen Sowjetrepublik. Die schneebedeckten Gipfel treten deutlich hervor. Über dem Gebirgsvorland im linken Bildteil liegt dünne Bewölkung. Unten links: Dieses Bild von der Acklinsinsel zeigt die Grenze zwischen tiefem und flachem Wasser. Außerdem zeichnet sich ein Korallenriff ab. Unten rechts: Diese über der großen Bahamabank gemachte Aufnahme zeigt ebenfalls deutlich die Grenze zwischen seichtem und tiefem Wasser. Das hellere Gebiet ist Flachwasser.



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. Vizepräsidenten: Prof. Dr. Hans Reichardt, Heinz Mielke. Sekretär: Dipl.-Gew. Herbert Pflaß

Probleme des Raumfluges im Erde-Mond-Bereich

Dr. ERHARD HANTZSCHE

Fortsetzung und Schluß

Ein besonderes Problem sind die periodischen Bahnen mit Kommensurabilitäten, die den Vorteil haben, daß die gleichen Stellungen des Raumschiffes relativ zu Erde und Mond periodisch wiederkehren.

Solche Bahnen wurden z. B. von Newton (Umlaufzeit des Raumschiffes zu der des Mondes wie 1 : 2) und Huang (2 : 3) berechnet. Dieses Verhältnis der Umlaufzeiten kann natürlich auch noch andere Werte haben, wie 1 : 3, 3 : 2, 2 : 1, 2 : 5, 3 : 5 usw. Der störende Einfluß der Sonne wird dabei stets vernachlässigt.

Von Interesse ist aber die Stabilität dieser Bahnen, d. h. die Frage, wie stark sich die Bahnen durch eine kleine Abweichung der Geschwindigkeit von dem idealen Sollwert im Laufe der Zeit ändern.

Solche Abweichungen sind unvermeidlich, da nicht nur die erforderlichen Anfangswerte niemals genau eingehalten werden können, sondern auch die Störungen immer wieder neue Abweichungen erzeugen. Es zeigt sich dabei, daß rückläufige Bahnen weitaus stabiler sind als rechtläufige. Beispielsweise können nach Huang erstere noch stabil sein, wenn die Abweichung vom Sollwert 0,15 Prozent beträgt; rechtläufige Bahnen sind bereits bei einem Zehntel dieses Wertes instabil und verändern sich nach zwei bis drei Umläufen völlig.

In diesem Zusammenhang ist noch folgendes zu erwähnen: Während geozentrische und selenozentrische elliptische Bahnen, die sich nicht zu weit von dem betreffenden Zentralkörper entfernen, bekanntlich völlig stabil sind (Bahnen vom Typ A 2 b) nach dem Schema in Teil I, S. 131), sind dagegen alle Bahnen die (bei jedem Umlauf) sowohl um die Erde wie um den Mond herumführen, hochgradig instabil (Bahntyp A 2 c); Egorov zeigt das an einem numerisch berechneten Beispiel:

Bei einer Abweichung der Geschwindigkeit vom Sollwert von nur $1 \text{ mm} \cdot \text{sec}^{-1}$ (das sind $3 \cdot 10^{-7}$!) führt die Bahn bereits beim vierten Umlauf ins Unendliche. Selbst wenn es gelänge, eine solche Bahn exakt zu erreichen (was praktisch unmöglich ist), würden die unvermeidlichen Sonnenstörungen sofort wieder Abweichungen verursachen.

Von großem praktischen Interesse ist die Frage, wie groß die zulässigen Starttoleranzen sind, d.h. welche Anforderungen an die Einhaltung der idealen Anfangswerte der Bahnparameter gestellt werden müssen, um ein bestimmtes Ziel zu erreichen. Hierbei zeigt sich, daß die Genauigkeitsanforderungen bei Mondflughbahnen umso höher liegen,

1. je weniger die Anfangsgeschwindigkeit sich von der minimalen Geschwindigkeit unterscheidet, und
2. je näher die Bahn am Mond vorbeiführt.

Wenn die Anfangsgeschwindigkeit des Raumschiffes nur wenig höher ist als v_m , so hängt z. B. die Flugdauer und damit die Lage der Bahn im rotierenden Koordinatensystem sehr empfindlich von kleinen Änderungen dieser Geschwindigkeit ab, und je dichter das Raumschiff am Mond vorbeifliegt, desto stärker beeinflussen kleine Änderungen des minimalen Abstandes den weiteren Bahnverlauf.

Von verschiedenen Autoren (z. B. Hiller, Thüring, Ruppe und Barker, Egorov) werden Angaben über die Starttoleranzen gemacht, von denen wir einige hier referieren wollen.

Wenn man beispielsweise den Mond treffen will, muß die Anfangsrichtung der Bahn auf $0,2^\circ$ bis $0,5^\circ$ genau eingehalten werden, die Startgeschwindigkeit auf etwa 10 bis $30 \text{ m} \cdot \text{sec}^{-1}$, die Startzeit auf einige Minuten, die Brennschlußhöhe etwa auf einige 10 km . Diese Werte gelten für Geschwindigkeiten in der Nähe von v_p ; wie bereits erwähnt, werden die Starttoleranzen enger, wenn die Anfangsgeschwindigkeit an die minimale Geschwindigkeit heranrückt.

Zahlen vergleichbarer Größe gelten für den Flug um den Mond; sie lassen sich mit der heutigen Starttechnik ohne Kurskorrektur erreichen. Wenn man den Mond nur in irgendeiner größeren Entfernung passieren will, z. B. innerhalb der Wirkungssphäre, können selbst Ungenauigkeiten von 50 bis $100 \text{ m} \cdot \text{sec}^{-1}$ und $0,5^\circ$ bis mehr als 1° zugelassen werden. Umgekehrt werden die Anforderungen natürlich größer, falls ein bestimmtes Gebiet der Mondoberfläche getroffen werden soll, oder wenn der Vorbeiflug am Mond in einem vorgeschriebenen Entfernungsintervall erfolgen soll. Wenn eine Rückkehr des Raumschiffes in Erdnähe nach dem Vorbeiflug gewünscht wird, liegen die Starttoleranzen bei einigen 10 bis zu wenigen $10^2 \text{ cm} \cdot \text{sec}^{-1}$ (je nach den Bedingungen), die Winkelgenauigkeit etwa bei $1'$.

Noch anspruchsvoller ist die Forderung, das Raumschiff ohne künstliche Geschwindigkeitsänderung in eine Mondsatellitenbahn zu bringen (abgesehen von den oben genannten Schwierigkeiten). Solche Pläne sind bisher nur mittels Kurskorrekturen während des Fluges zu verwirklichen.

Außerordentlich schwierig wäre es auch, wenn man das Raumschiff nach seinem Flug um den Mond die Erde so ansteuern lassen will, daß es flach in die Erdatmosphäre eintritt und dort abgebremst werden kann. Dazu wären Starttoleranzen von etwa $1 \text{ cm} \cdot \text{sec}^{-1}$ bzw. $1''$ erforderlich, die bei weitem die technischen Möglichkeiten übersteigen. Zur Erreichung dieser Flugziele sind stets Bahnkorrekturen (mit Hilfe eines Rückstoßtriebwerkes) notwendig.

In diesem Zusammenhang kann auch der Einfluß der Sonnenstörungen auf die Raumschiffbahnen im Erde-Mond-System diskutiert werden. Die Meinungen der

Autoren über die Frage, ob man die Gravitation der Sonne unbedingt berücksichtigen muß oder nicht, bzw. wie groß die Fehler bei Vernachlässigung des Sonneneinflusses sind, gehen auseinander.

Wir haben eingangs festgestellt, daß die Störungen durch die Sonne relativ groß sind und daß man aus diesem Grunde eigentlich die Bewegung des Raumschiffes als Vierkörperproblem behandeln müßte. Die Genauigkeit der Bahnberechnung würde dadurch noch erheblich besser werden als im Rahmen des Dreikörperproblems, wobei man außerdem in der Nähe von Erde und Mond die Abweichungen dieser Körper von der Kugelgestalt berücksichtigen kann. Systematische Berechnungen, die alle diese Faktoren einbeziehen, sind jedoch bisher nicht publiziert worden. In Erinnerung an die vielfach unerhebliche Störung der geozentrischen Zweikörperbahn durch den Mond kann man jedoch sagen, daß im allgemeinen der Einfluß der solaren Störungen auf die Bahn gering sein wird, d. h. man kann ihn vernachlässigen, wenn keine sehr großen Anforderungen an die Genauigkeit gestellt werden.

Anders ist es lediglich bei Bahnen, die sehr empfindlich von kleinen Änderungen der Anfangsbedingungen und damit auch von Störkräften abhängig sind, die z. B. sehr dicht an der Mondoberfläche vorbeiführen. Dann kann die unter Vernachlässigung der Sonnengravitation berechnete Bahn völlig von der tatsächlichen verschieden sein (Egorov gibt dafür ein Beispiel). In solchen Fällen führt eine Beschränkung auf das Dreikörperproblem Erde-Mond-Raumschiff zu qualitativ falschen Resultaten und ist unzulässig.

Wir wollen schließlich noch folgenden interessanten Effekt erwähnen: Wenn das Raumschiff nahe am Mond vorbeifliegt, erhält es einen Impuls, der seine geozentrische Geschwindigkeit um maximal etwa $\pm 1,5 \text{ km} \cdot \text{sec}^{-1}$ verändern kann. Ent-

Tabelle 4
Mondsonden

Name		Start	Flugdauer bis Mond, in Stunden	Startgeschwin- digkeit Δv km/sec	Kleinste Entfer- nung ab Ober- fläche, km
Lunik 1	59 - μ	1. 2. 1959	~ 34	+ 0,19	5 800
Pioneer 4	50 - ν	3. 3. 1959	41,2	+ 0,08	59 600
Lunik 2	59 - ξ	12. 9. 1959	~ 35	+ 0,17	0
Lunik 3	59 -	4. 10. 1959	~ 61	- 0,045	6 200
Ranger 3	62 - α	26. 1. 1962	50,9	- 0,01	36 800
Ranger 4	62 - μ	23. 4. 1962	64,0	- 0,06	0
Ranger 5	62 - $\beta\eta$	18. 10. 1962	~ 73	- 0,075	720
Luna 4	63 - 8	2. 4. 1963	~ 87	- 0,085	8 500
Ranger 6	64 - 7	30. 1. 1964	65,6	- 0,06	0
Ranger 7	64 - 41	28. 7. 1964	68,6	- 0,07	0
Ranger 8	65 - 10	17. 2. 1965	64,9	- 0,06	0
Ranger 9	65 - 23	21. 3. 1965	64,5	- 0,06	0
Luna 5	65 - 36	9. 5. 1965	83,3	- 0,08	0
Luna 6	65 - 44	8. 6. 1965	~ 80	- 0,08	155 000
Sonde 3	65 - 56	18. 7. 1965	~ 35,5	+ 0,16	< 10 000
Luna 7	65	4. 10. 1965	~ 85	- 0,085	0

Zehn weitere Raumsonden durchquerten ebenfalls den Erde-Mond-Bereich, ohne in die Nähe des Mondes zu gelangen (Pioneer 1, 3, 5; Venus 1; Mars 1; Sonde 1, 2; Mariner 2, 3, 4).

Δv ist die Differenz zwischen der Startgeschwindigkeit und der parabolischen Geschwindigkeit.

scheidend für die Größe dieses Effektes ist die minimale Entfernung vom Mond und die Richtung der Raumschiffbahn nach Verlassen des Mondbereichs: Bewegt sich das Fahrzeug etwa parallel zum Mond, wird es maximal beschleunigt, bei entgegengesetzter Richtung wird es verzögert. Die selenozentrische Geschwindigkeit und die Geschwindigkeit im rotierenden System ändert sich dabei natürlich nicht. Auf diese Weise kann der Mond das Raumschiff (oder auch einen Meteoriten usw.) aus dem System hinauswerfen bzw. wieder einfangen, ähnlich, wie es von Jupiter und manchen Kometen bekannt ist. Der umgekehrte Fall, die Änderung der selenozentrischen Geschwindigkeit in der Nähe der Erde, ist vergleichsweise unerheblich, da die Geschwindigkeit der Erde um den Systemschwerpunkt nur sehr klein ist.

Beispiele

Einzelne Bahnen im Erde-Mond-Bereich sind von Raumsonden durchlaufen worden. Damit können berechnete Bahnen auch „experimentell“ realisiert werden. Die astrophysikalischen Aufgaben dieser Sonden bestimmen die Lage der Bahnen, die man für sie auswählt, wobei natürlich technische Unzulänglichkeiten die Einhaltung dieser gewünschten Bahn mehr oder weniger beeinträchtigen können.

Bis Ende 1965 sind 15 Raumsonden in die Nähe des Mondes gelangt, acht von ihnen sind auf der Mondoberfläche aufgeprallt. Drei weitere Sonden haben die Wir-

Tabelle 5

Erdsatelliten mit hohem Apogäum

Name		Apogäum 10 ³ km	Maximale Mondgravitation relativ zur Erdgravitation (im Apogäum)
Luna 4	1963 - 8	700	6,1 Prozent *
Lunik 3	1959 -	474	34,0 Prozent *
Centaur 6	1965 -	-	-
Explorer 28	1965 - 42	264	5,9 Prozent
Explorer 18	1963 - 46	198	1,4 Prozent
Explorer 10	1961 - v	181	1,0 Prozent
OGO 1	1964 - 54	149	0,5 Prozent
Vela 2	1963 - 39	117	0,23 Prozent
Vela 1	1963 - 39	116	0,23 Prozent
ORS 3	1965 - 58	113	0,21 Prozent
Vela 4	1964 - 40	112	0,20 Prozent
Vela 3	1964 - 40	105	0,17 Prozent
TRS 7	1964 - 40	105	0,17 Prozent
TRS 6	1963 - 39	103	0,17 Prozent
Vela 6	1965 - 58	-	-
Explorer 14	1962 - β _y	99	0,15 Prozent
Vela 5	1965 - 58	96	0,13 Prozent
Explorer 21	1964 - 60	96	0,13 Prozent
Explorer 12	1961 - v	77	0,08 Prozent
Elektron 2	1964 - 6	68	0,06 Prozent
Elektron 4	1964 - 38	66	0,05 Prozent
Explorer 6	1959 - δ	42	0,019 Prozent
Molnija 2	1965 -	40	0,016 Prozent
Molnija 1	1965 - 30	40	0,016 Prozent
Kosmos 41	1964 - 49	40	0,016 Prozent
Syncom 1	1963 - 4	37	0,014 Prozent
Syncom 3	1964 - 47	36	0,013 Prozent
Early Bird 1	1965 - 28	36	0,013 Prozent
Syncom 2	1963 - 31	36	0,013 Prozent
Explorer 26	1964 - 86	26	0,007 Prozent
Explorer 15	1962 - βλ	18	0,003 Prozent
LES 2	1965 - 34	15	0,002 Prozent

* Bei Bahnen, die über die Mondbahn hinausführen, wird die Störung bei einer Annäherung an den Mond erheblich größer als die Störung im Apogäum.

kungssphäre des Mondes nicht erreicht. Die Tabelle 4 (S. 53) gibt einige Daten dieser Experimente.

Dazu kommen acht Raumsonden, die Aufgaben im interplanetaren Raum zu erfüllen hatten und ebenfalls den Raum des Erde-Mond-Systems durchflogen, ohne in die Nähe des Mondes zu gelangen. Bei einem Teil der Flugkörper wurde durch Zündung eines Triebwerkes die Bahn korrigiert. Schließlich gibt es noch einige Erdsatelliten mit relativ erdferner Bahn (oder zumindest weit entferntem Apogäum), die bereits stark vom Mond beeinflusst werden (Tabelle 5, S. 54).

Während sich die meisten Raumsonden nur wenige Tage im Erde-Mond-Bereich aufhielten, erreichte Lunik 3 eine geozentrische Satellitenbahn in sehr großer Erdentfernung (sie führte über die Mondbahn hinaus), auf der diese Sonde fast ein halbes Jahr verblieb. Die Störungen durch den Mond sind in einem solchen Fall besonders groß und aufschlußreich. Wir wollen deshalb den Verlauf dieses Fluges etwas genauer schildern

Lunik 3 wurde am 4. Oktober 1959 gegen 3.30 Uhr MEZ von einem zentralasiatischen Startplatz der Sowjetunion gestartet. Die Anfangsgeschwindigkeit lag etwas unterhalb v_p ; dadurch gelangte die Sonde auf eine langgestreckte Ellipsenbahn, deren Apogäum jenseits der Mondbahn in mehr als $400 \cdot 10^3$ km Entfernung von der Erde lag. Die Neigung der Bahn gegen den Erdäquator betrug etwa $i \approx 71^\circ$, die Knotenlänge $\Omega \approx 59^\circ$.

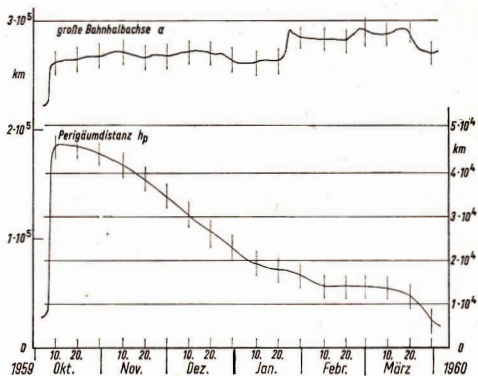
Die interplanetare Station legte jedoch nur knapp einen halben Umlauf auf dieser Bahn zurück, da sie noch auf dem aufsteigenden Bahnast tief in die Wirkungssphäre des Mondes eindrang: am 6. Oktober gegen 15.20 Uhr MEZ näherte sie sich bis auf $6,2 \cdot 10^3$ km der Mondoberfläche. Dadurch wurde die geozentrische Bahn völlig umgestaltet: Die Bahnebene wurde um etwa 146° gekippt, der Abstand des Perigäums vom Erdzentrum stieg von etwa $7 \cdot 10^3$ km auf $47 \cdot 10^3$ km, und die große Bahnhalbachse wuchs um rund $40 \cdot 10^3$ km. Das erste Apogäum der neuen Bahn ($i \approx 77^\circ$, $\Omega \approx 251^\circ$) in mehr als $470 \cdot 10^3$ km Entfernung von der Erde durchlief Lunik 3 am 11. Oktober gegen 2.00 Uhr MEZ, das nächste Perigäum am 18. Oktober gegen 17.00 Uhr MEZ.

Während des zweiten Umlaufs brach die Funkverbindung mit Lunik 3 ab, die Sonde konnte seitdem nicht wieder beobachtet werden. Ihre Bahn wurde weiterhin durch Mond und Sonne stark gestört. Gontkowskaja und Tschebotarew (61) haben das weitere Schicksal der Sonde unter Berücksichtigung dieser Störungen berechnet.

Es ergab sich folgendes (Abb. 16, S. 56): Während die Länge der großen Bahnhalbachse zwischen den Werten $259 \cdot 10^3$ km und $293 \cdot 10^3$ km mehrfach zu- und abnahm, wuchs die Exzentrizität monoton an (von 0,82 auf 0,98), und dementsprechend auch das Apogäum: Ende November 1959 war es auf $500 \cdot 10^3$ km, Ende Januar auf $550 \cdot 10^3$ km angestiegen, und Mitte März 1960 auf $570 \cdot 10^3$ km. Eine erneute Annäherung an den Mond auf $58 \cdot 10^3$ km am 24. Januar 1960 bewirkte, daß die große Bahnhalbachse um etwa $20 \cdot 10^3$ km vergrößert und die Bahnebene um 8° gekippt wurde. Die Neigung der Bahnebene gegen den Erdäquator wuchs zunächst bis auf 85° Anfang Dezember 1959, fiel dann sehr stark bis zu einem Minimum von etwa 48° Mitte März 1960 und stieg anschließend wieder bis 57° Ende März. Das Perigäum rückte immer dichter an die Erde heran, Anfang Dezember $30 \cdot 10^3$ km, Anfang Januar nur noch $20 \cdot 10^3$ km (ab Erdzentrum); Mitte März war es bereits auf $10 \cdot 10^3$ km abgesunken, und Ende März auf weniger als $6 \cdot 10^3$ km, d. h. es lag dann schon innerhalb der Erde. Das mußte der Sonde beim nächsten Periheldurchgang zum Verhängnis werden. Nach diesen Berechnungen ist Lunik 3 deshalb am 30. März 1960 nach 11 Umläufen um die Erde in der Atmosphäre verglüht.

Wenn die große Bahnhalbachse noch erheblich größer ist (wie z. B. bei Luna 4), ist es möglich, daß der Umlauf der Sonde um die Erde nicht durch das zu starke

Abb. 16 a



Bahnelemente
Lunik 3 (nach
Gontkowskaja
und
Tschebotarew,
ergänzt).

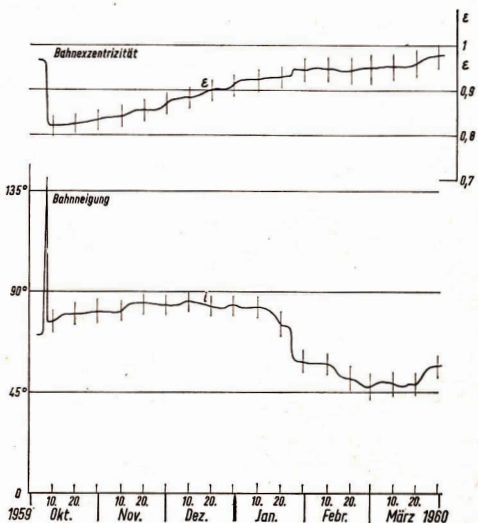


Abb. 16 b

Absinken des Perigäums beendet wird, sondern durch das Anwachsen des Apogäums, das dann aus dem Bereich der Wirkungssphäre des Erd-Mond-Systems hinauswandert, so daß die Sonde durch die starken Sonnenstörungen in eine Planetenbahn gelenkt werden kann. Aus diesen Beispielen ist ersichtlich, daß Raumflugbahnen im Erde-Mond-Bereich, die über die Mondbahn (bzw. über L_4) hinausführen, im allgemeinen instabil sind, abgesehen von Sonderfällen, bei denen die Stabilität aus der allgemeinen Theorie des Dreikörperproblems bekannt ist, wie z. B. die Librationsbahnen um L_4 oder L_5 .

Literatur:

Benedikt: Engin. Paper 605 A, Douglas (1958). — Boksenbom: NASA TN D - 4 (1959). — Buchheim: RAND RM - 1726 (1956). — Buchheim: RAND P - 1268 (1958). — Buchheim, Lieske: RAND P - 1453 (1958). — Davidson: Astronautica Acta 10, 308 (1964). — Egorov: Uspechi Fiz. Nauk 63, 73 (1957), [deutsch: Fortschr. d. Physik, 2. Sonderbd., 80 (1959)]. — Egorov: Priroda 47, H. 2, 3 (1958), [deutsch: Wissensch. u. Fortschr., 8, 441 (1958)]. — Goldenbaum, Gunkel: Engin. Paper 634, Douglas (1958). — Goldstein, Fröberg: Kungl. Fysiografiska Sällskapet L., 22, Nr. 14, 84 (1952). — Gröbner, Cap: Astron. Acta 5, 287 (1959). — Hiller, Hughes: Min. Aviat. Rep. (1960). — Hiller: Astron. Acta 8, 82 (1962). — Hoelker, Braud: ABMA Rep. DA - TR - 7 - 59 (1959). — Hoelker, Braud: AIAA Rep. 63 - 150 (1963). — Hoelker: Vortr. 12. Raketen- u. Raumflug-Symposium Hamburg (1963). — Hoelker, Braud: Astronautics Aeron. 2, H. 2, 16 (1964). — Huang: Astron. J. 67, 304 (1962). — Kooy, Berghuis: Astron. Acta 6, 115 (1960). — Lawden: J. Brit. Interplan. Soc. 13, 329 (1954). — Lawden: J. Brit. Interplan. Soc. 14, 204 (1955). — Lieske: RAND P - 1022 (1957). — Lisovskaja: Bulletin ITA 6, 550 (1957). — Message: Astron. J. 64, 226 (1959). — Michael, Tolson: NASA TN D - 227 (1960). — Miele: Proc. 11. Intern. Congr. Stockholm (1960). — Mickelwait, Booton: IAS - Paper 59 - 90 (1959). — Newton: Smithon. Contrib. Astrophys. 3, 69 (1959). — Ruppe, Barker: IRE Trans. Mil. Electr. 4, 163 (1960). — Schwaninger: NASA TN - D - 1833 (1963). — Thüring: Weltraumfahrt 3, 112 (1952). — Thüring: Weltraumfahrt 5, 69, 103 (1954). — Thüring: Astron. Acta 5, 241 (1959). — Thüring: Astron. Nachr. 285 (1959). — Tschebotarev: Bulletin ITA 6, 487 (1957). — Walters: Advances in Astron. Sci. 3 (1958).
Lunik 3: Gontkowskaja, Tschebotarev: Astronomitsch. J. 38, 125 (1961). — Güntzel-Lingner: Wissensch. u. Fortschr. 10, 46 (1960).

Ergebnisse der funktechnischen Beobachtung sowjetischer Erdsatelliten mit 65° und 51° Bahnneigung von Oktober 1964 bis November 1965

KARL-HEINZ NEUMANN

Im Folgenden wird ein Überblick über die Ergebnisse der funktechnischen Satellitenbeobachtungen der sowjetischen Kosmos-Satelliten gegeben. Wegen der noch zu beschreibenden, zur Verfügung stehenden apparativen Ausrüstung, haben manche Schlußfolgerungen, die aus den Beobachtungsergebnissen gezogen wurden, hypothetischen Charakter. Es wird deshalb vor allem durch die beigegebenen grafischen Darstellungen eine Fülle an Beobachtungsdaten mitgeteilt werden, um interessierten Stellen die Möglichkeit zu geben, diese Daten mit eigenen Beobachtungen zu vergleichen bzw. diese selbst weitergehend auszuwerten.

Funkbeobachtungen folgender Satelliten der Kosmos-Serie wurden an der Satellitenbeobachtungsstation der Deutschen Astronautischen Gesellschaft und der Jungen Welt vorgenommen.

Satellit	Start-Datum	die Erde umkreist bis
Kosmos 48	14. 10. 1964	20. 10. 1964
Kosmos 50	28. 10. 1964	5.-6. 10. 1964
Kosmos 52	11. 1. 1965	18. 1. 1965
Kosmos 59	7. 3. 1965	14. 3. 1965
Kosmos 16	17. 4. 1965	25. 4. 1965
Kosmos 66	7. 5. 1965	15. 5. 1965
Kosmos 67	25. 5. 1965	2. 6. 1965
Kosmos 69	25. 6. 1965	3. 7. 1965
Kosmos 78	14. 8. 1965	21. 8. 1965
Kosmos 79	25. 8. 1965	2. 9. 1965
Kosmos 85	9. 9. 1965	17. 9. 1965
Kosmos 91	23. 9. 1965	20. 9. 1965
Kosmos 92	16. 10. 1965	23. 10. 1965
Kosmos 94	28. 10. 1965	4. 11. 1965

Das mitzuteilende Beobachtungsmaterial ist leider uneinheitlich, da im Berichtszeitraum bei der apparativen Ausrüstung der Station nicht immer die gleichen Instrumente für die Arbeit zur Verfügung standen. Bei den Satelliten Kosmos 48 bis Kosmos 59 (gemeint sind hier selbstverständlich immer nur die beobachteten Satelliten) standen nur ein Empfänger (Allwellenempfänger vom Typ Dabendorf) sowie ein Tonbandgerät zur Verfügung. Es konnten daher nur jeweils der Beginn und das Ende der Hörbarkeit der Signale mit einer zeitlichen Genauigkeit von ± 5 Sekunden sowie das Maximum der Feldstärke nach dem Gehör bestimmt werden. Letztgenanntes ist zeitlich gesehen relativ unsicher, da – wie bei später ausgeführten Feldstärkemessungen anderer Satelliten zu zeigen sein wird – mitunter mehrere Maxima der Empfangsfeldstärke auftraten. Fehler von der Größenordnung ± 10 Sekunden sind hier ohne weiteres möglich. Bei den Versuchen, die Abnahme der Umlaufzeit während der Lebensdauer eines Satelliten abzuleiten, wurde deshalb hier im wesentlichen der Zeitpunkt des Beginns der Signalthörbarkeit zugrunde gelegt.

Die Ableitung der Änderung der Umlaufzeit eines Satelliten aus dem Beginn der Hörbarkeit der Signale hat insofern eine gewisse Berechtigung, als – wie bereits in der ersten Veröffentlichung über die funkttechnische Beobachtung von Erdsatelliten (Astronomie und Raumfahrt, Heft 5/6, 1964) mitgeteilt wurde – bei den beobachteten Satelliten das Einsetzen der Funksignale ganz plötzlich erfolgte. Besonders charakteristisch ist dieses plötzliche Einsetzen bei solchen Satellitendurchgängen, wo der geringste Abstand zur Beobachtungsstation weniger als 500 bis 800 km beträgt.

Für diesen Fakt gibt es zwei Erklärungsmöglichkeiten. Erstens kann man annehmen, daß beim Auftauchen des Satelliten über dem optischen Horizont die Signale plötzlich hörbar werden. (Zahlreiche bei späteren Satelliten ausgeführte Feldstärkemessungen wie auch Maximabestimmungen bei den ersten der hier behandelten Satelliten machen diese Erklärung recht unwahrscheinlich, da mitunter nach 1,5 bis 2 Minuten das Maximum der Empfangsfeldstärke erreicht wurde.) Zweitens wäre möglich, daß die Sendeanlage des Satelliten nach einem bestimmten Programm beim Überfliegen eines vorher festgelegten Breitenkreises automatisch oder auf Funkkommando hin eingeschaltet wird. Diese Erklärung wird für wahrscheinlicher gehalten, da sich bei einigen Satelliten innerhalb der acht Tage ihrer Existenz die Änderung der Umlaufzeit recht gut allein aus den Zeiten des Beginns der Hörbarkeit der Signale ableiten läßt und da die Signale der beobachteten Satelliten

nur dann zu empfangen sind, wenn der Satellit unseren Funkempfangsbereich im aufsteigenden Teil seiner Flugbahn überquert. Im absteigenden Teil der Flugbahn konnten bisher bei keinem der in dieser Zusammenfassung genannten Satelliten Signale empfangen werden. Es gibt Fälle, bei denen der Satellit optisch beobachtet werden konnte, während er funktechnisch nicht zu empfangen war. Diese Tatsache deutet darauf hin, daß die Sendeanlage im Bereich von 19,995 MHz nicht ständig in Betrieb ist. Zum anderen weisen auch die bei den späteren Satelliten ausgeführten Feldstärkemessungen darauf hin, daß in vielen Fällen (Ausnahmen werden noch zu zeigen sein) der Beginn des Einsetzens der Signale ein recht guter Maßstab zur Bestimmung der Umlaufzeit ist.

Bei den Satelliten von Kosmos 65 an stand zur funktechnischen Beobachtung neben den genannten Geräten noch ein Oszillograph zur Verfügung, und bei den letzten Satelliten, deren Beobachtungsergebnisse hier beschrieben werden, ein Schreibgerät, mit dessen Hilfe die Feldstärkekurve direkt registriert werden konnte. Die Messung der Empfangsfeldstärke erfolgte durch eine vor der Oszillographenröhre angebrachte Skala. (Der benutzte Empfänger besitzt keine Schwundregelung.) Die Registrierung der Feldstärke erfolgte anfangs in der Weise, daß etwa alle 5 Sekunden die Intensität des Signals abgelesen und mit dem dazugehörigen Zeitwert (laufende Stoppuhr) auf Tonband gesprochen wurde. (Bei einzelnen Satelliten werden derartige Kurven gezeigt.) Da aber — bedingt durch Faraday-Fading und eventuelle Rotationseffekte — die Feldstärke sehr stark schwankt, wurde später dazu übergegangen, nur gemittelte Kurven darzustellen. Die mit dem Schreiber gewonnenen Kurven sollten eigentlich den wahren Wert der Feldstärke darstellen. Allerdings traten hier einige technische Schwierigkeiten auf, die durch die örtliche Lage der Station bedingt sind; so sind auch sämtliche auftretenden Störungen durch den Schreiber registriert worden. Deshalb wurden die Feldstärkemessungen mit Hilfe des Oszillographen gleichzeitig weitergeführt.

Aus dem erhaltenen Beobachtungsmaterial wurde versucht, von Tag zu Tag jeweils eine mittlere Umlaufzeit zu bestimmen. Dazu wurden die jeweils zeitlich identischen Durchgänge zweier Tage benutzt und die Zeitdifferenz bestimmt, um die der Satellit am folgenden Tage früher auftauchte. (Praktisch hatten fast alle Satelliten eine Umlaufzeit kleiner als 90 Minuten, weshalb ihr Auftauchen am darauffolgenden Tage immer früher einsetzen mußte.) Benutzt wurden dazu — wie schon erwähnt — bei den ersten Satelliten die Zeiten des Beginns und bei den späteren Satelliten die Maxima. Zuerst wurde der Subsattelitenpunkt für den Zeitpunkt der größten Annäherung an die Station mit einer konstanten Umlaufzeit (der von TASS gegebenen) berechnet. Daraus ergaben sich bestimmte Korrekturwerte für den theoretischen Zeitpunkt des Maximums der Empfangsfeldstärke. Danach wurden mit dem real beobachteten Maxima die Änderungen der Umlaufzeit bestimmt. Durch die so erhaltenen Punkte (eine gewisse Streuung trat mehr oder weniger stark auf) wurde eine mittlere Kurve gelegt, die die täglichen Umlaufzeiten ergab. Daraus wurde nochmals der Abstand des Subsattelitenpunktes vom Beobachtungsort bestimmt, woraus eine Zeitkorrektur an den realen Beobachtungswerten angebracht werden konnte. Die so erhaltenen Beobachtungszeitpunkte wurden dann nochmals zur Berechnung der mittleren täglichen Umlaufzeit des Satelliten benutzt. Die daraus gewonnenen mittleren täglichen Umlaufzeiten sind in den für fast jeden Satelliten dargestellten Kurven der Abnahme der Umlaufzeit wiedergegeben.

Die erhaltenen Beobachtungsergebnisse zeigen, daß Feldstärkemessungen allein nicht dazu ausreichen, einigermaßen sichere Werte über die Bahnänderungen der Satelliten abzuleiten. Ionosphärische Einflüsse deuten sich an. Um auch diese definitiv bestimmen zu können, wäre es notwendig, auf anderem Wege (evtl. über Dopplerkurven) exaktere Bahnvermessungen auszuführen. Trotzdem seien die erhaltenen Ergebnisse im folgenden genannt.

Kosmos 48, Lebensdauer 7 Tage

In der TASS-Meldung sind folgende Bahnelemente angegeben:

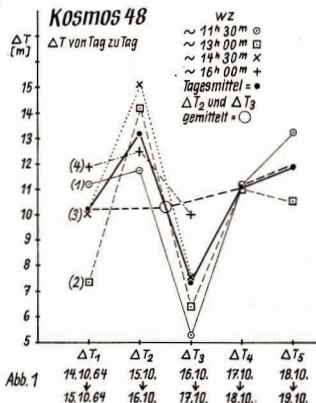
Umlaufzeit	$p = 89^m,4$
Bahnneigung	$i = 65^\circ 04'$
Perigäum	$h_p = 203 \text{ km}$
Apogäum	$h_a = 295 \text{ km}$

Wie bei den folgenden Satelliten ist der von TASS gegebene Wert der Umlaufzeit bei allen obengenannten Berechnungen als Anfangswert eingesetzt worden. Wenn man aus der mittleren Bahnhöhe des Satelliten (den TASS-Werten) die Umlaufzeit berechnet, erhält man $89^m,36$. „Flight“ gibt für Kosmos 48 als ursprünglichen Wert $89^m,37$ an.

Für die Auswertung standen 18 funkttechnische Beobachtungen zur Verfügung, die vom 14. bis 18. Oktober 1964 gewonnen worden sind. Da Bestimmungen der Maxima der Empfangsfeldstärke fehlten, wurde der jeweilige Beginn der Hörbarkeit der Signale für die oben beschriebene Methode der Bestimmung der Änderung der Umlaufzeit benutzt.

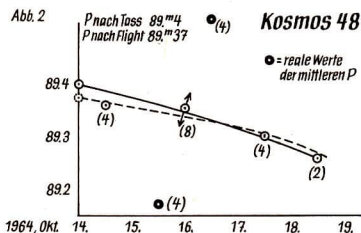
Bei Kosmos 48 ergeben sich im Zeitraum von zwei Tagen (15.–17. Oktober) extreme Abweichungen. Deshalb seien hier die Beobachtungsergebnisse ausführlicher wiedergegeben.

In Abb. 1 sind die realen Werte (die berechneten, nach der in Abb. 2 gezeigten mittleren Kurve der Bahnänderung sind bereits als Korrektur angebracht) der zeitlichen Differenz des Beginns der Hörbarkeit dargestellt. Wir finden hier ferner eine Unterteilung in einzelne Durchgänge. Im kritischen Zeitraum zwischen 15. und 17. Oktober läßt sich folgendes beobachten: Beim ersten Durchgang (gegen 11^h30^m) tritt bei ΔT_2 (15. bis 17. Oktober) ein zunächst geringfügiges Ansteigen auf, beim zweiten Durchgang (13^h) ist der Anstieg schon stärker, beim dritten Durchgang (gegen 14^h30^m) ist er am stärksten, beim vierten Durchgang (gegen 16^h) dagegen wird er wieder geringer. Betrachten wir ΔT_3 , das heißt die zeitlichen Differenzen des Einsetzens der Signale zwischen dem 16. und 17. Oktober, so finden wir ein fast umgekehrtes Verhältnis. Der erste Durchgang des Tages zeigt die stärkste negative Abweichung der Zeitdifferenz (der Satellit kommt also zu früh), beim zweiten Durchgang wird sie geringer, der dritte bringt eine noch geringere und der vierte Durchgang (hier nicht entgegengesetzt dem des Vortages) die geringste negative Abweichung. Bei ΔT_4 , also vom 17. bis 18. Oktober, fallen die beiden vorhandenen Meßpunkte (nur erster und zweiter Durchgang) fast zusammen, während bei ΔT_5 zwischen dem ersten und zweiten wieder relativ große Differenzen auftreten.



Mittelt man die jeweils vier bzw. bei den letzten beiden Zeitdifferenzen vorhandenen zwei Werte, so erhält man eine Kurve, die ebenfalls noch für Delta T_2 und Delta T_3 die beiden entgegengesetzten Abweichungen aufweist (in der Zeichnung die stark ausgezogene gestrichelte Linie). Mittelt man jedoch Delta T_2 und Delta T_3 (in der Zeichnung die stark ausgezogene gestrichelte Linie), so kommt man, wenn daraus die Abnahme der mittleren täglichen Umlaufzeit berechnet, zu einer Kurve (Abb. 2), die realen Werten entsprechen könnte. Möglicherweise haben zwischen 15. und 17. Ok-

tober extreme ionosphärische Verhältnisse geherrscht, die starke Verwerfungen für die Zeiten des Beginns der Hörbarkeit der Signale dieses Satelliten erzeugten. Allerdings ist das kein sicheres Ergebnis, da bei diesen Beobachtungen noch keinerlei Meßwerte über den Feldstärkeverlauf zur Verfügung standen. Man könnte die Verwerfungen zwischen 15. und 17. Oktober genauso gut als Veränderungen im Ein- und Ausschaltprogramm diese Satelliten deuten.



Wie aus Abb. 2 zu ersehen ist, scheint die von „Flight“ gegebene Umlaufzeit dem anfänglichen Wert näherzukommen. Diese hier deutlich zu Tage tretende Ungenauigkeit in dem Wert der anfänglichen Umlaufzeit ergibt allgemein gesehen wie bei allen folgenden Betrachtungen oder Abschätzungen aus den Beobachtungsergebnissen einen beachtlichen Faktor der Unsicherheit. (Bei den meisten der noch zu beschreibenden Satelliten deuten die Ergebnisse darauf hin, daß die von „Flight“ gegebene anfängliche Umlaufzeit offensichtlich unrichtig ist und der TASS-Wert dem wirklichen anfänglichen Wert näher kommt.)

Kosmos 50, Lebensdauer 9–10 Tage

In der TASS-Mitteilung über den Start dieses Satelliten wurden folgende Bahnelemente angegeben:

Umlaufzeit	$p = 88^m 7$
Bahnneigung	$i = 51^\circ 18'$
Perigäum	$h_p = 196 \text{ km}$
Apogäum	$h_a = 241 \text{ km}$

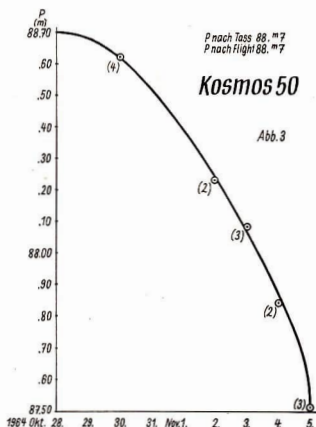
Von allen funktechnisch beobachteten Satelliten hatte Kosmos 50 die geringste mittlere Flugbahnhöhe, die anfänglich bei 218,5 km lag.

Kosmos 50 ermöglichte 16 funktechnische Beobachtungen, von denen 14 zur Auswertung benutzt werden konnten. Bei diesen Beobachtungsergebnissen konnte in fast allen Fällen eindeutig das Maximum der Empfangsfeldstärke festgestellt werden. Wegen der Bahnneigung von $51^\circ 18'$ erreichte der Satellit nicht die geographische Breite des Beobachtungsortes, so daß hier eine andere Methode der Auswertung der funktechnischen Beobachtungen eingesetzt wurde. Für die in Frage kommenden Durchgänge wurde jeweils für eine konstante Umlaufzeit der Zeitpunkt der größten Annäherung an die Beobachtungsstation errechnet. Auf dem bereits beschriebenen Wege wurden dann die zeitlichen Korrekturen angebracht. Damit

ergab sich die Möglichkeit, die beobachteten Maxima mit dem theoretisch errechneten Maximum zu vergleichen. Die Differenz wurde als Abnahme der Umlaufzeit gedeutet. Es ergab sich hier ein sehr eindeutiger Verlauf. Abb. 3 gibt im gleichen Maßstab wie bei allen Aufzeichnungen diese Abnahme der Umlaufzeit wieder. Auffällig ist hier der besonders starke Abfall.

Am 5. November 1964 hatte Kosmos 50 nach den Bestimmungen der Umlaufzeit, die sich aus den Funkbeobachtungen ergab, einen Wert von $87^m,52$ erreicht. Der letzte funktechnisch zu beobachtende Durchgang erfolgte $14^h40^m,8$ bis $14^h41^m,8$. Nach den Berechnungen mußte das ein Durchgang sein, bei dem der Satellit fast den Zenit des Beobachtungsortes erreichte (der entsprechende Durchgang des Vortages war feldstärkemäßig der intensivste des Tages). Die Signale waren aber äußerst schwach, und es traten während der relativ kurzen Empfangszeit Unterbrechungen auf. Es liegt nahe, daß Kosmos 50 bereits in so dichte Schichten der Atmosphäre eingedrungen war, daß durch die Erhitzung bzw. die sich bildende Ionenhülle die Funksignale bereits stark abgeschwächt waren.

Nach Literaturinformationen soll Kosmos 50 zwischen 5. und 6. November 1964 in 95 Einzelteile zerfallen sein, die nacheinander verglüht sind.



Kosmos 52, Lebensdauer 8 Tage

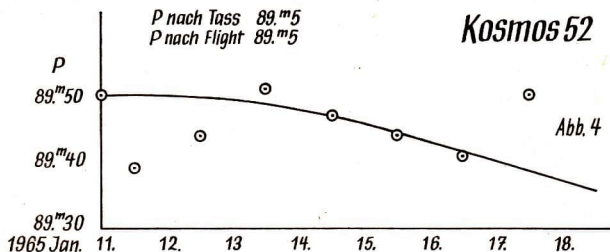
Dieser Satellit hatte nach TASS eine Umlaufbahn mit folgenden anfänglichen Parametern:

Umlaufzeit	$p = 89^m,5$
Bahnneigung	$i = 65^\circ$
Perigäum	$h_p = 205 \text{ km}$
Apogäum	$h_a = 304 \text{ km}$

Ausgehend von der mittleren Flughöhe kann man die Umlaufzeit berechnen, die $89^m,46$ betragen haben mußte. Nach den Daten, die in „Flight“ gegeben wurden, erreichte die mittlere Flughöhe bei Beginn der Erdumkreisung dieses Satelliten nur $247,5 \text{ km}$. Daraus errechnet sich eine mittlere Umlaufzeit von $89^m,33$.

Zur Auswertung standen 18 funktechnische Beobachtungen zur Verfügung. Die errechneten mittleren Zeiten der Periode zeigt Abb. 4. Hier wird deutlich, daß zu Beginn des Erdumflugs von Kosmos 52 die Umlaufzeit zu klein ist, während sie zwischen 13. und 14. Januar 1965 über den mittleren Wert ansteigt. Zwischen 14. und 16. Januar entsprechen die beobachteten Werte der Periodenänderung etwa den zu erwartenden Größen. Zwischen 17. und 18. Januar dagegen ist die aus den Funkbeobachtungen errechnete Umlaufzeit zu groß. Man könnte zu der Ansicht kommen, daß diese Verwerfungen ionosphärisch Ursachen haben.

Da bei Kosmos 52 nur wenige Bestimmungen der Maxima der Empfangsfeldstärke vorlagen, basieren die Berechnung und die daraus gewonnenen Werte der anfänglichen Umlaufzeit hier noch auf dem Zeitpunkt des Beginns der Signale. Demzufolge sind die erhaltenen Ergebnisse relativ unsicher.



Kosmos 59, Lebensdauer 8 Tage

Nach TASS hatte der Satellit eine anfängliche Umlaufbahn mit den folgenden Parametern:

Umlaufzeit	$p = 89^m,7$
Bahnneigung	$i = 65^\circ$
Perigäum	$h_p = 209$ km
Apogäum	$h_a = 339$ km

Nimmt man die Angaben über die Bahnhöhe als realen Wert an, so erhält man als berechnete anfängliche Umlaufzeit $89^m,76$.

Von Kosmos 59 lagen zur Auswertung 27 funktechnische Beobachtungen vor. Sie reichen vom 2. bis 8. Tag seiner Erdumkreisung. Da es zu diesem Zeitpunkt noch nicht möglich war, Messungen der Feldstärke auszuführen, konnten nur die Werte des Beginns des Signalempfangs sowie die aus der hörbaren Intensität der Signale bestimmten Maxima zur Auswertung herangezogen werden.

Interessanterweise deutet sich (Beginnzeit und Maxima vorausgesetzt) bei diesem Satelliten ein tageszeitlich bedingter ionosphärischer Einfluß an. Beim Durchgang gegen 13^h zeigt sich am 11. März 1965 eine „Verwerfung“. Dagegen konnte diese Verwerfung bei den beiden folgenden beobachteten Durchgängen nicht festgestellt werden. Beim Durchgang gegen 14^h30^m und gegen 16^h war am 9. März 1965 eine Veränderung der Umlaufzeit, abgeleitet aus den Beginnzeiten bzw. den Zeiten der Maxima der Empfangsfeldstärke, festzustellen. Es war deshalb nicht sinnvoll, aus den Beobachtungen eine jeweils tägliche mittlere Änderung der Umlaufzeit abzuleiten. Darum wurde bei Kosmos 59 darauf verzichtet, die tägliche Umlaufzeitänderung abzubilden. Es ließ sich nur eine mittlere Umlaufzeit während der 8 Tage seiner Erdumkreisung mit dem Wert $89^m,79$ bestimmen. Die daraus abgeleitete mittlere Höhe des Satelliten über der Erdoberfläche beträgt 275 km gegenüber der aus den TASS-Werten zu bestimmenden mittleren Bahnhöhe von 274 km.

Fortsetzung folgt

Buchbesprechung

Weltraumrechte in Zahlen

Im Februar diesen Jahres ging durch unsere Presse eine Meldung, wonach in Belgrad eine 26jährige Dame die erste Doktor-Dissertation zum Weltraumrecht verteidigt hat. Ihre Arbeit behandelte den Rechtsstatus von Weltraumflugkörpern und Weltraumstationen. Wir möchten die junge Kollegin zu dem schönen Erfolg und ihrem Doktorhut beglückwünschen, aber ihre Dissertation ist nicht, wie die Presse etwas voreilig berichtete, die erste Weltraumrechtsdissertation.

Ein junger westdeutscher Jurist, der Rechtsreferendar H. P. Kehrberger, hat in sehr mühevoller, langwieriger und auch kostspieliger Arbeit eine umfassende Bibliographie des Weltraumrechts zusammengestellt. Dieser verdienstvollen Bibliographie entnehmen wir, daß bis zum 1. August 1965 insgesamt 31 juristische Dissertationen über Probleme des Weltraumrechts in acht Ländern geschrieben wurden. Die erste derartige Dissertation wurde 1953 in Göttingen angenommen; ihr Verfasser: Wolf Heinrich Prinz von Hannover, ihr Titel: Luftrecht und Weltraum.

Die erste Bibliographie zum Weltraumrecht, die Smirnow (Belgrad) 1957 verfaßte, zählte sieben Seiten. Als Smirnow 1962 seine 2. bibliographische Zusammenstellung herausgab, umfaßte sie 162 Seiten. Kehrbergers Bibliographie ist ein stattlicher Band von 428 Seiten, der auch die politischen Möglichkeiten der Weltraumforschung miteinfaßt.

Bis Mitte 1965 wurden in 15 Ländern 30 Bücher und Monographien über das Weltraumrecht verfaßt. Das älteste Werk ist die 48 Seiten zählende Broschüre „Weltraumrecht“ des tschechoslowakischen Rechtsanwalts Mandl aus dem Jahre 1932. Als umfangreichstes Werk präsentiert sich von Mc Dougall, Lasswell und Vlasic, Law and Public Order in Space (Recht und öffentliche Ordnung im Weltraum), 1963, mit 1147 Seiten.

Kehrbergers Bibliographie nennt 6421, nach Verfassern alphabetisch geordnete Titel, in der Mehrzahl Zeitschriften-Titel, die sich mit den Rechtsfragen und den damit verbundenen politischen, militärischen, wirtschaftlichen und wissenschaftlich-technischen Problemen beschäftigen. Im einzelnen werden dargeboten, um einiges aus der Fülle zu nennen:

Rechtsfragen des Weltraums	3197 Titel
Politische und militärische Aspekte der Weltraumforschung	404 Titel
Wissenschaftlich-technischer Hintergrund	328 Titel
Perspektiven der Weltraumforschung	228 Titel
Weltraum-Nachrichtenverbindungen	198 Titel

Die Titel wurden aus annähernd 1000 Zeitungen, Zeitschriften und anderen Periodica sowie Festschriften und Sammelbänden extrahiert.

Das Autorenregister weist mehr als anderthalb Tausend Autoren aus 52 Ländern nach. Die meisten Veröffentlichungen entstammen aus amerikanischen Federn, gefolgt von sowjetischen Publikationen. Beachtlich ist auch die Zahl der westdeutschen, französischen und italienischen Beiträge. Die DDR ist mit 21 Titeln von vier Autoren aus den Jahren 1957–1964 vertreten.

Rund 125 thematische Stichworte schließen das angesammelte Schrifttum hinreichend auf.

Die fruchtbarsten und schreibfreudigsten Autoren waren, wenn der Rezensent richtig gezählt hat, der amerikanische Rechtsanwalt und langjährige IAF-Berater A. G. Haley mit 105 Titeln, der Argentinier Prof. A. A. Cocca mit 85 Titeln und der Nestor des Weltraumrechts Prof. A. Meier (Köln) mit 68 Titeln.

Mit diesem Zahlen-Streifzug durch Kehrbergers Bibliographie wollen wir es bewenden lassen. Abschließend soll nur noch einmal der große wissenschaftliche Wert dieser Arbeit hervorgehoben werden. Wer sich künftig mit Weltraumrecht befassen will, muß zunächst zum „Kehrberger“ greifen, um sich zu orientieren.

GERHARD KEINTANZ

H. P. Kehrberger: Legal and Political Implications of Space Research. Bibliography. (Rechtliche und Politische Verwicklungen der Weltraumforschung). Verlag Weltarchiv GmbH Hamburg 1965, X/365 LIII Seiten.

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 bemannten 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? – Prenzlau 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. 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 unpunktlich? – Bestimmung des Durchmessers von Mond-Ringgebirgen mit einfachen Mitteln – Elektronenoptik im Dienste der Astronomie – Die Okosphäre Veränderlicher Sterne – Bald totale Rendezvous – Beobachtung von Jupitermonddunkelflecken 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 1 bis Wostok VI – Automatische Mondforscher – Probleme bei der Durchführung astrophysikalischer und astronomischer Messungen mit Hilfe von Raumflugkörpern – Astrophysikalische Forschungen im Jahr der ruhigen Sonne – Astronomische Beobachtungen und Raumfahrt – Radioteleskope, Ohren im Weltall – Die Raumforschung in Frankreich – Grundlagen der Kosmoteknik – Die Steuerung von Raumflugkörpern.

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

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

h.J. 31052

Reinrich

5/B

Astronomie und Raumfahrt Maximilianstr. 10



Astronomie und Raumfahrt

Inhalt:

Zur ersten weichen Mondlandung von Luna 9 · <i>Karl-Heinz Neumann</i>	65
Über den Ursprung der kosmischen Strahlung · <i>Wolfgang Strubell</i>	72
Einige Probleme der Raketenfertigung · <i>Dipl.-Ing. Manfred Sachse</i>	73
Fotos der Mondoberfläche, aufgenommen von der sowjetischen automatischen Station Luna 9 am 3. und 4. Februar 1966	80

Mitteilungen des Zentralen Fachausschusses Astronomie

Berichte der Fachgruppen und Arbeitsgemeinschaften Astronomie in Dresden, Sohland (Spree), Radebeul, Jonsdorf, Zittau, Radeberg	83
Eröffnung der Sternwarte „Dr. H. J. Gramatzki“ in Kleinmachnow 3. Umschlagseite	
Buchbesprechung: Elektronenaugen im Weltraum	3. Umschlagseite

Mitteilungen der Deutschen Astronautischen Gesellschaft

Ergebnisse der funktechnischen Beobachtung sowjetischer Erdsatelliten mit 65° und 51° Bahnneigung von Oktober 1964 bis November 1965 · <i>Karl-Heinz Neumann</i>	85
Das erste amerikanische Rendezvous im Weltraum · <i>Bernhard Priesemuth</i>	88
Brennstoffelemente für die Raumfahrt · <i>Hans Swart</i>	90

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, Prof. D. Wattenberg, Prof. Dr. Wempe

Redaktion: 102 Berlin 2, Liebknechtstr. 31, Fernsprecher: 51 53 84/85. „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

Zur ersten weichen Mondlandung von Luna 9

KARL-HEINZ NEUMANN

Mit der ersten weichen Landung eines Instrumentenkörpers auf dem Mond begann praktisch eine neue Etappe in der Entwicklung der Raumforschung. Damit war es zum ersten Male gelungen, eine von Menschenhand geschaffene automatische Station so auf der Oberfläche eines anderen Himmelskörpers abzusetzen, daß ihre Instrumente funktionsfähig blieben.

Damit war auch praktisch die erste Funk-, man kann sogar sagen Bildfunk-Brücke zwischen zwei Himmelskörpern geschaffen worden. Ehe wir den Flug, die Landung und die Ergebnisse von Luna 9 näher betrachten, dürfte es interessant sein, die Entwicklung etwas exakter zu analysieren, die zu diesem großen technischen Erfolg führte. Gemeint sind hier die Flüge der vor Luna 9 gestarteten Mond-Sonden, die der direkten Vorbereitung dieses Unternehmens dienten. Es sind dies Luna 5 bis Luna 8.

Luna 5 war am 9. Mai 1965 gestartet worden und erreichte in den Abendstunden des 12. Mai unseren natürlichen Trabanten. Die Landung erfolgte nicht weich.

Luna 6, gestartet am 8. Juni 1965, hätte am Abend des 11. Juni die Mondoberfläche erreichen müssen. Nach der Kurskorrektur ließ sich aber das Triebwerk dieser Mond-Sonde nicht mehr ausschalten, was dazu führte, daß Luna 6 den Mond in einem Abstand von 154 500 km passierte.

Luna 7 schließlich startete am 4. Oktober 1965 und erreichte die Mondoberfläche am 7. Oktober. Auch sie landete nicht weich.

Die am 3. Dezember 1965 gestartete Mond-Sonde Luna 8 erreichte die Oberfläche des Mondes am 6. Dezember. Hier hieß es in der TASS-Meldung, daß alle Systeme in allen Etappen einwandfrei funktioniert haben, bis auf die letzte Etappe. Demzufolge war auch nach dem Erreichen der Mondoberfläche die Funkverbindung zu dieser Raumsonde abgebrochen.

Auf den ersten Blick könnte man aus dieser Aufstellung den Eindruck gewinnen, der Sowjetunion wäre viermal der Versuch fehlgeschlagen, einen Raumflugkörper auf der Mondoberfläche weich landen zu lassen. Der einzige wirkliche Fehlschlag ist aber nur das Versagen der Korrekturrakete bei Luna 6.

Betrachtet man diese einzelnen Unternehmungen etwas genauer, so wird deutlich, daß die von der Sowjetunion offiziell erfolgte Mitteilung, „diese Mond-Sonden dienen der Erprobung des Systems der weichen Landung“ ohne weiteres zutreffend sind.

Dazu ist es notwendig, in einer Tabelle für die einzelnen Flugunternehmungen die wichtigsten Größen zusammenzufassen.

Zu dieser Tabelle sei gesagt, daß die Werte für Luna 6 nur theoretischen Charakter tragen. Aus der Abhängigkeit der Flugzeit von der Entfernung des Mondes von der Erde zum Zeitpunkt des Erreichens des Mondes, wurde auf grafischem Wege eine theoretische Flugzeit interpoliert und, da der Startzeitpunkt bekannt ist, auch eine theoretische Ankunftszeit errechnet. Diese bildet den Ausgangspunkt für die Errechnung aller anderen Größen, die damit auch hypothetisch sind.

Tabelle

Bezeichnung	Masse kg	Start WZ		Ankunft WZ	
		Datum	Zeit	Datum	Zeit
Luna 5	1476	9. 5. 1965	07,87 h	12. 5. 1965 Moskauer Zeit	19,166 h 22,166 h
Luna 6	1442	8. 6. 1965	07,72 h	11. 6. 1965 Moskauer Zeit	20,54 h 23,54 h
Luna 7	1506	4. 10. 1965	08,00 h	7. 10. 1965 Moskauer Zeit	22,067 h 25,067 h
Luna 8	1552	3. 12. 1965	10,80 h	6. 12. 1965 Moskauer Zeit	21,858 h 24,858 h
Luna 9	1583	31. 1. 1966	11,958 h	3. 2. 1966 Moskauer Zeit	18,758 h 21,758 h

Bezeichnung	Flugzeit Stunden	Entfernung km	Kulmination für 45°	
			östl. Länge	Ortszeit Stunden
Luna 5	83,30	384 029		21,92
Luna 6	85,2	393 368		21,10
Luna 7	86,14	399 277		21,92
Luna 8	83,05	384 392		22,10
Luna 9	78,8	361 194		22,30

Bezeichnung	Deklination	Lichtgrenze	Landekordinaten	
			Länge	Breite
Luna 5	— 02°24'	— 52,7°	etwa — 06,5°	etwa — 33,0°
Luna 6	— 17°28'	— 59,9°	—	—
Luna 7	— 11°06'	— 61,8°	etwa — 44,0°	etwa + 07,5°
Luna 8	+ 16°51'	— 72,1°	— 63,30°	+ 09,13°
Luna 9	+ 25°41'	— 68,0°	— 64,37°	+ 07,13°

Bezeichnung	Abstand von der Lichtgrenze	Ankunft minus Kulm. Zeit Stunden	Halber Bogen des Mondes für 50° geograf. Breite Stunden
Luna 5	etwa 46,2°	+ 0,62	6,05
Luna 6	—	+ 2,46	4,72
Luna 7	etwa 17,8°	+ 3,32	5,72
Luna 8	8,8°	+ 2,96	7,51
Luna 9	3,63°	— 0,54	8,72

Bezeichnung	Nach der Landung Mond über dem Horizont (45° Länge) (Zeit) Stunden	Kulmin. Höhe des Mondes für 50° Breite	Mondhöhe über dem Horizont bei Ankunft (etwa)
Luna 5	6,67	37,6°	37,0°
Luna 6	4,72	22,5°	15,0°
Luna 7	2,20	29,9°	19,0°
Luna 8	4,55	56,85°	50,0°
Luna 9	9,26	65,7°	65,5°

Betrachten wir als erstes in der Tabelle die Spalte „Lichtgrenze“. Wir sehen bei allen Ankunftszeiten der Mond-Sonden eine relativ gute Übereinstimmung der Werte. Im Mittel war für die Ankunftszeit der Sonden eine Lichtgrenze bei -60° vorgesehen. Der Start erfolgte deshalb bei all diesen Experimenten rund 2 Tage nach dem ersten Viertel. Da ja, wie Luna 8 und 9 in der Spalte „Abstand von der Lichtgrenze“ deutlich zeigen, ein möglichst geringer Abstand von der Licht-

grenze angestrebt wurde und als Landegebiet wohl der Oceanus Procellarum ausgewählt war (größtes Mare-Gebiet der Mondoberfläche), hatte man bezüglich des Mondalters bzw. der Lichtgrenze die angegebene Startzeit in einer Lunation gewählt. Die einzelnen Experimente zeigen eine stetige Annäherung des Landepunktes an die Lichtgrenze.

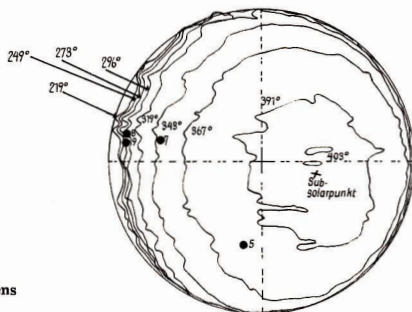


Abbildung 1:
Temperatur des Mondbodens
in Grad Kelvin.

Daß die Nähe der Schattengrenze als Landeort vorgesehen war, wird vor allem in der an der Mondoberfläche herrschenden Temperatur seine Ursache haben. In der Abb. 1 ist für eine ähnliche Mondphase, wie sie für die Ankunft aller Mond-Sonden gewählt worden ist, eine Temperatur-Karte wiedergegeben. Dabei sind die Landeorte der Sonden eingezeichnet, die den Mond erreicht haben. Wir sehen, daß der Landeort von Luna 8 und Luna 9 etwa in einem Gebiet erfolgte, in dem die Mondbodentemperatur in der Größenordnung von 249 bis 273° K, also -24 bis 0° liegen. Eine nicht zu hohe Temperatur des Mondbodens bei der Landung ist vor allem deshalb von Vorteil, weil dann der technische Aufwand für die Temperaturregelung im Inneren der Station ein Minimum hat. Deshalb also bei der ersten weichen Mondlandung ein Aufsetzen nahe der Schattengrenze.

Aus der Tatsache, daß die Ankunft der Stationen auf der Mondoberfläche jeweils rund 2 Tage vor Vollmond stattfand, wird deutlich, daß zumindest bei allen Flügen, die vor Luna 9 stattfanden, bahnmechanisch die gleichen Verhältnisse gewählt wurden. Wir können also als erstes die Schlußfolgerung ziehen, daß bei den Experimenten für die Realisierung der weichen Mondlandung bezüglich der eben erwähnten Fakten angestrebt wurde, immer die gleichen Verhältnisse vorzufinden. Eines haben also alle diese Experimente gemeinsam: es wurde das Astro-Orientierungssystem, das sowohl für die Bahnkorrektur als auch für die Ausrichtung der Station vor der Einleitung der Bremsung bei einer jeweils fast gleichartigen Konstellation der Himmelskörper Mond-Sonde-Erde, von der Station aus gesehen, experimentell erprobt. Das exakte Funktionieren dieses Orientierungssystems ist eine der wesentlichen Voraussetzungen für das Gelingen eines derartigen Unternehmens. Man wählte also bei allen Experimenten eine fast gleichartige Mondphase für Start bzw. Ankunft.

Aus einer Betrachtung einer Reihe von anderen Spalten aus der Tabelle wird ersichtlich, daß zumindest sicher für Luna 5, 6 und 7 und in gewissem Maße auch

noch für Luna 8 für den Betrieb der wissenschaftlichen Instrumente nach der Landung bzw. der Übertragung von wissenschaftlichen Informationen nach der Landung äußerst ungünstige Verhältnisse vorlagen. Für die Inbetriebnahme der wissenschaftlichen Apparatur bzw. der Übertragung von Bildern der Mondoberfläche — wie es bei Luna 9 der Fall war — kommt es darauf an, daß zum Zeitpunkt der Landung der Mond nahe seiner Kulmination für den Ort auf der Erde, von dem aus die Verbindung mit dieser Station funktechnisch gehalten wird, sich befindet. Zum weiteren soll er auch nach seiner Landung für eine möglichst lange Zeit sich über dem Horizont der Verbindungsstation auf der Erde befinden. Wenn wir diese Grundvoraussetzungen betrachten, so bestehen einzig für Luna 9 himmelsmechanisch bzw. in der gegenseitigen Stellung Erde-Mond die Idealbedingungen. Bei Luna 8 waren diese Bedingungen ebenfalls ausreichend. Bei den drei vorhergegangenen Starts dagegen waren sie mehr oder weniger ungünstig. Als erste Größe geht hier die Deklination des Mondes ein. Bei allen drei Starts hatte der Mond eine negative Deklination, bei Luna 6 sogar von $-17,5^\circ$. Die Deklination ist jeweils für den Zeitpunkt des Erreichens der Mondoberfläche berechnet.

Die Deklination bestimmt die Länge des Bogens des Mondes bzw. die Zeit, während der sich der Mond für einen bestimmten Ort über dem Horizont befindet. Da die genauen geografischen Koordinaten des Koordinations- und Rechenzentrums der Sowjetunion nicht bekannt sind, bzw. die Koordinaten der funktechnischen Zentralstation, die mit den Mond-Sonden in Verbindung stand, wurde hier der 45. Längengrad und der 50. Breitengrad als Grundwert für die Tabelle benutzt. In welcher Weise sich die Zeiten bzw. die Winkelgrößen, die von der Deklination des Mondes und der Zeit der Ankunft der Station abhängen, sich mit anderen geografischen Koordinaten verschieben, möge die Spalte zeigen, die die Zeit angibt, in der sich der Mond nach der Landung noch über dem Horizont befinden hat, und vor allem die letzte Spalte, die die ungefähre Mondhöhe für einen Ort mit den schon erwähnten Koordinaten wiedergibt. Für Luna 6 und für Luna 7 ergeben sich extrem ungünstige Verhältnisse, da hier die Zeit, die der Mond sich nach der Landung über dem Horizont befand, nur rund 2 Stunden ausmachte (für weiter östlich gelegene Orte ist diese Zeit sogar noch kürzer) und die Höhe des Mondes über dem Horizont nur 15 bzw. 19 Grad betrug. (Auch diese Werte sind bei weiter östlich gelegenen Stationen kleiner.)

Bei Luna 5 ist die Zeit zwar über 6 Stunden, aber die Mondhöhe mit 38 Grad relativ gering. Luna 8 dagegen zeigt etwas günstigere Verhältnisse. Von Luna 9 allerdings wissen wir, daß erst rund 6 Stunden nach der Landung mit der Bildaufnahme und -übertragung begonnen wurde. Wenn wir das gleiche Programm für die anderen Mond-Sonden ansetzen wollten, wären diese für die angenommenen Koordinaten des funktechnischen Verbindungszentrums schon unter dem Horizont gewesen, d. h. der Mond wäre schon untergegangen.

In Abb. 2 ist ein Diagramm wiedergegeben, das die Flugzeit in Abhängigkeit vom Mondabstand zum Zeitpunkt der Landung zeigt. Dieses Diagramm kann

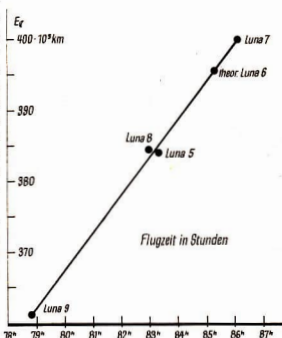


Abbildung 2: Flugzeit in Abhängigkeit vom Mondabstand zum Zeitpunkt der Landung.

selbstverständlich nur ein ungefährer Richtwert sein, da bei den Bahnkorrekturen, die bei allen sowjetischen Mond-Sonden ausgeführt worden sind (nur bei den hier betrachteten), recht beträchtliche Abweichungen auftreten können. Deshalb sei noch einmal darauf hingewiesen, daß die Werte für die theoretische Mondlandung von Luna 6 nur hypothetischen Charakter haben können. Wäre die Mondlandung (wahrscheinlich hart) doch erfolgt, so dürften allerdings die dann erreichten Werte nicht allzuviel von den hier hypothetisch angenommenen abweichen.

Da eine Reihe von Ausgangswerten, wie exakte Startzeiten, einige Landekoordinaten und damit exakte Flugzeiten nicht mit einem sehr hohen Grad an Sicherheit bekannt waren (Startzeiten entstammen ausschließlich westlichen Quellen), wurde darauf verzichtet, die für die Tabelle notwendigen Berechnungen mit höherer Genauigkeit auszuführen.

Zusammenfassend kann man also aus dem bisher Gesagten zu der Schlußfolgerung kommen, daß alle hier genannten Luna-Sonden — außer Luna 9 — der Erprobung der verschiedensten Systeme unter Einsatzbedingungen und der Sammlung von Erfahrungen für den Betrieb dieser Systeme gedient haben. Die Sowjetunion hat also im Mai 1965 damit begonnen, das Einsatzunternehmen vom 3. Februar 1966 durch verschiedene Experimente vorzubereiten.

Auch ein Vergleich der Nutzmassen der verschiedenen Luna-Sonden erhärtet diese Schlußfolgerung. Es ist bekannt, daß die Masse der eigentlichen Meßsonde Luna 9 nur rund 100 kg ausgemacht hat. Die Massen der vorangegangenen Luna-Sonden (gemeint sind hier jeweils die Gesamt-Massen der auf eine Mondflugbahn gebrachten Geräte) sind sämtlich kleiner. Bei Luna 5, 6 und 7 beträgt diese Differenz sogar rund 100 kg. Man könnte deshalb meinen, daß zumindest bei den ersten drei Versuchen keine eigentliche Station mitgeführt wurde und möglicherweise bei dem folgenden eine Attrappe einer Mondstation sich an Bord des Mondflugkörpers befand. Soviel zu der Entwicklung, die zu dem Unternehmen Luna 9 führte.

Im folgenden seien einige interessante Einzelheiten über den Aufbau des Mondflugkörpers, seine Flugbahn, die Landung und die bisher bekanntgewordenen wissenschaftlichen Ergebnisse dargestellt.

Bei dem zum Mond gestarteten Raumflugkörper Luna 9 kann man 3 Hauptbaugruppen unterscheiden. Als erstes ist das Triebwerk mit den notwendigen Treibstoffvorräten zu nennen, das dazu bestimmt ist, erstens die Bahnkorrektur auszuführen, und zum zweiten die Geschwindigkeit des Mondflugkörpers bei der Annäherung an den Mond so abzubremesen, daß beim Erreichen der Oberfläche die Geschwindigkeit nahe Null ist.

Die zweite Hauptbaugruppe ist die Steuerungsanlage. Diese besteht aus zwei Sektoren. Der Teil der Steuerungsanlage, der zum Bremsen nicht benutzt wird, ist in zwei Zellen untergebracht, die unmittelbar vor dem Einschalten des Bremstriebwerkes abgeworfen werden. Damit erreicht man eine Verringerung der Masse, die durch das Bremstriebwerk auf eine Geschwindigkeit nah Null relativ zur Mondoberfläche gebracht werden muß, und spart damit Treibstoff.

Das dritte Hauptelement schließlich ist der weich zu landende Gerätebehälter, der die Anlagen enthält, die auf der Mondoberfläche weiterhin in Funktion bleiben sollen. Es handelt sich dabei um einen geschlossenen Behälter, der folgendes enthält: als erstes und wesentlichstes ein Bordfunksystem, d. h. also einmal einen Empfänger zur Aufnahme der Kommandos der Erdkontrollstation sowie einen Sender, mit dem im wesentlichen Meßwerte übertragen werden. Zur Ausrüstung gehört ferner ein Programmzeitschaltwerk (dieses macht die Station beim Ausfall der Empfangsanlage von Kommandos der Bodenstation unabhängig), weiterhin ein System zur Temperaturregelung, das automatisch dafür sorgt, daß im Inneren des

Behälters ständig eine Temperatur herrscht, die den exakten Betrieb der gesamten Anlage ermöglicht. Ferner sind wissenschaftliche Apparaturen, im wesentlichen Strahlungsintensitätsmeßgeräte sowie Instrumente, die bestimmte Betriebswerte (Temperatur an verschiedenen Stellen im Inneren der Station, elektrische Werte u. a.) messen. Die Hauptapparatur ist ein Bildfunksystem, das einen Rundblick auf die Mondoberfläche in der Umgebung des Landepunktes ermöglicht und diese Bilder nach dem Prinzip des Bildfunks zur Erde überträgt. Ferner sind innerhalb des Behälters chemische Stromquellen untergebracht.

Der Gerätebehälter hat nach den vorliegenden Zeichnungen die Form einer abgeflachten Halbkugel. Diese ist von einer vierteiligen Abdeckplatte bei der Landung abgedeckt. Die vier Teile werden kurz nach dem Erreichen des Mondbodens aufgeklappt und geben die vier Stabantennen der automatischen Station frei, die ausgefahren werden. Diese vier schalenförmigen Abdeckungen gewähren der Station auf der Mondoberfläche einen festen Halt und sorgen ferner bei einer schiefen Lage auf der Oberfläche für ein Aufrichten der Station in die richtige Position. Sie werden erst nach Erreichen der Mondoberfläche aufgeklappt.

Das Triebwerksteil besteht aus der Brennkammer, den Treibstofftanks, dem Pumpsystem für die Treibstoffzufuhr und den Steuerorganen für die Stabilisierung während des angetriebenen Fluges (Bahnkorrektur und Bremsung). Das Steuerungsteil besteht aus kreisel- und optischen Orientierungsanlagen sowie der notwendigen elektronischen Apparatur. Dieser Teil garantiert die notwendige Lageänderung bzw. räumliche Lagestabilisierung. Ferner gehört dazu ein Funkfernmeßsystem zur Bahnverfolgung, ein Programmzeitschaltwerk sowie ein auf dem Radarprinzip beruhendes Entfernungsmesssystem für die Durchführung der weichen Landung. Für die optischen Orientierungssysteme sind ferner Feineinstellungsantriebe vorhanden. Selbstverständlich gehören auch unabhängige Stromquellen zum Steuerungsteil.

Der Meßinstrumentenbehälter wird kurz vor dem Erreichen der Mondoberfläche von den beiden übrigen Konstruktionselementen gelöst und erreicht die Oberfläche unseres Trabanten in einiger Entfernung vom Niedergangspunkt des Triebwerks- und Steuerungsteils. Aus diesem Grund besitzt der Meßgerätebehälter noch zusätzlich einen mechanischen Stoßdämpfer, der beim Aufsetzen auf dem Mondboden eine Beschädigung der Apparaturen verhindert.

Die Trennung des Meßgerätebehälters von den übrigen Bauelementen erfolgt vor allem aus zwei Gründen; erstens soll die Mondstation eine praktisch unverfälschte Mondoberfläche fotografieren bzw. die Bilder übertragen. Durch den Abgasstrahl des Triebwerkes, das bis kurz vor Erreichen der Mondoberfläche in Tätigkeit ist, kann möglicherweise die Oberflächenstruktur des Mondes verändert werden. Der zweite Grund mag darin liegen, daß man sicher sein will, daß die eigentliche Meßstation beim Erreichen des Mondbodens keinerlei Beschädigungen erleidet. Beim Aufsetzen des Triebwerksteils könnte es möglicherweise durch die in den Behältern enthaltenen Treibstoffreste eine Explosion geben. Auch deshalb ist es besser, wenn der Meßgerätebehälter in einiger Entfernung vom Triebwerksteil die Mondoberfläche erreicht.

Die erste Phase des Starts von Luna 9 bestand darin, daß ein Trägersatellit auf eine Erdumlaufbahn gebracht wurde. Dieser bestand aus dem Mondflugkörper Luna 9 und einer Raketenstufe. (Außerdem befand sich auch die letzte Stufe des Trägersystems als weiteres Objekt in einer Satellitenbahn.) Der Trägersatellit hatte eine Flugbahn mit folgenden Elementen erreicht:

Bahnneigung $i = 52^\circ$, Perigäum $h_p = 173$ km, Apogäum $h_a = 224$ km.

Aus dieser Satellitenbahn erfolgte ein weiterer Start in die eigentliche Mondflugbahn. Die exakte Bahnvermessung ergab, daß Luna 9 ohne zusätzliche Korrektur

der Bahn den Mond in einem Abstand von rund 10 000 km von seinem Mittelpunkt aus gerechnet verfehlt hätte. Es war deshalb eine Bahnkorrektur notwendig. Für diese Korrektur mußte die räumliche Lage der Station durch Funkkommandos von der Erde verändert werden. Dabei wurde die Sonde rechtwinklig mit Hilfe des Astro-Orientierungssystems zu ihrer Flugrichtung ausgerichtet.

Nach Abschluß dieser Lageorientierung wurde am 1. Februar 1966 um 22^h29^m das Triebwerk auf Funkkommando von der Erde eingeschaltet. Das Ausschalten des Triebwerkes erfolgte durch das Zeitschaltwerk, das vorher auf dem Funkwege die notwendigen „Befehle“ erhalten hatte. Bei diesem Bahnmanöver änderte sich die Geschwindigkeit der Sonde um 71,2m/s. Damit war erreicht worden, daß Luna 9 mit hoher Genauigkeit den vorgesehenen Landepunkt erreicht.

Nach nochmaliger exakter Bahnvermessung war es möglich geworden, die notwendigen Werte für die Ausführung des Bremsmanövers sowie die Befehle für die notwendigen Werte des Astro-Orientierungssystems der Sonde im Kontroll- und Rechenzentrum exakt zu ermitteln. Diese Werte wurden auf dem Funkwege an Luna 9 weitergegeben. Damit hatte das Steuerungssystem die notwendigen Ausgangsinformationen für die Durchführung des Bremsmanövers. Diese Ausgangswerte wurden der Sonde Luna 9 am 3. Februar 1966 gegen 13^h WZ übermittelt.

Als sich die Sonde dem Mond bis auf 8300 km genähert hatte, begann die exakte Ausrichtung mit Hilfe des Astro-Orientierungssystems. Das Triebwerk mußte in diesem Fall exakt senkrecht zur Mondoberfläche eingestellt werden. Das Astro-Orientierungssystem war von diesem Zeitpunkt an etwa eine Stunde in Tätigkeit und sorgte dafür, daß während dieser ganzen Zeit die Orientierung dieser Station erhalten bleibt bzw. die Orientierung wurde mit der weiteren Annäherung an den Mond ständig verbessert.

48 Sekunden vor dem Erreichen der Mondoberfläche, in einer Höhe von 75 km über dem Mond wurde das Triebwerk eingeschaltet. Diese Einschaltung erfolgte auf ein Kommando des Radarhöhenmessers. (Wie schon erwähnt, wurden vorher die überflüssigen Anlagen des Steuerungssystems von der Station getrennt.)

Der Radar-Höhenmesser hatte während dieser Anflugphase ständig der Steuerungsanlage des Triebwerks „Informationen“ über den Abstand der Sonde von der Mondoberfläche gegeben. Beim Erreichen des Schwellenwertes von 75 km Abstand wurde automatisch die Einschaltung des Bremstriebwerkes vom Steuerungssystem vorgenommen.

Die Geschwindigkeit der Sonde relativ zur Oberfläche des Mondes betrug zum Zeitpunkt des Einschaltens des Triebwerkes 2,6 km/s. Mit dem Einschaltvorgang des Bremstriebwerkes war gleichzeitig das System der Stoßdämpfer für seine Arbeit eingeschaltet worden bzw. das Zeitschaltwerk der eigentlichen Mondstation in Tätigkeit getreten.

Kurz vor dem Erreichen der Mondoberfläche war die Relativgeschwindigkeit der Sonde auf wenige Meter pro Sekunde herabgesunken. Mit Hilfe des Stoßdämpfersystems löste sich in geringer Höhe über der Mondoberfläche der Geräteteil von dem Triebwerks- und Steuerungsteil und erreichte um 21^h45^m30^s Moskauer Zeit die Mondoberfläche.

Da man nicht sicher war, ob die Mondoberfläche von einer Staubschicht bedeckt ist und dieser Staub durch den Gasstrahl des Raketenantriebs oder auch durch das Aufsetzen der eigentlichen Mond-Sonde in Bewegung geraten könnte, war durch das Zeitschaltwerk das Aufklappen der Schutzschalen und das Ausfahren der Antennen um 4 Minuten 10 Sekunden nach dem Aufsetzen auf dem Mondboden verzögert worden. Danach wurden erste Signale von der Mondoberfläche

übertragen. Bei diesen Funkübertragungen wurden Fernmeßinformationen über die Arbeit der einzelnen Systeme zur Erde gesendet.

Kurze Zeit danach konnte man im Kontrollzentrum feststellen, daß die hermetische Abdichtung des Gehäuses des Gerätebehälters intakt geblieben war und daß durch das Temperaturregelungssystem die für den Betrieb der Station notwendige Temperatur im Inneren eingehalten werden konnte. Rund 6 Stunden nach der Landung wurde auf Kommando von der Erde die Aufnahmeapparat in Tätigkeit gesetzt, die die Umgebung fotografierte, und die Bilder wurden zur Erde gefunkt.

Wie schon bei der Veröffentlichung der Bilder im vorigen Heft unserer Zeitschrift genauer dargestellt, zeigt die Mondoberfläche eine, wie uns scheint, harte, poröse Struktur. Weitere Experimente werden zu einem genaueren Kennenlernen der Mondoberflächenstruktur beitragen.

Über den Ursprung der kosmischen Strahlung

WOLFGANG STRUBELL

Die Frage nach dem Ursprung der kosmischen Strahlung ist gerade jetzt wieder eine sehr aktuelle, weil durch den amerikanischen Satelliten Explorer IV ein Strahlungsgürtel, aus energiereichen Teilchen bestehend, aufgefunden wurde.

1955 gelang es O. Chamberlain, E. Segrè, C. Wiegand und T. Ypsilantis¹, im Bevatron in Berkeley bei 5,6 · 10⁹ eV die Existenz des Antiprotons nachzuweisen. Teilchen mit so großer Energie sind in der Natur nur in der kosmischen Strahlung zu finden². O. Chamberlain und Mitarbeitern gelang der Nachweis des Antiprotons im Bevatron mittels der fotografischen Platte. Auf diese Weise konnten auch Antineutronen sichtbar gemacht werden. Antiprotonen und Antineutronen können sich beide mit Protonen und Neutronen vernichten. Die Vernichtungsprodukte sind Mesonen, die für die Erhaltung der elektrischen Ladung sorgen. Die Erzeugung der Antineutronen geschieht in ähnlicher Weise wie die der Antiprotonen, nämlich durch Bestrahlung von Kernen mit Protonen hoher Energie.

Da wir nun in Besitz von Antineutronen, Antiprotonen und Positronen sind, haben wir alle jene Bausteine einer Antimaterie, die der üblichen Materie vollkommen analog und ebenso stabil wie gewöhnliche Materie wäre, solange sie nicht mit Materie in Berührung käme, denn in diesem Falle würden sich beide vernichten. Ein Nebeneinanderbestehen beider Materien ist also unmöglich. Es erhebt sich aber die Frage, ob es nicht vielleicht im Kosmos mehr oder weniger große Mengen von Antimaterie gibt. Eine direkte Antwort auf diese Frage ist durch astronomische Beobachtungen nur sehr schwer möglich.

Nehmen wir nach Kant an, daß das Universum aus einem Urnebelstadium entstanden ist, so ist es möglich, daß in diesem Urnebel gleichviele positive wie negative Elektronen vorhanden waren. Die Protonen mit Elektronen und die Antiprotonen mit Positronen werden in bestimmten Bereichen des Urnebels für sich angereichert sein. Als Neutronen muß man dann Komplexe betrachten, die aus je einem Proton und einem entgegengesetzt geladenen Elektron bestehen. Es wären also zwei Arten von Neutronen vorhanden, nämlich (+p, -e)-Komplexe und (-p, +e)-Komplexe. Zusammenstöße derartiger unterschiedlicher Kernbausteine führten zu einer Vernichtungsstrahlung, die als primäre kosmische Strahlung bekannt ist. Teile dieser primären Komponente konnten in Erdbodennähe registriert werden⁴. Meistens erleiden diese Primären der kosmischen Strahlung während ihres Fluges durch die Erdatmosphäre aber starke Veränderungen. Sie zerfallen in energiereichere Spaltstücke², die mit Zählrohren und ausgelegten Fotoplatten registriert und erfaßt werden können.

Aus diesen Gründen ist es vielleicht nicht unmöglich, daß die Radioemission extragalaktischer Quellen mit der Vernichtung von Antimaterie verknüpft ist. Die hohen Temperaturen und Drücke in Sternen, die zu den „Weißen Zwergen“ gehören, fänden hier eine weitere Erklärung.

Das Aufleuchten einer Nova kann Ergebnis von Vernichtungsenergie sein, die beim Eintritt eines zur Nova werdenden Sterns in eine kosmische Wolke konträren Aufbaus ausgelöst wird. Das stimmt mit der Tatsache überein, daß Novae häufig im Bereich und am Rande von Dunkelwolken gesehen werden. Der enorme Temperaturanstieg an der Oberfläche des Sterns infolge des Anwachsens von Vernichtungsenergie führt zu einer gewaltigen Ausdehnung der Gashölle um die Hauptmasse des Sterns. Novae und Supernovae sind Hauptquellen der kosmischen Strahlung, wie dies Ambarzumian und Kosirev⁵, Gordeladse⁶ und Chandrasekhar⁷ bereits nachweisen konnten. Außerdem ist ein Anstieg der kosmischen Strahlung dann zu verzeichnen, wenn auf der Sonne Eruptionen stattfinden. Es konnte festgestellt werden, daß die Lage der Eruptionen, die mit Effekten der kosmischen Strahlung gekoppelt waren, eindeutig den äußeren Rand und die Mitte der Sonnenscheibe bevorzugt⁸. Die Sonne ist also ebenfalls eine der Quellen für die kosmische Strahlung. Vielleicht wird es mit verfeinerten Meßmethoden in der Astronomie, vor allem bei RW-Aurigae-Sternen, die sich im Anfangsstadium einer Sternentwicklung befinden, möglich, Beobachtungsmaterial darüber zu erhalten⁹.

Literatur:

1 Nature (London), 177, 11 (1956); Fortschr. physikal. Wissensch. (russ.) 58, 685 (1956). — 2 W. Strubell: Weltraumfahrt 10, 71 (1959). — 3 Nuovo limento [10] 3, 447 (1956); Physic. Rev. [2] 110, 994 (1958); Physic. Rev. [2] 101, 909 (1956). — 4 W. Strubell: Astronautica Acta 2, 201 (1956). — 5 V. Ambarzumian und N. Kosirev: Z. f. Astrophys. 7, 320 (1933). — 6 S. Gordeladse: Bull. Abastumane Obs. 1, 75 (1935) — 7 S. Chandrasekhar: Mont. Not. 95, 676 (1935). — 8 W. Strubell: Beobachtungsergebnisse an der Universitätssternwarte Leipzig 1951/52 (unveröffentlicht). — 9 N. S. Bučel' Nikowa: Fortschr. d. Phys. 8, 626 (1960).

Einige Probleme der Raketenfertigung

Dipl.-Ing. MANFRED SACHSE

Mit der ständig wachsenden Bedeutung der hochwarmfesten Werkstoffe und Spezialwerkstoffe für den Raketenbau ist zwangsläufig auch eine mehr oder weniger schnelle Entwicklung der entsprechenden Bearbeitungsverfahren verbunden. Nicht zuletzt hängt die Beantwortung der Frage nach dem wirtschaftlich vertretbaren Einsatz eines solchen Werkstoffes davon ab, welche Möglichkeiten den Technikern für seine Verarbeitung zur Verfügung stehen. Der Weg zu immer leistungsfähigeren Raketentriebwerken kann nur dann mit Erfolg beschritten werden, wenn es gelingt, die Verfahrenstechniken sowohl den Eigenschaften der Werkstoffe als auch den hohen Anforderungen hinsichtlich Genauigkeit, Festigkeit und Masse der Werkstücke anzupassen.

Einige der dabei auftretenden Probleme sollen hier aufgezeigt und die Wege ihrer Lösung kurz umrissen werden.

Wie bereits oben gesagt, sind die Genauigkeitsanforderungen, die an Raketenbauteile gestellt werden, zum Teil sehr hoch. Um ihnen gerecht zu werden, setzt man seit einigen Jahren numerisch gesteuerte Werkzeugmaschinen in der Raketenfertigung ein. Von den beiden Steuerungsarten — Punkt- und Konturensteuerung — ist im Raketen- und Flugzeugbau vor allem letztere zu finden. Sie ermöglicht die Erzeugung fertiger dreidimensionaler Konturen, wobei auch an geometrisch komplizierten Werkstücken Toleranzen von $5\text{ }\mu\text{m}$ regelmäßig eingehalten werden. Voraussetzung dafür ist allerdings, daß die betreffende Maschine in einem Klimaraum

zusammengebaut wurde und dort auch in Betrieb ist [1]. Neben hoher Fertigungsgenauigkeit sind numerisch gesteuerte Maschinen hauptsächlich dadurch gekennzeichnet, daß eine beliebige Anzahl von Vorgängen gleichzeitig abgewickelt werden kann, wobei das Bedienungspersonal von seiner herkömmlichen Funktion entbunden ist.

Selbstverständlich blieb die Anwendung der numerischen Steuerungen nicht auf die Werkzeugmaschinen beschränkt. So wurden z.B. in den USA numerisch gesteuerte Fadenwickler für die Herstellung von Hochdruckbehältern für Raketen entwickelt. Diese Behälter bestehen aus einer dünnen, flüssigkeitsundurchlässigen Haut, deren Druckfestigkeit durch das Umwickeln mit Fasern aus zugfestem Material um ein Mehrfaches erhöht wird. Auch automatische Meßmaschinen mit numerischer Steuerung, auf denen sich mehrere hundert Messungen selbsttätig durchführen lassen, finden in der Raketenfertigung Verwendung. Dabei werden selbst bei solch komplizierten Bauteilen wie Raketenbrennkammern Meßtoleranzen von weniger als $2,5\text{ }\mu\text{m}$ eingehalten.

Der Einsatz von Titan und Titanlegierungen im Flugzeug- und Raketenbau hat die Zerspanungsfachleute vor neue Probleme gestellt. Diese Werkstoffe werden vorwiegend in Form von Hautblechen für die der Luftreibung stark ausgesetzten Außenflächen und als Material für Bauteile, die der Korrosionswirkung der heißen Verbrennungsgase und der chemisch aggressiven Treibstoffe ausgesetzt sind, verwendet. Die spanabhebende Formgebung des Titans und seiner Legierungen wird durch die im Vergleich zu der der unlegierten Stähle schlechtere Zerspanbarkeit, deren Ursache hauptsächlich in der niedrigen Wärmeleitfähigkeit der genannten Werkstoffe zu suchen ist, erschwert.

Die bei der spanabhebenden Bearbeitung entstehende Wärme kann nur in ungenügendem Maße abgeführt werden. Werkzeug und Werkstück erwärmen sich stark, und die Wärmebelastung der Werkzeugschneide wird sehr hoch. Verbunden damit ist eine nur kurze Standzeit des Werkzeugs. Um wirtschaftlich tragbare Standzeiten zu erreichen, muß beim Bearbeiten von Titan und seinen Legierungen die Schnittgeschwindigkeit entsprechend gesenkt werden. Nach M. C. Shaw erhält man z. B. für Stahl C 20 und Titanlegierungen gleiche Standzeiten, wenn sich die Schnittgeschwindigkeiten wie 1 : 0,25 verhalten [2]. Durch reichliche Zuführung von Kühlemulsion können die Schneidentemperatur gesenkt und die Schnittgeschwindigkeit erhöht werden. Als Kühlmittel bewährt haben sich geschwefelte Öle und Natriumnitridlösung. Durch ihren Einsatz konnte beim Bohren von Titan-Blechen für die Außenhaut von Raketen das Schnittgeschwindigkeitsverhältnis Stahl : Titan auf 1 : 0,33 erhöht werden. Selbstverständlich ist die Schneidengeometrie der für die spanabhebende Bearbeitung von Titan und seinen Legierungen bestimmten Werkzeugen den Werkstoffeigenschaften weitestgehend anzupassen. Davon und von der richtigen Wahl der Einstellwerte hängt in großem Maße die erreichbare Oberflächengüte ab.

Die spanabhebende Bearbeitung von Nimonic und nimonicähnlichen Werkstoffen ist noch weit problematischer als die von Titan. Es handelt sich bei diesen Werkstoffen um sogenannte Superlegierungen, die auf Grund ihrer hohen Warmfestigkeit u. a. beim Bau von Raketentriebwerken zur Anwendung kommen. Sowohl im sozialistischen, als auch im kapitalistischen Ausland wird diesen Legierungen große Aufmerksamkeit geschenkt. Hand in Hand mit den Bestrebungen zur weiteren Verbesserung ihrer wertvollen Eigenschaften werden umfangreiche Untersuchungen durchgeführt, um die Ursachen für die schlechte Zerspanbarkeit dieser Werkstoffe zu ergründen. Die dabei bisher erzielten Ergebnisse können aber lediglich als Teilerfolge gewertet werden; zu einer befriedigenden Lösung des Problems ist man noch nicht gekommen. Die anwendbaren Schnittgeschwindigkeiten liegen mit

rd. 30 m/min sehr niedrig. Außerdem werden dabei die heute üblichen Standzeiten weit unterschritten. Auch die Anwendung von hartmetallbestückten Werkzeugen hat bisher keine nennenswerten Verbesserungen hinsichtlich Schnittgeschwindigkeit und Standzeit gebracht. Als am geeignetsten für die Zerspanung von Nimonic und nimonicähnlichen Werkstoffen haben sich Hartmetalle hoher Verschleißfestigkeit und geringer Zähigkeit erwiesen. Recht gute Ergebnisse erzielte man in der Sowjetunion mit einer Hartmetall-Sondersorte, deren relativ gutes Verschleißverhalten weniger in ihrer Zusammensetzung, als vor allem in einer abgeänderten Technologie begründet liegt. Ungeachtet dessen kann man sich angesichts der ständig wachsenden Bedeutung der obengenannten Werkstoffe für die Luft- und Raumfahrt mit dem bisher Erreichten keinesfalls zufrieden geben. Vielmehr ist es die Aufgabe der Zerspanungsfachleute, hier Mittel und Wege zu finden, die bei der spanabhebenden Bearbeitung der angeführten Superlegierungen die Anwendung höherer Schnittgeschwindigkeiten bei wirtschaftlich vertretbaren Standzeiten der Werkzeuge gestatten.

Seit einigen Jahren werden in verstärktem Maße dort, wo die Zerspanung nach herkömmlichen Methoden auf Schwierigkeiten stößt, Elektroerodier- und Elysiemaschinen eingesetzt. Diese Verfahren – das Elektroerodieren und das Elysieren – beruhen auf der Ausnutzung der Elektroenergie für die direkte Bearbeitung metallischer Werkstoffe. Während dem Elysieren (Abtragen von leitfähigen Werkstoffen mit Hilfe der Elektrolyse) das erste Faraday'sche Gesetz zugrunde liegt, basieren die elektroerosiven Verfahren darauf, daß gespeicherte Elektroenergie, die im Bruchteil einer Sekunde auf eine metallische Fläche trifft, dort einen Temperaturanstieg auf mehrere 10^4 °C hervorruft und dadurch das Metall zum Verdampfen bringt. Sowohl das elektroerosive als auch das Elysierv Verfahren weisen gegenüber der herkömmlichen Zerspanung bei der Bearbeitung hochwarmfester Werkstoffe für den Strahltriebwerksbau beachtliche Vorteile auf [3]. So benötigte man in einem Flugzeugwerk 11,8 Stunden, um mit kobaltlegierten Bohrern Teile aus Inconel X mit 400 Bohrungen zu versehen. Die gleiche Arbeit wurde auf einer Elektroerodiermaschine in 2,5 Stunden bewältigt [4]. Dessenungeachtet können die genannten Bearbeitungsverfahren die konventionellen Methoden nicht verdrängen, sondern sie müssen in sinnvoller Kombination mit diesen gemeinsam eingesetzt werden.

Bei der spanabhebenden Formgebung wird der Faserverlauf im Werkstück unterbrochen, wodurch dessen Widerstandsfähigkeit gegenüber mechanischer Belastung sinkt. Dieser Nachteil macht sich besonders bei hochbeanspruchten Bauteilen, wie sie in Raketentriebwerken Verwendung finden, unangenehm bemerkbar. Um der auftretenden Beanspruchung standhalten zu können, müssen die durch Zerspanen hergestellten Teile verstärkt werden. Damit vergrößert sich auch ihre Masse. Werkstücke mit bedeutend besseren Festigkeitseigenschaften lassen sich durch Schmieden erzielen. Versuche haben gezeigt, daß geschmiedete Bauteile vor allem gegenüber dynamischer Beanspruchung bedeutend unempfindlicher sind. Erste Voraussetzung für die Anwendung des Schmiedens auf diesem Sektor ist die Einhaltung der geforderten Genauigkeit; es muß also mit engen Maßtoleranzen geschmiedet werden. Diesem sogenannten Genauschmieden, das bisher überwiegend bei der Herstellung größerer Flugzeugteile aus Aluminium- und Magnesiumlegierungen gebräuchlich war, wird in der Raketenfertigung immer größere Beachtung geschenkt. Werkstoffe wie z. B. Wolfram, Niob, Tantal und Molybdän lassen sich auf Grund ihrer hohen Warmfestigkeit ohne Zweifel schwerer schmieden als Stahl; grundsätzlich sind mehr Zwischenformen erforderlich. Außerdem müssen sie mit entsprechender Sorgfalt verarbeitet werden. Bei der Fertigung komplizierter Werkstücke ist es ratsam, regelmäßige Gefügeuntersuchungen und Reißprüfungen (Ultraschall) durchzuführen, da diese Werkstoffe sehr reißanfällig sind.

Legierungen auf Eisen- und Nickelbasis für Betriebstemperaturen $t_B > 550^\circ\text{C}$ schmiedet man zwischen 900 und 1150°C . Die Schmiedetemperaturbereiche sind zum großen Teil sehr eng. Werden sie auch nur gering unter- oder überschritten, dann besteht die Gefahr, daß der Werkstoff reißt oder bricht.

Für die Herstellung der Gesenke verwendet man fast ausnahmslos die üblichen Werkzeugstähle. Die Gesenke werden vor dem Schmieden elektrisch oder mit Hilfe von Gas auf 300°C vorgewärmt und mit Graphitlösung geschmiert. Dennoch verschleßen sie beim Bearbeiten der vorgenannten Metalle auf Grund der hohen mechanischen Beanspruchung recht stark.

Neue Möglichkeiten für die Bearbeitung hochwarmfester Werkstoffe verspricht man sich von den Hochgeschwindigkeits-Umformverfahren. Sie wurden vornehmlich für die Belange der Luftstrahltriebwerks- und Raketenfertigung entwickelt und dienen in erster Linie zur Herstellung von Bauteilen mit hohen Umformgraden. In Tabelle 1 sind die Werte für die Umformgeschwindigkeit der einzelnen Umformverfahren einander gegenübergestellt [5].

Tabelle 1: Vergleich der v_u -Werte für die einzelnen Umformverfahren. Die Verfahren 1, 2 und 3 werden als Hochgeschwindigkeits-Umformverfahren bezeichnet.

Verfahren	Umformgeschwindigkeit v_u [m · s ⁻¹]
1. Umformung nach dem Explosiv-Verfahren	250
2. Umformung nach dem Magnet-Verfahren	300
3. Umformung nach dem Dynapak-Verfahren	40
4. Umformung mit Hilfe des Schmiedehammers	4

Die Umformung nach dem Explosiv-Verfahren wird ebenso wie die Magnet-Umformung überwiegend bei der Fertigung dünnwandiger Konstruktionsteile angewandt. Dabei bleibt das Explosiv-Verfahren aber auf solche Fälle beschränkt, bei denen konventionelle Verfahren nicht ausreichen. In den USA stellt man z. B. große Bauteile bis zu einem Durchmesser von 8 m für Raketen und Raumschiffe mit Hilfe der explosiven Umformung her [6]. Werkstücke solcher Abmessungen lassen sich auf herkömmlichen Schmiedepressen nicht mehr bearbeiten. Raketenköpfe werden explosiv auf Maß erweitert, wobei die Maßabweichungen der Teile von der Werkzeugform $0,05$ bis $0,25\text{ mm}$ betragen. Auch Raketenbrennkammern aus hochwarmfesten Zirkonium- und Inconel-X-Legierungen und Bauteile aus Nimonic 75 und aus titanischen Stahlblechen können mit Hilfe des Explosiv-Umformens gefertigt werden [7]. Die Explosiv-Umformung weist den herkömmlichen Verfahren gegenüber eine ganze Reihe beachtlicher Vorteile auf. Durch die Herabsetzung der Rückfederung und der Versprödung bleiben Ursprungsgefüge und Umformfähigkeit des Werkstoffes erhalten. Daher kann nach dem explosiven Umformen oft auf das Spannungsfreiglühen verzichtet werden.

Das Dynapak-Umformverfahren dient in der Hauptsache der Massivumformung. Werkstücke aus hochwarmfesten Metallen für Luftstrahl- und Raketentriebwerke werden in ständig zunehmendem Maße auf Dynapak-Maschinen bearbeitet. Sie erlauben die Einhaltung enger Toleranzen und ermöglichen somit die Herstellung von Genauerschmiedestücken. Dabei sind keine Seitenschrägen erforderlich. Das Gefüge der Schmiedestücke ist durch Gleichmäßigkeit und einheitliche Korngröße gekennzeichnet.

Werkzeuge, die für die Hochgeschwindigkeits-Umformung verwendet werden sollen, müssen auf Grund der hohen Belastungen, denen sie ausgesetzt sind, sorg-

fältig gestaltet und wärmetechnisch behandelt werden. Einfacher Aufbau, niedrige Fertigungszeiten und in Verbindung damit geringe Herstellungskosten sind Merkmale der für das explosive Umformen bestimmten Werkzeuge.

Beim Bearbeiten hochwarmfester Werkstoffe wird dem Schutz der Werkstückoberfläche gegen Reaktionen mit der umgebenden Atmosphäre große Aufmerksamkeit gewidmet. Angesichts der hohen Umformtemperaturen ist die Möglichkeit des Ablaufs solcher Reaktionen ständig gegeben. Man begegnet dieser Gefahr in vielen Fällen dadurch, daß man die entsprechenden Arbeitsgänge im Schutzgasstrom durchführen läßt.

Die Temperaturbereiche, innerhalb derer geschmiedete Konstruktionsteile eingesetzt werden können, sind in Tabelle 2 aufgezeigt.

Tabelle 2: Betriebstemperaturen schmiedbarer Werkstoffe

Werkstoff	Temperaturbereich [°C]
Wolfram	+ 1650 bis + 2750
Tantal	+ 1650 bis + 2400
Molybdän	+ 1100 bis + 1650
Niob	+ 970 bis + 1400
Nickel	+ 570 bis + 1050
Stahl	— 200 bis + 680
Beryllium	— 20 bis + 550
Titan	— 200 bis + 550
Aluminium	— 200 bis + 280
Magnesium	— 20 bis + 300

Die Verwendung chemisch aggressiver Treibstoffe bzw. Treibstoffkomponenten in Flüssigkeits-Raketentriebwerken erfordert den Einsatz entsprechend widerstandsfähiger Werkstoffe für Tanks und Rohrleitungen. Rohre aus Titan werden den Anforderungen zum größten Teil gerecht; allerdings stellt das Biegen von Titanrohren einen der schwierigsten Arbeitsgänge der Raketenfertigung dar. Bei Rohrwanddicken von nur 0,4–1,1 mm müssen die Leitungen meist mit sehr kleinen Rohrkrümmungsradien verlegt werden, da zwischen den einzelnen Baugruppen einer Rakete nur wenig Installationsraum zur Verfügung steht. Die herkömmlichen Rohrbiegeverfahren sind für das Biegen von Titanrohr nur mit Einschränkungen geeignet. In jüngster Zeit hat man eine unter dem Begriff „draw bending“ bekanntgewordene Methode — es handelt sich um ein sogenanntes Zug-Biegen — mit Erfolg angewandt [8]. Dabei wird das Titanrohr über einen stillstehenden Lochdorn gezogen. Zwei Matrizen begrenzen die Innenseite der Biegung, und die auf dem Lochdorn angeordneten Rollen glätten etwaige Falten in der Rohrwand. Während man Titanrohre kleineren Durchmessers bei 20 °C biegt, erhöht man bei großen Rohrdurchmessern die Biegetemperatur auf maximal 230 °C. Dieser Wert darf nicht überschritten werden, da die Dehnbarkeit des Titans zwischen 230 °C und 540 °C wieder geringer wird.

Auf Grund der chemischen Verwandtschaft des Titans zu einer großen Reihe von Werkzeugwerkstoffen kommt es überall dort, wo entsprechende Materialpaarungen vorliegen und der Einfluß der Reibung hinzutritt, zu den gefährdeten Erscheinungen des „Fressens“. Diesem Umstand muß auch beim Biegen von Titanrohren Rechnung getragen werden. Bauteile des Biegewerkzeuges, an denen während des Biegevorgangs das Titanrohr entlanggleitet, sind nach Kronenberg [8] nicht aus Stahl, sondern aus Aluminiumbronze herzustellen.

Hohe Anforderungen werden von der Raketentechnik auch an die Verbindungsverfahren gestellt. Widerstandsfähigkeit gegenüber statischer und dynamischer Belastung und erreichbare Genauigkeit sind zwei der wichtigsten Parameter für die Beurteilung der Güte einer Verbindung. Die Anwendung moderner Schweißverfahren und einer durchdachten Schweißtechnologie ermöglicht die Herstellung hochfester Schweißverbindungen bester Qualität. So werden z. B. bei der Fertigung der Polaris-Raketen die Kanten der Mantelbleche durch Heitauchen verstärkt, bevor man sie nach dem WIG- oder dem UP-Verfahren miteinander verschweißt. Häufig ist es erforderlich, Bauteile aus hochwärmefesten Metallen mit Tragelementen aus Werkstoffen geringerer Festigkeit zu verbinden. Diese Aufgabe ist mit Hilfe der konventionellen Schweißverfahren nur unter großen Schwierigkeiten zu lösen. Deshalb zog man oft eine mechanische Verbindung der Schweißung vor, ohne dadurch restlos befriedigende Ergebnisse zu erzielen. Abhilfe schaffte hier erst die Anwendung des Elektronenstrahlschweißverfahrens, das sich durch folgende Vorzüge auszeichnet [9]:

1. Tiefe, stecknadelkopfgroße Verbindung ohne nennenswerte Beeinflussung des Werkstoffgefüges. — 2. Geringe und nur kurzzeitige Wärmezufuhr, wodurch das unangenehme Verziehen der Werkstücke praktisch vermieden wird. — 3. Unabhängigkeit der Eindringtiefe des Elektronenstrahls vom Wärmeleitvermögen des betreffenden Werkstoffs. Dadurch ist es möglich, verschiedenartigste Metalle miteinander zu verbinden, ohne daß Oberflächengüte oder mechanische Eigenschaften nennenswert beeinträchtigt werden.

Auch die Legierungen Nimonic 75, 80 A, 105 und 115 sowie Inconel werden mit Hilfe des Elektronenstrahls verschweißt. Der Elektronenstrahl dringt dabei tief in den Werkstoff ein und bildet eine schmale Schmelzzone. Die benötigte Wärmeenergie ist dem Schmelzvolumen annähernd proportional.

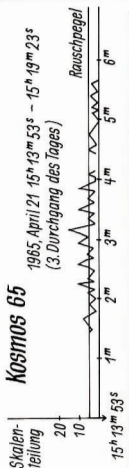
Bei der Herstellung der Gehäuse für Hochleistungsraketen spielt die Wärmebehandlung eine große Rolle. Die modernen Raketengehäuse sind bei großem Durchmesser und geringen Wanddicken sehr lang. Der niedrige Sicherheitsfaktor erfordert, die Bauteile einer gründlichen Wärmebehandlung zu unterziehen, um die Einhaltung der geforderten Festigkeitswerte garantieren zu können. Auf- oder Entkohlung des Werkstoffs müssen dabei unbedingt vermieden werden. Die für diese Zwecke ausgearbeiteten Verfahren sind recht vielfältig. Glühprozessen unter mit Schutzgasen gefüllten Glühhauben schließen sich Reinigungsspülungen in Stickstoffkammern an. Für das Spannungsfreiglühen wird seit einiger Zeit auch der Elektronenstrahl als Wärmequelle benutzt. Die Technologen fordern den Einsatz vielseitiger Vakuumöfen, die es gestatten, die Durchsatzzeiten zu verringern und dadurch die Kontinuität des Fertigungsablaufs zu verbessern [4].

Für die Durchführung von Messungen werden in der Raketenfertigung zum überwiegenden Teil optische Meßgeräte verwendet. Optische Winkelmessgeräte weisen Fehler von ± 1 Winkelsekunde auf. Die mit Autokollimatoren erreichbare Meßgenauigkeit läßt sich durch den Einsatz elektronischer Zusatzgeräte weiter steigern [4].

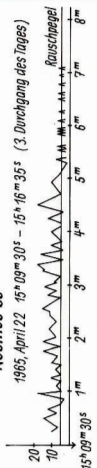
Der wachsende Aufgabenbereich der Raumfahrt erfordert leistungsfähigere Raketen. Für die Fertigungstechniker ergeben sich immer neue Probleme, deren Lösung verbesserte Technologien und Bearbeitungsverfahren erfordert. Die dabei gewonnenen Erkenntnisse finden ihren Niederschlag in der industriellen Produktion und werden zu einem wichtigen Faktor für die Weiterentwicklung der Technik.

Fortsetzung (Literatur) auf Seite 96

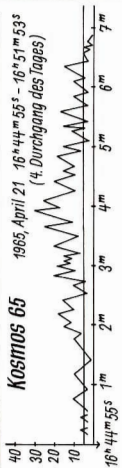
Kosmos 65



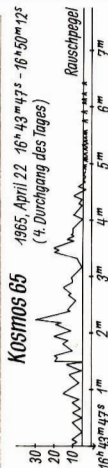
Kosmos 65



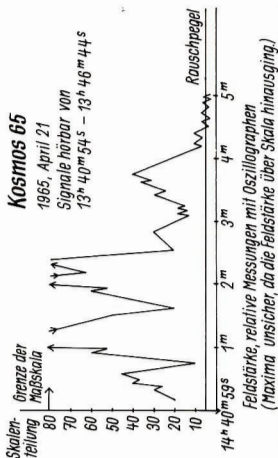
Kosmos 65



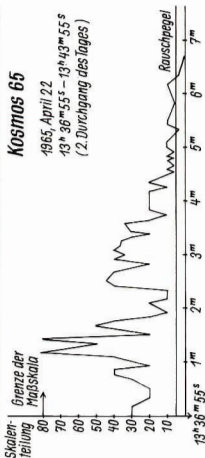
Kosmos 65



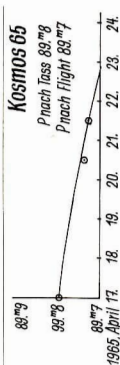
Kosmos 65



Kosmos 65



Kosmos 65



**Zum Beitrag Seite 85:
Ergebnisse der funktchnischen Beobachtung sowjetischer
Erdsatelliten**

Links, von oben nach unten: Kosmos 65, Abb. 7, Abb. 8, Abb. 9, Abb. 10.

Rechts, von oben nach unten: Kosmos 65, Abb. 5, Abb. 6, Abb. 11.

Foto der Mondoberfläche, aufgenommen von der sowjetischen automatischen Station Luna 9 am 3. und 4. Februar 1966

Die Reihenfolge der Bilder 1 bis 8 zeigt das gesamte Mondpanorama, das bei der dritten Aufnahmeserie gewonnen wurde. Die Abbildungen 2a und 8a zeigen jeweils Aufnahmen der gleichen Gegend von der ersten Aufnahmeserie. Hier betrug die Sonnenhöhe nur 7,5 Grad, deshalb sind auf diesen Bildern die Schatten einzelner Steine, wie wir sie in relativ großer Zahl auf der Mondoberfläche liegen sehen, bedeutend länger. Auf den Bildern 8 und 8a sehen wir außerdem eine Kratergrube von einigen Metern Durchmesser.

Die Mondoberfläche ist porös und sehr uneben. Der Horizont hat auf den Aufnahmen einen Abstand von etwa 1,5 km. Die noch erkennbaren Details auf den mittleren Bildern sind am unteren Bildrand einige Millimeter groß. Staub ist auf den Aufnahmen nicht zu erkennen, was die Hypothese, daß auf der Mondoberfläche kein Staub vorhanden ist, sondern daß sie poröse, bimssteinähnliche Struktur besitzt, sehr stützt.

Zur exakten Entfernungsvermessung wurden fassettenähnliche Spiegel benutzt, von denen einer in den Bildern 8 und 8a deutlich zu erkennen ist. Sie haben von oben gesehen rechtwinklige Form und sind am Rande der Station angebracht. Damit bilden sie einen schmalen Streifen des rechtwinklig zur Blickrichtung liegenden Gebietes mit ab und wirken als paralaktische Entfernungsmesser.

Bild 9 zeigt eine Zeichnung der Station. Sie hat eine kugelförmige Grundstruktur, ihre schiefe Lage auf der Mondoberfläche entsteht dadurch, daß sie auf zwei der abgeklappten Teile der Schutzhülle liegt. Aus den Aufnahmen ist zu erkennen, daß die Lage des dem Mondboden zugewandten Teils der Station nach der Sonne ausgerichtet ist. Damit wurde erreicht, daß das Sonnenlicht nicht direkt in die Kamera fallen konnte.



◀ Abb. 1



Abb. 8 ▶



◀ Abb. 2

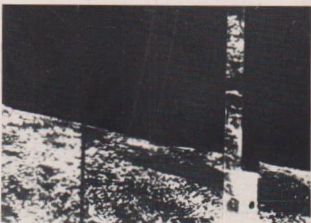


Abb. 8a ▶



◀ Abb. 2a

Abb. 9 ▶





Abb. 7 ▲

Abb. 3 ▼

Abb. 4 ▼



Abb. 5 ▼

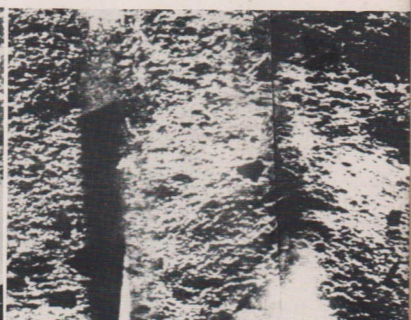


Abb. 6 ▼



13° 20' 13° 20' 13° 20'

1965. Mai 26.

27.

28.

29.

30.

31.

Keine Beob.
Frequ. unschl.

Keine Beob.
Frequ. unschl.

Keine Beob.

Kosmos 67

2. 1. 2. 3. 4. 5. 6. 7. 8. 9. 10. 11. 12. 13. 14. 15. 16. 17. 18. 19. 20. 21. 22. 23. 24. 25. 26. 27. 28. 29. 30. 31.

1965. Mai 26.

27.

28.

29.

30.

31.

Keine Beob.
u. Frequ. unschl.

Kosmos 67

1. 2. 3. 4. 5. 6. 7. 8. 9. 10. 11. 12. 13. 14. 15. 16. 17. 18. 19. 20. 21. 22. 23. 24. 25. 26. 27. 28. 29. 30. 31.

FU = Frequenz Umschlag
Max = Maximum der Feldstärke

1965. Aug. 23.

1965. Aug. 24.

FU Max

Kosmos 78

11° 32' 11° 40' 11° 48' 11° 56'

1965. Mai 26.

27.

28.

29.

30.

31.

Keine Beob.

Kosmos 67

**Zum Beitrag S. 85
Ergebnisse der funk-
technischen Beobach-
tung sowie technischer
Ersatzeiten**

Links, von oben nach unten:
Kosmos 67, Abb. 13, Abb. 14;
Kosmos 78, Abb. 17.

Oben: Kosmos 67, Abb. 12.

Rechts, von oben nach unten:
Kosmos 78, Abb. 19; Kos-
mos 67, Abb. 15; Kosmos
78, Abb. 18.

1965. Aug. 17.

1965. Aug. 23.

1965. Aug. 20.

Keine Beob.

Kosmos 78

Kosmos 78

P nach Tass 83° 8
P nach Flight 83° 75

Kosmos 69

1965. Juni 25. 26. 27. 28. 29. 30. Juli 1. 2.

1965. Mai 25. 26. 27. 28. 29. 30. Juni 1.

Kosmos 67

Mitteilungen des Zentralen Fachausschusses Astronomie

Bericht der Fachgruppe Astronomie in Dresden

Die Fachgruppe hat 1965 folgende Aufgaben erfüllt: Insgesamt wurden zehn öffentliche Vorträge veranstaltet, davon sechs im Klubhaus „August Bebel“, einer im Volkspark Großer Garten, drei auf der Volkssternwarte Frantz. Die gute Zusammenarbeit mit dem Klubhaus „August Bebel“ hat sich weiterhin bewährt. Im Rahmen der Zirkelveranstaltungen des Volksparkes Großer Garten wurden durch Fachgruppenmitglieder je ein Zirkel für Fernrohrbau (Bfr. Gerstner), für Spiegelschleifen (Bfr. Blasberg) und ein Seminar für astronomische Beobachtungen geleitet. Die Schülerarbeitsgemeinschaft Astronomie der Station Junger Techniker und Naturforscher wurde fortgeführt. An der Volkssternwarte Frantz wurden 1965 insgesamt 60 Veranstaltungen durchgeführt und zwar 15 Jugendweihestunden mit 296 Teilnehmern, 9 Astronomie-Unterrichts-Klassen mit 191 Teilnehmern, 29 Veranstaltungen der Schülerarbeitsgemeinschaft mit 118 Teilnehmern und sieben Einzelführungen mit 83 Teilnehmern. Insgesamt haben 1965 über 670 Personen die Sternwarte besucht. Das ist gegenüber 1964 fast die doppelte Besucherzahl. Von der Station Junger Techniker wurden zwei weitere einfache parallaktische Montierungen sowie ein AS Objektiv 63/840 vom VEB Carl Zeiss beschafft. Vom Lohrmann-Institut der TU Dresden wurde uns leihweise ein Okularmikrometer überlassen. Außerdem wurde vom Zweigwerk Reich des VEB Carl Zeiss eine Handschleifmaschine übernommen. Bei allen 1965 durchgeführten Veranstaltungen haben wir insgesamt 818 Personen erfaßt.

Von den aktiven Beobachtern unserer Fachgruppe wurden 1965 folgende regelmäßigen Beobachtungen fortgesetzt: An der Station „Sonnenwinkel“ (Seligler) konnte die Sonne an 285 Tagen beobachtet werden. Die ermittelten Fleckenrelativzahlen wurden vierteljährlich nach Zürich gemeldet. Von der Mondoberfläche wurden 38 Detailzeichnungen angefertigt. Es konnten 21 Sternbedeckungen durch den Mond beobachtet werden. Die Ergebnisse wurden nach Greenwich gemeldet. Vom Jupiter wurden 21 Zeichnungen angefertigt und daraus die Position des Großen Roten Fleckes bestimmt. Von der Venus wurden von September bis Dezember 1965 51 Phasenzzeichnungen gemacht und daraus die visuelle Venusdichotomie bestimmt. An Himmelsaufnahmen wurden 12 Aufnahmen von Sonne und Mond, 21 Aufnahmen von Sternfeldern und 128 Aufnahmen für das Überwachen veränderlicher Sterne gewonnen. An der Station Dresden-Blasewitz (Blasberg) wurden 12 Sternbedeckungen durch den Mond beobachtet und die Ergebnisse nach Greenwich gemeldet. An 13 veränderlichen Sternen wurden insgesamt 275 visuelle Helligkeitsschätzungen gewonnen. Dazu kommen 234 Helligkeitsschätzungen auf den fotografischen Aufnahmen. Die auswertbaren Ergebnisse wurden der Sternwarte Sonneberg mitgeteilt. Außerdem wurden 18 Spektralaufnahmen mit Objektivprisma, 23 Aufnahmen von Sternfeldern und 39 Aufnahmen für das Überwachen veränderlicher Sterne gewonnen.

Blasberg

Bericht der Arbeitsgemeinschaft Astronomie in Sohland (Spree)

Die Arbeitsgemeinschaft veranstaltete 1965 14 Sternführungen, verbunden mit allgemeinverständlichen Vorträgen und Diskussionen. Eine weitere wesentliche Arbeit war die Betreuung der 10 Klassen der polytechnischen Oberschulen. So wurden mit der Gerhart-Hauptmann-Schule, der Lessing-Schule und der Wehrsdorfer Oberschule an 11 Abenden Beobachtungen durchgeführt, an die sich auswertende Diskussionen anschlossen. Die geplanten Vorträge konnten noch nicht durchgeführt werden, da erst im Oktober 1965 der Erweiterungsbau der Volks- und Schulsternwarte (Vortrags- und Arbeitsräume) beendet wurde. An 22 Abenden sind zur Weiterbildung der Mitarbeiter der AG verschiedene Objekte des Himmels beobachtet worden und die Justage des Instrumentes wurde korrigiert. An sieben Tagen konnte die Sonne beobachtet werden, Flecken wurden zeichnerisch festgehalten. Es wurden außerdem drei Sternfeldaufnahmen, fünf Planetenaufnahmen, sieben Mondaufnahmen (schwarz-weiß) und fünf (farbig) gemacht. Eine Verbesserung für das Nachführen des Instrumentes soll eine mechanisch-elektronische Steuerung bringen. Der Bau wurde Ende 1965 begonnen und soll 1966 fertiggestellt werden.

Sechs Zusammenkünfte des Kulturaktives des Kulturbundes wurden benutzt, um Fragen der Sternwarte zu behandeln. Vier Zusammenkünfte der AG dienen der Diskussion astronomischer Probleme. Ein Höhepunkt in der Arbeit der AG war die Einweihung von zwei Vortrags- bzw. Arbeitsräumen in der neben der Sternwarte befindlichen Baracke. Geschenke der Kreisleitung Bautzen des Kulturbundes (ein Sternglobus und zwei astronomische Bücher) sowie der Gerhart-Hauptmann-Schule (zwei Demonstrationsmodelle) wurden der Sternwarte übergeben.

Die Unterstützung durch die Gemeindeverwaltung ermöglichte den Ausbau der Vortrags- und Arbeitsräume. Außerdem konnte mit Unterstützung der Gerhart-Hauptmann-Schule ein

Halbapochromat 63/840 angeschafft werden. Der Bau eines Refraktors u. a. im Rahmen des polytechnischen Unterrichts ist geplant. In 56 Arbeitseinsätzen mit insgesamt 765 Aufbaustunden wurden Werte von 3300 MDN geschaffen. Hauptprojekte waren die Baracke und ein Steinplattenweg, der 1966 verlängert werden soll.

Uhmann

Bericht der Fachgruppe Astronomie in Radebeul

1965 fanden 16 Zusammenkünfte statt. Aus den Jugendzirkeln fanden 20 Jugendliche Aufnahme in den Kulturbund, denen festumrissene Aufgaben für Beobachtungen und für andere Arbeiten gestellt wurden. Die Fachgruppe konnte am 27. November 1965 ihr zehnjähriges Bestehen feiern und hatte zur Feierstunde die neugewonnenen Jugendlichen eingeladen. An Beobachtungen auf der Sternwarte wurden durchgeführt: Mondbeobachtungen (Zeichnungen), Beobachtung der Jupitermonde sowie von Sternbedeckungen; dazu Fotoaufnahmen von Sternbildern, 123 Sonnenbeobachtungen und Erfassung der Relativzahlen. Fotoaufnahmen und die Sonnenbeobachtungen von 1956 bis 1964 wurden verwendet für zwei Oberschul-Jahresarbeiten.

In den Jugendzirkeln wurden die Teilnehmer systematisch in alle Gebiete der Astronomie eingeführt. Bfr. Kollar konnte in 70 Zirkelstunden mehr als 700 Teilnehmer unterrichten. Er unternahm mit Jugendlichen auch mehrere Exkursionen zu Sternwarten der DDR. Zur Unterstützung des Astronomie-Unterrichts in auswärtigen Schulen hielt Bfr. Kollar 47 Lektionen sowie 77 Vorträge bzw. Führungen für Jugendgruppen, insbesondere aus den Kreisen Dresden-Land, Dresden Stadt, Meißen und Großenhain. Jugendliche mit guten Astronomiekennntnissen führten vier Veranstaltungen für die Ferienaktion durch. Für erwachsene Besuchergruppen (Brigaden, Sportsektionen, LPG, Kulturzirkel, kirchliche Gemeinschaften) fanden 28 Führungen statt. Mit auswärtigen Referenten wurden fünf Matineen mit 470 Besuchern veranstaltet. Bei 33 öffentlichen Führungen auf der Sternwarte konnten mehr als 800 Besucher begrüßt werden. Am 19. November 1965 wurde der 40 000. Besucher gezählt. Die Betreuung der FDGB-Urlauber wurde durch 11 astronomische Lichtbildervorträge unterstützt (545 Teilnehmer).

Das der Sternwarte zur Verfügung stehende Leihgerät (Zeiss-Refraktor) mußte an das Pädagogische Institut Dresden zurückgegeben werden, dafür wurde ein Heyde-Refraktor mit etwa gleichen Daten angeschafft. Das Fotolabor wurde durch eine Exakta-Varex mit einer Reproduktionsanlage bereichert. Eine von Bfr. Kollar ausgearbeitete Anlage zur Behandlung astrophysikalischer Probleme konnte in Betrieb genommen werden.

An NAW-Arbeiten für die Sternwarte wurden für 1573 MDN Werte geschaffen. Zwei Mitglieder besuchten tschechoslowakische Freunde, in Erwidung des Besuches kamen mehrere Freunde von dort zu uns. Auch FG-Mitglieder aus Radeberg waren bei uns zu Gast. Seit Beginn des Berichtsjahres gibt Bfr. Kollar als Leiter der Sternwarte ein Mitteilungsblatt heraus, das in mehr als 100 Exemplaren an Interessenten versandt wird.

Zieger

Bericht der Arbeitsgemeinschaft in Jonsdorf (Kreis Zittau)

Wie in den vergangenen Jahren hat die AG ihre Schulungsabende 14tägig mit jeweils 7 bis 8 Mitgliedern durchgeführt. Der Schwerpunkt unserer Arbeit lag in der Urlaubsbetreuung. Jeden Donnerstag war unsere Volkssternwarte für die Einwohner geöffnet und bei klarem Himmel für Beobachtungen zugänglich. Zu den öffentlichen Vorträgen, die ebenfalls 14tägig stattfanden, kamen insgesamt 273 Gäste, 79 interessierte Besucher stellten sich an anderen Tagen auf der Sternwarte ein. 66 Arbeitsstunden wurden im NAW für Instandsetzungs- und Instandhaltungsarbeiten an der Warte geleistet.

Fröhlich

Bericht der Arbeitsgemeinschaft Astronomie in Zittau

In der AG waren wie bisher 25 Mitglieder tätig. Nicht mit gezählt sind dabei eine Anzahl jugendlicher, die seit einiger Zeit unsere Arbeitssitzungen besuchen. Erfreulich sind auch die begonnenen Kontakte mit einer Schule sowie mit einem Jugendzirkel. In der AG fanden 1965 insgesamt 11 Zusammenkünfte statt, mit Besprechungen über den Bau unserer Volkssternwarte sowie mit Behandlung himmelskundlicher Themen. Unsere Mitglieder hielten außerhalb der AG Vorträge in Wohnbezirken und Lehrerseminaren. Sie führten praktische Beobachtungen mit kleineren Gruppen durch. Unsere Volkssternwarte konnte im Rohbau fertiggestellt und die Kuppel gesetzt werden. Hierbei wurden im NAW 1189 Aufbaustunden mit einem Wert von 8573 MDN geleistet. Der Ausbau der Sternwarte soll 1966 erfolgen.

Scholz

Bericht der Fachgruppe Radeberg

Wegen der ungünstigen Witterung konnten die öffentlichen Beobachtungsabende nur achtmal durchgeführt werden (96 Besucher). Beobachtungsobjekte waren: der Fixsternhimmel, Ballon-Satelliten, der Mond sowie die Planeten Jupiter und Saturn. Ein Farblichtbildervortrag (Bfr. Büttner, Dresden) über Gas und Staub zwischen den Sternen wurde von 32 Personen

Fortsetzung auf der 3. Umschlagseite

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. Vizepräsidenten: Prof. Dr. Hans Reichardt, Heinz Mielke. Sekretär: Dipl.-Gewl. Herbert Pfaffe

Ergebnisse der funktechnischen Beobachtung sowjetischer Erdsatelliten mit 65° und 51° Bahnneigung von Oktober 1964 bis November 1965

KARL-HEINZ NEUMANN

Fortsetzung

Kosmos 65, Startdatum 17. April 1965, Lebensdauer 8 Tage, Ende des Erdumlaufs 25. April 1965

Nach TASS hatte der Satellit eine anfängliche Umlaufbahn mit folgenden Parametern:

| | |
|-------------|------------------------|
| Umlaufzeit | $p = 89,8^m$ |
| Bahnneigung | $i = 65^\circ$ |
| Perigäum | $h_p = 210 \text{ km}$ |
| Apogäum | $h_a = 342 \text{ km}$ |

Von Kosmos 65 standen nur 11 funktechnische Beobachtungen, die innerhalb von 3 Tagen, vom 20. bis 22. April 1965, gewonnen worden sind, für die Auswertung zur Verfügung. Bei Kosmos 65 war es instrumentell zum ersten Male möglich, Messungen der relativen Feldstärke des empfangenen Signals auszuführen. Abb. 5 bis 10 (S. 79) geben die Meßwerte der Feldstärke bei jeweils drei verschiedenen Durchgängen der beiden Tage (21. und 22. April 1965) wieder. Interessant ist hierbei, daß — wenn wir Abb. 5 und 6 vergleichen — der Verlauf des relativen Wertes der Feldstärke recht unterschiedlich ist, obgleich bei beiden Durchgängen der Abstand des Satelliten von der Beobachtungsstation sich nur wenig unterscheidet. Während

am 21. April 1965 zwei deutlich ausgeprägte Maxima auftreten, ist am 22. April 1965 nur ein Maximum der Empfangsfeldstärke (mit einem dazwischen auftretenden Abfall) festzustellen.

Abb. 7, 8 zeigen den 15-Uhr-Durchgang des Satelliten, während Abb. 9, 10 den 16.40-Uhr-Durchgang des Satelliten an den beiden Tagen darstellen. Deutlich ist an den Feldstärkemessungen zu erkennen, daß beim 16.40-Uhr-Durchgang des Satelliten die Empfangsfeldstärke größer ist als bei dem vorherigen Durchgang. Beim 15-Uhr-Durchgang beträgt der geringste Abstand des Satelliten von der Beobachtungsstation rund 900 km, beim 16.40-Uhr-Durchgang dagegen rund 1400 km.

Es scheint auch hier ein tageszeitlich bedingter Effekt deutlich zu werden.

Abb. 11 (S. 79) gibt die aus den an drei Beobachtungstagen gewonnenen Differenzen berechneten Werte der mittleren Umlaufzeit wieder. Die durch den Anfangspunkt und die beiden eben genannten Punkte gelegte Kurve hat nur hypothetischen Charakter.

Kosmos 66, Startdatum 7. Mai 1965, Lebensdauer 8 Tage, Ende der Erdumkreisung 15. Mai 1965

Die anfängliche Umlaufbahn hatte nach TASS folgende Werte:

| | |
|-------------|------------------------|
| Umlaufzeit | $p = 89,3^m$ |
| Bahnneigung | $i = 65^\circ$ |
| Perigäum | $h_p = 197 \text{ km}$ |
| Apogäum | $h_a = 291 \text{ km}$ |

Die Ableitungen der Änderung der Umlaufzeit dieses Satelliten sind relativ unsicher. Das liegt daran, daß zur Auswertung nur 7 Beobachtungen von Kosmos 66 vorlagen. Es wird deshalb darauf verzichtet, eine Darstellung der Kurve der mittleren Umlaufzeitänderung des Satelliten zu geben. Die aus den Beobachtungen abgeleiteten Werte der Umlaufzeit schwanken zwischen $89,26^m$ und $89,30^m$.

Kosmos 67, Startdatum 25. Mai 1965, Lebensdauer 8 Tage, Ende der Erdumkreisung 2. Juni 1965

Nach TASS hatte der Satellit eine anfängliche Umlaufbahn, die folgenden Werten entspricht:

| | |
|-------------|------------------------|
| Umlaufzeit | $p = 89,9^m$ |
| Bahnneigung | $i = 51,8^\circ$ |
| Perigäum | $h_p = 207 \text{ km}$ |
| Apogäum | $h_a = 350 \text{ km}$ |

Während der Lebenszeit des Satelliten Kosmos 67 gelang es, 19 funktechnische Beobachtungen auszuführen. Das Beobachtungsmaterial ist sehr uneinheitlich. Deshalb wurde darauf verzichtet, aus den funktechnischen Beobachtungen Bahnänderungen dieses Satelliten abzuleiten.

Eine Besonderheit bei diesem Satelliten bestand darin, daß es gelang, am 2. Juni 1965, dem Tage der Rückführung zur Erde, die Signale noch von 10^h4^m bis 10^h8^m MEZ zu empfangen. Kosmos 67 muß zu diesem Zeitpunkt bereits in der Anfangsphase seiner Rückkehr gewesen sein. Um einen Überblick über die Uneinheitlichkeit des Beobachtungsmaterials zu geben, werden in Abb. 12, 13 und 14 (S. 82) schematische Darstellungen der Werte der Empfangsfeldstärke von Kosmos 67 gegeben. Hierbei wird, soweit möglich, eine gemittelte Kurve des Feldstärkeverlaufs wiedergegeben. Auffällig ist, daß bei Kosmos 67 mitunter zwei Frequenzänderun-

gen (wobei die erste sehr stark ist, in der Abbildung als Frequenzumschlag hart bezeichnet) sowie eine allmähliche Frequenzänderung festgestellt wurden. Auffallend sind auch beim 14.40-Uhr-Durchgang die starken Unterschiede in der Empfangsfeldstärke und den Zeiten des Empfanges der Signale. Für den 28. Mai 1965 zeigte sich ein langsames Ansteigen der Empfangsfeldstärke (in der Zeichnung nicht dargestellt), wobei die Signale den Rauschpegel kaum erreichten. Erst rund 5,75 Minuten nach dem Beginn des Einsetzens erreichten die Feldstärkewerte der Signale Größen, die meßbar waren.

Bei dem gleichen Durchgang des nächsten Tages (29. Mai 1965) dagegen waren die Signale nur kurzzeitig zu empfangen, wobei die Feldstärke nicht über den Rauschpegel hinaus kam. Auch am 30. Mai 1965 waren bei diesem Durchgang die Signale sehr schwach, während sie am 31. Mai 1965 im Maximum eine so große Intensität erreichten, daß die Meßgrenze des zur Verfügung stehenden Instrumentes überschritten wurde.

Der 12-Uhr-Durchgang konnte nur am 26. und am 31. Mai 1965 empfangen werden. Während am 26. Mai 1965 die Signale nur sehr schwach waren und nur mit Unterbrechungen hörbar wurden, war der gleiche Durchgang am 31. Mai 1965 (in den dazwischen liegenden Tagen konnten keine Signale empfangen werden) außerordentlich stark, wie Abb. 13 zeigt.

Kosmos 69, Startdatum 25. Juni 1965, Lebensdauer 8 Tage, Ende der Erdumkreisung 3. Juli 1965

Nach TASS hatte Kosmos 69 die folgenden anfänglichen Bahnwerte:

| | |
|-------------|------------------------|
| Umlaufzeit | $p = 89,7^m$ |
| Bahnneigung | $i = 65^\circ$ |
| Perigäum | $h_p = 211 \text{ km}$ |
| Apogäum | $h_a = 332 \text{ km}$ |

An insgesamt 5 Tagen der Lebenszeit von Kosmos 69 standen Beobachtungswerte für die vorläufige Auswertung zur Verfügung. Abb. 16 (S. 82) zeigt die aus den Feldstärkemessungen und den daraus bestimmten Maxima abgeleiteten mittleren Umlaufzeiten des Satelliten. Hier finden wir ebenfalls relativ starke Abweichungen vom Mittelwert. Auch die in Abb. 16 dargestellte Kurve hat rein hypothetischen Charakter. Auffällig ist das Herausfallen der Maximazeiten zwischen dem 29. Juni und 2. Juli 1965. Die einzige aus den Beobachtungen gewonnene Deutung läßt auf extreme ionosphärische Verhältnisse zwischen dem 29. Juni und 1. Juli 1965 schließen.

Kosmos 78, Startdatum 14. August 1965, Lebensdauer 8, Tage, Ende der Erdumkreisung 22. August 1965

Nach TASS hatte Kosmos 78 die folgenden anfänglichen Bahnwerte:

| | |
|-------------|------------------------|
| Umlaufzeit | $p = 89,8^m$ |
| Bahnneigung | $i = 69^\circ$ |
| Perigäum | $h_p = 206 \text{ km}$ |
| Apogäum | $h_a = 329 \text{ km}$ |

Von 8 Tagen seiner Lebenszeit standen für die vorläufige Auswertung 5 Beobachtungstage zur Verfügung. Das auffallende bei Kosmos 78 ist die Bahnneigung von 69° . In den Beobachtungen ergibt sich zwischen dem 18. und 19. August und dem 20. und 21. August 1965 ein Herausfallen der berechneten Werte der mittleren Umlaufzeit. Es konnten jeweils nur 2 Durchgänge pro Tag beobachtet werden.

Abb. 17 und 18 (S. 82) geben für den 13-Uhr- bzw. 14.30-Uhr-Durchgang jeweils den Verlauf der Feldstärke der Satellitensignale. Beim 13-Uhr-Durchgang finden wir relativ starke Unterschiede der Feldstärke. Während am 19. und 20. August 1965 die Feldstärke relativ groß war, war sie am 19., 18. und 17. August keineswegs besonders stark. Ein fast umgekehrtes Verhalten trat beim 14.30-Uhr-Durchgang auf. An den Tagen, an denen beim 13-Uhr-Durchgang die Feldstärke klein war, ist sie hier größer und umgekehrt. In Abb. 19 (S. 82) finden wir noch einmal eine Darstellung der aus den Beobachtungen errechneten mittleren Umlaufzeiten. Aus diesen Beobachtungen kann man schlußfolgern, daß der anfängliche Wert der Umlaufzeit doch kleiner als $89,8^m$ gewesen sein muß. „Flight“ gibt als anfängliche Umlaufzeit für Kosmos 78, $89,75^m$ an. Die Funkbeobachtungen deuten auf einen Wert von $89,70^m$. Leider kann man hier keine sicheren Werte angeben, da zur Auswertung keine Beobachtungen aus den Anfangstagen der Lebenszeit dieses Satelliten vorliegen.

Das erste amerikanische Rendezvous im Weltraum

BERNHARD PRIESEMUTH

Das Rendezvous-Manöver begann mit dem Start von „GEMINI-VI“. Während des 1. Umlaufes hatte „GEMINI-VI“ folgende Parameter: Perigäum: 161 km, Apogäum: 230,4 km (nur 3,2 km unter dem geplanten Apogäum).

Kurz nach dem Start von „GEMINI-VI“ befand sich „GEMINI-VII“ etwa 1840 km voraus auf seiner Kreisbahn. Für die Besatzung von „GEMINI-VI“ bestand nun die Aufgabe, sich an „GEMINI-VII“ heranzumanövrieren und gleichzeitig aus ihrer elliptischen Bahn eine Kreisbahn zu machen.

Da „GEMINI-VII“ zum Zeitpunkt des Rendezvous-Manövers nur noch 19 Prozent seines Ausgangstreibstoffes an Bord hatte und dieser Rest für das Landemanöver gebraucht wurde, war „GEMINI-VI“ gezwungen, die Annäherungsmanöver weitestgehend allein durchzuführen. Die Steuerungsmanöver wurden von Astronaut Schirra durchgeführt. „GEMINI-VI“ hatte für seinen Flug doppelt soviel Treibstoff an Bord wie „GEMINI-VII“.

Die Besatzung von „GEMINI-VII“, die seit einer Woche ohne Raumanzüge flog, zog diese in Vorbereitung auf das Rendezvous aus Sicherheitsgründen wieder an. 16 Minuten nach dem Start flog „GEMINI-VI“ etwa 60 km unter und 1960 km hinter „GEMINI-VII“.

In den folgenden Manövern spielte „GEMINI-VII“ die Rolle des Zielsatelliten und „GEMINI-VI“ die des Abfangsatelliten. Das erste Steuerungsmanöver fand gegen 16.15 Uhr MEZ statt. Schirra beschleunigte den Flug des Raumschiffes und brachte es bis auf 43 km unter und 1110 km hinter „GEMINI-VII“. Während dieser Flugphase gab es einige Schwierigkeiten in der Nachrichtenverbindung zur Kontrollstation. Die Innentemperatur im Kapselteil war auf 32 Grad gestiegen und

hatte damit die vorgesehene Temperatur erheblich überschritten. Schirra meldete jedoch kurze Zeit später, daß sich die Temperatur wieder den normalen Werten näherte.

Ein weiteres Steuermanöver verringerte den Abstand zwischen beiden Raumschiffen in der Flugrichtung bis auf 770 km. Drei Stunden nach dem Start betrug der Abstand nur noch 307 km. Die Umlaufbahn von „GEMINI-VI“ lag etwas unter der Kreisbahn von „GEMINI-VII“. Immer wieder bediente Schirra die Steuerrüden und näherte sich so immer mehr dem Schwesterschiff. Nach einem Manöver um 18.25 Uhr MEZ betrug der Abstand in der Flugrichtung nur noch 240 km. Von 18.25 Uhr MEZ an bestand ständige Funk- und ab 18.45 Uhr Radarverbindung zwischen den beiden Raumschiffen. Die vier Astronauten konnten sich miteinander unterhalten. 19.40 Uhr MEZ wurde durch Schubbeschleunigung eine Annäherung bis auf 63 km erzielt. Gegen 20.00 Uhr MEZ drehte sich „GEMINI-VII“ planmäßig um seine Querachse. Beide Raumschiffe zogen in Vorbereitung auf das Rendezvous ihre Antennen ein. Die Besatzung von „GEMINI-VII“ wurde angewiesen, Treibstoff zu sparen.

Nach etwa 5 Stunden 30 Minuten Flug von „GEMINI-VI“ lag dieses Raumschiff 24 km unter und 91 km hinter „GEMINI-VII“.

Die letzten Minuten vor dem Rendezvous verliefen nun wie folgt: 20.03 Uhr MEZ war „GEMINI-VI“ über Tananarive (Madagaskar). 20.19 Uhr MEZ war der Abstand auf 9 km zusammengeschumpft. Die letzte Phase des Annäherungsmanövers begann. 20.21 Uhr MEZ konnte man in Houston zum ersten Mal das Gespräch zwischen den vier Astronauten mithören. „GEMINI-VI“ schaltete bereits die Bremsdüsen ein. 20.22 Uhr MEZ betrug der Abstand nur noch 7,2 km. 20.23 Uhr MEZ beendete „GEMINI-VI“ die letzte Korrektur und fliegt direkt auf „GEMINI-VII“ zu. Abstand noch 5,5 km. 20.26 Uhr MEZ konnte zum ersten Mal Thomas Staffords Stimme aufgefangen werden. Noch 2,5 km Abstand. 20.27 Uhr MEZ hatte CCQ den Kontakt verloren. Houston mußte auf die Bodenstation Hawai umschalten. Der Abstand betrug jetzt noch 2,2 km. Da „GEMINI-VI“ eine größere Bahngeschwindigkeit als „GEMINI-VII“ hatte, überholte es zu dieser Zeit unter ihm und schleuste sich vor ihm in dessen Bahn ein. Dabei hatte sich „GEMINI-VI“ um 180 Grad nach oben gedreht und flog nun mit Adapter in Flugrichtung von „GEMINI-VII“. Beide Raumschiffe flogen „Nase an Nase“ durchs All.

Als dieses Manöver beendet war, verließen beide Raumschiffe die Nachtzone. Um „GEMINI-VII“ aufschließen zu lassen, mußte „GEMINI-VI“ gebremst werden. Die Entfernung zwischen den Raumschiffen nahm rapide ab. 20.28 Uhr MEZ äußerte NASA-Sprecher Haney, daß das Rendezvous mit einer Minute Verspätung erfolgt sein müßte. Haney erhielt jedoch keine Bestätigung, da die Verbindung abgerissen war.

Geplant war, daß das Rendezvous 20.26 Uhr MEZ bei einer Entfernung von etwa 30 m zwischen den Raumschiffen stattfinden sollte. 20.34 Uhr MEZ bestand wieder Funkkontakt zu „GEMINI-VI“. Thomas Stafford meldete eine Entfernung von 36 m. „GEMINI-VI“ hatte zu diesem Zeitpunkt noch 50 Prozent seines Treibstoffes an Bord. Als nächstes galt es nun, den Abstand noch weiter zu verringern. Das Rendezvous fand auf der Tagseite der Erde statt. 20.45 Uhr MEZ hatte Houston, wie erwartet, den Funkkontakt wieder verloren. Man berechnete, daß der Abstand jetzt etwa 6 m betragen müßte. Bormann erkannte den Co-Piloten von „GEMINI-VI“, Stafford. Die Fenster beider Raumschiffe wären beschlagen, meldeten die Astronauten. Man führte das auf abgelassenen Treibstoff zurück. (Astronaut White hatte ja dieses Phänomen bereits mit seiner Rückstoßpistole an den „GEMINI-IV“-Fenstern hervorgerufen.) Stafford konnte als erster Einzelheiten am anderen Raumschiff erkennen (dessen 2 Blinkleuchten).

Bis zum Rendezvous hatte „GEMINI-VI“ 160 000 km zurückgelegt. Das Rendezvous hatte in einer Höhe von 297 km stattgefunden. 20.52 Uhr MEZ betrug der Abstand über dem Golf von Mexiko nur noch 3 m. Houston verlor wiederum den Funkkontakt. 20.57 Uhr MEZ war dann der Höhepunkt des Rendezvous erreicht. „Nase an Nase“ jagten die beiden Raumschiffe mit einer Geschwindigkeit von 28 000 km/h und nur 1,80 m voneinander entfernt über den Südatlantik. Anhand der angefertigten Filme ergab sich dann, daß der kürzeste Abstand 90 cm betrug. Als jedoch die Astronauten nach der Landung befragt worden waren, kam man zu der endgültigen Feststellung, daß der kürzeste Abstand 30 cm betragen hatte.

Brennstoffelemente für die Raumfahrt

HANS SWART

Bei dem Flug der amerikanischen Raumkapsel Gemini GT-5 rückte, wenn auch unbeabsichtigt, eine neue Art von elektrischen Stromquellen in den Mittelpunkt des Interesses. Zum ersten Mal wurde das Bordnetz eines Raumfahrzeuges mit Energie aus Brennstoffelementen gespeist. Wie allgemein bekannt ist, führten jedoch technische Unvollkommenheiten im entscheidenden Augenblick zu einem Zusammenbruch der Energieversorgung, so daß die Hauptaufgabe bei diesem Raumflug, das Rendezvous mit einem vorher ausgestoßenen Radarsatelliten, nicht gelöst werden konnte.

Trotzdem bedeutet dieser erste Versuch einen wesentlichen Fortschritt auf dem Gebiet der Energieversorgung von Raumfahrzeugen. Die Benutzung von Brennstoffelementen wird in Zukunft bei bestimmten Missionen entscheidende Vorteile gegenüber den bisher angewandten elektrochemischen Energiequellen besitzen (1–5).

Allgemeine Grundlagen

Ein Brennstoffelement ist ein galvanisches Primärelement, in dem die chemische Energie von Brennstoffen auf elektrochemischem Wege unmittelbar in elektrische Energie umgewandelt wird (Abb. 1). Ein solches Element besteht aus einem Elektrolyten und zwei geeigneten Elektroden, denen Brennstoff und Oxydationsmittel

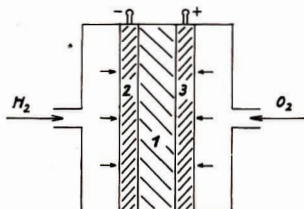


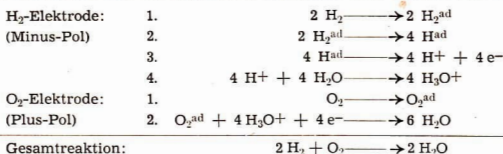
Abb. 1

Schematische Darstellung einer Brennstoffzelle, in der gasförmige Brennstoffe bei Überdruck umgesetzt werden. 1 = Elektrolyt; 2 = Wasserstoffelektrode; 3 = Sauerstoffelektrode.

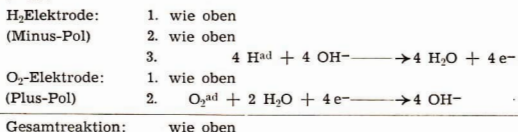
getrennt, aber kontinuierlich zugeführt werden. Im Unterschied zu den herkömmlichen elektrochemischen Energiequellen, die bei der Stromabgabe die „aktiven Massen“ ihrer Elektroden verbrauchen und daher nur eine relativ geringe Kapazität besitzen, handelt es sich bei Brennstoffelementen um Katalysator-Elektroden, denen solange Strom entnommen werden kann, wie ihnen die beiden Reaktanten zugeführt werden.

Betrachten wir den stromerzeugenden Vorgang am Beispiel des H_2/O_2 -Elements, dem vorerst in der Raumfahrt die größte Bedeutung zukommt, etwas näher (6).

In einer Brennstoffzelle mit saurem Elektrolyten spielen sich die folgenden chemischen Reaktionen ab: An der Wasserstoffelektrode werden die auftretenden Wasserstoffmoleküle zunächst adsorbiert und infolge der katalytischen Wirkung der Elektrode in Wasserstoffatome aufgespalten, die schließlich nach Abgabe je eines Elektrons als Protonen in Lösung gehen. An die Protonen lagern sich Wassermoleküle unter Bildung von Hydroniumionen an, die zur Sauerstoffelektrode wandern. Die Elektronen fließen über einen angeschlossenen Stromverbraucher gleichfalls zur Sauerstoffelektrode. Dort reagiert der adsorbierte Sauerstoff mit den Hydroniumionen und den zugeführten Elektronen unter Bildung von Wasser.



In H_2/O_2 -Elementen mit alkalischem Elektrolyten spielen sich folgende Reaktionen ab:



In einem H_2/O_2 -Brennstoffelement reagieren also Wasserstoff und Sauerstoff im Unterschied zur Knallgasflamme an zwei getrennten Orten in Form einer „kalten Verbrennung“. Man kann diesen Vorgang auch als umgekehrte Elektrolyse bezeichnen.

Die elektromotorische Kraft (EMK) E_0 eines galvanischen Elements errechnet sich nach der Formel

$$E_0 = - \frac{\Delta G}{n \cdot F}$$

wobei

$$\Delta G = \Delta H - T \cdot \Delta S$$

n = elektrochemische Valenz oder Zahl der Faraday-Äquivalente, die pro Formelumsatz der stromliefernden Reaktion entstehen

F = 1 Faraday (in Coulomb)

ΔG = freie Reaktionsenthalpie (in erg)

ΔH = Reaktionsenthalpie

ΔS = Reaktionsentropie

Für das Knallgaselement kann man nach obiger Formel eine EMK von 1,226 V (bei 25 °C) errechnen, die allerdings praktisch durch die unvermeidliche Polarisation erniedrigt wird. Bei Belastung der Zelle verringert sich infolge ihres inneren Widerstandes und der begrenzten Reaktionsgeschwindigkeit an den Elektroden die Klemmenspannung weiter auf etwa 0,5 bis 0,9 V.

Die freie Reaktionsenthalpie ist ein Maß für die bei der Reaktion zu gewinnende Arbeit bzw. elektrische Energie. Beim Knallgaselement können theoretisch pro kg der umgesetzten Reaktanten etwa 3,5 kWh erhalten werden. Anders ausgedrückt: pro Kilowattstunde muß man etwa 0,28 kg Wasserstoff und Sauerstoff im stöchiometrischen Verhältnis umsetzen.

Im Vergleich zu den Wärmekraftmaschinen kann die freie Enthalpie eines Brennstoffs bei elektrochemischen Prozessen mit einem viel höheren Wirkungsgrad ausgenutzt werden. Aus diesem Grunde regte schon W. Ostwald 1894 die ersten Forschungen auf diesem Gebiet an.

Einen großen Schritt vorwärts zum Knallgaselement bedeutete die Entwicklung der Diffusionselektrode durch Schmidt (1923). Dabei handelt es sich um poröse Elektroden aus Kohle oder pulvermetallurgisch hergestellte Metallelektroden, durch die die Gase in den Elektrolyten gepreßt werden. An die Struktur derartiger Elektroden werden hohe Anforderungen gestellt. Sind die Poren zu groß, so strömt das Gas ungehindert und ohne zu reagieren hindurch; sind sie zu klein, so überwiegt der Kapillardruck, der Elektrolyt dringt ein, und die Elektrode „ersäuft“.

Eine andere prinzipielle Schwierigkeit bei Brennstoffzellen besteht in der kontinuierlichen Beseitigung der Reaktionsprodukte. Relativ einfach ist dieses Problem noch beim Knallgaselement zu lösen. Daraus erklärt sich auch zum Teil der fortschrittliche Entwicklungsstand dieser Art von Brennstoffelementen.

Entwicklungsstand und Leistungsfähigkeit

An technisch brauchbaren Brennstoffzellen stehen gegenwärtig besonders H_2/O_2 -Zellen sowie Elemente mit Hydrazin oder Alkoholen als Brennstoff und das Amalgam/Sauerstoff-Element zur Verfügung (Tabelle 1). Zellen, die Kohlenwasserstoffe umsetzen, befinden sich noch im Versuchsstadium (6).

Trotz ihrer Vorteile, wie relativ geringes spezifisches Gewicht und Volumen, keine bewegten Teile, Lautlosigkeit, große Überlastbarkeit und nicht zuletzt ihr hoher Nutzeffekt von 30–75 Prozent, fanden Brennstoffzellen bisher in der Technik kaum eine praktische Anwendung. Dies mag einerseits auf ihre vorerst noch beschränkte Lebensdauer, andererseits auf ihre relativ hohen Betriebskosten zurückzuführen sein. In diesen Punkten sind sie den herkömmlichen elektrochemischen Akkumulatoren noch unterlegen.

Für Raumfahrtzwecke spielt jedoch der Preis der Kilowattstunde nur eine untergeordnete Rolle. Viel wirtschaftlicher wirkt sich hierbei das geringe Gewicht und Volumen der Brennstoffzellen aus, und als willkommene Zugabe erscheint bei den H_2/O_2 -Batterien die Möglichkeit, das Reaktionsprodukt gleichzeitig als Trinkwasser zu verwenden.

Anwendungen in der Raumfahrt

Der durchschnittliche Leistungsbedarf an Hilfsenergie liegt bei Raumflugkörpern bzw. -fahrzeugen etwa in den folgenden Grenzen:

| | |
|---|------------|
| Satelliten und Raumsonden | 0,1–0,6 kW |
| Raumschiffe mit ein bis drei Mann Besatzung | 0,5–1,5 kW |
| mittlere Trägerraketen | 3–4 kW |
| große Trägerraketen (z. B. Saturn) | 20 kW |

Tabelle 1

Kenndaten technisch gereifter Brennstoffelemente (nach Vieltich)

| Brennstoffelement | H ₂ /O ₂ -Element,
wäßriger,
alkalischer
Elektrolyt | N ₂ H ₄ /O ₂ -
Element,
alkalischer
Elektrolyt | Methanol/Luft-
Element,
alkalischer
Elektrolyt | Amalgam/O ₂ -
Element, |
|-----------------------------------|--|--|---|--------------------------------------|
| Arbeitstemperatur, °C | 50–200 | 80–100 | 5–30 | 60–90 |
| Stromdichte, A/cm ² | 50–200 | 50–200 | 2–10 | 100–400 |
| Elektrodenfläche, cm ² | bis 30 × 30 | bis 15 × 30 | bis 15 × 30 | bis 250 |
| Klemmenspannung, V | 0,7–0,9 | 0,5–0,8 | 0,4–0,8 | 1,1–1,4 |
| Leistung/Gewicht, W/kg | bis 65 | bis 40 | bis 2 | 9–17 |
| Leistung/Volumen, W/l | bis 100 | bis 55 | bis 3 | 28–53 |
| Batterien gebaut bis zu, W | 15 000 | 6000 | 60 | 16 000 |
| Betriebskosten, Dollar/kWh | 0,15–0,25 | 1,20–1,50 | 0,20 | 0,26–0,29 |

In Tabelle 2 sind einige Kenndaten der gegenwärtig benutzten bzw. in Entwicklung befindlichen Hilfsenergiequellen gegenübergestellt. Man erkennt unschwer, daß die Verwendung von Brennstoffzellen besonders bei bemannten Raumflügen mit einer Dauer bis zu mehreren Wochen besonders vorteilhaft erscheint.

In den USA sind drei Firmen mit der Entwicklung von H₂/O₂-Elementen für Raumfahrtzwecke beschäftigt (Tabelle 3).

Bei Pratt & Whitney werden 500-Watt-Batterien für das Apollo-Projekt gebaut, und sie absolvierten bereits Tests mit 14 bis 20 Tagen Dauer unter simulierten Raumflugbedingungen. Die Qualität des von den Batterien gelieferten Trinkwassers entsprach den Anforderungen. Die Firma Allis Chalmers entwickelt im Auftrag der NASA und der US Air Force u. a. Batterieeinheiten mit 50 W und 1 kW Leistung. Technisch am weitesten gereift scheinen jedoch die Brennstoffbatterien der General Electric Co. für die Gemini-Raumkapseln zu sein. Die gleiche Firma liefert auch die H₂/O₂-Batterien für die Bios-Satelliten (21–30tägige biologische Versuche).

Die Gemini-Brennstoffbatterien

Zwei im Adapter untergebrachte Brennstoffbatterien versorgen das Gemini-Raumschiff mit elektrischer Energie und die Astronauten mit Trinkwasser. Jede dieser Batterien besteht aus drei Modulen mit je 32 einzelnen Zellen als Grundbausteine (7).

Tabelle 2

Vergleich einiger Kenndaten von Hilfsenergiequellen für Raumfahrzeuge und -flugkörper

| Energiequelle | Gewicht/
Leistung
kg/kW | Volumen/
Leistung
l/kWh | Gewicht/
Kapazität
kg/kWh | Volumen/
Kapazität
l/kWh | Betriebs-
dauer |
|--|-------------------------------|-------------------------------|---------------------------------|--------------------------------|--------------------|
| H ₂ /O ₂ -Element | 15–65 (1) | 10–45 (1) | 1,6–10 (2) | ca. 3,3 (2) | 4–80 d |
| Bleiakkumulator | | | 30–67 | 14–22 | sehr kurz |
| Ni/Cd-Akkumulator | | | 30–67 | 15–24 | sehr kurz |
| Ag/Zn-Akkumulator | | | 8,5–32 | 4,6–20 | sehr kurz |
| Photoelemente | 220–500 | ca. 1,25 (5) | | | mehrere a |
| Radionuklid-Batterien | 200–670 | | ca. 0,01 | | 0,25–10 a |
| Kernreaktor mit thermoelektrischem Wandler (3) | 200 | | 0,09–0,02 | | 90 d–1 a |
| Sonnenspiegel mit turbomolekulischem Wandler (4) | 80 | | | | mehrere a |

Bemerkungen: (1) nur Brennstoffzelle (2) einschließlich der Brennstoff-Vorratsbehälter
(3) SNAP-10 A (4) nach einem westdeutschen Satellitenprojekt (5) Fläche/Leistung, dm²/W

Tabelle 3

Kenndaten einiger Knallgas-Element-Prototypen für die Raumfahrt (nach Vielstich)

| Typ | H ₂ /H ⁺ -Membran/O ₂ | H ₂ /KOH (Asbest)/O ₂ | H ₂ /85 % KOH/O ₂ |
|--|--|--|---|
| Firma | General Electric | Allis Chalmers | Pratt & Whitney |
| Charakterisierung | H ₂ SO ₄ -getränkte Ionenaustauschermembran mit aufgetragenen Elektroden-schichten, Serienschaltung nach Filterpressenprinzip, HO ₂ -Kontrolle über O ₂ -Strom | Elektrodenplatten durch Asbestmembran als Elektrolyt-träger getrennt, Zellen nach Filterpressenprinzip in Serie, H ₂ im Kreislauf über Kondensator zur H ₂ O-Kontrolle bzw. statische H ₂ O-Kontrolle | In Serie geschaltete Doppelzellen nach „Folded Can“-Prinzip mit Bacon-Doppelschichtelektroden |
| Elektrolyt | H ₂ SO ₄ | 35prozent. KOH ± 10 % | 85prozentige KOH |
| Temperatur, °C | 20–30 | 90 | 200–250 |
| Anode | 8,8 mg Pt/cm ² | Sinternickel mit Pt und Pd | Nickel |
| Kathode | 8,8 mg Pt/cm ² | Sinternickel mit Pt und Pd | Nickel/Lithiumoxid |
| Elektroden-größe, cm ² | 20 × 30 | 15,9 × 10,8 | |
| Stromdichte, mA/cm ² | 3 bis 30 | 190 bis 210 | 200 |
| Klemmenspannung, V | 0,8–0,5 | 0,8 | 0,9 |
| Leistung, W | 1000 | 1000 | 500 |
| Gewicht, kp | 66 | 21,3 | |
| Volumen, l | 45 | 12,5 | |
| Watt/kp | 15 | 47 | |
| Watt/l | 22 | 80 | |
| kp kWh (einschließlich Betriebsstoffe u. Behälter) | 1,1 (flüss. H ₂ und O ₂ für 16 Oh) | 10 (Stahlzylinder) | |
| Lebensdauer | je nach Stromdichte | 2000 h | 1000 h |

Die Zellen sind 18×20 cm groß und besitzen eine Leistung von 13,5 Watt mit Spitzenleistungen bis 29 Watt. Die Elektroden bestehen aus einem feinmaschigen Drahtnetz mit angelagertem Katalysator. Sie sind auf die Membran des Polymer-Elektrolyten aufgeklebt. Den Netzen liegen Metallplatten an, die zur Wärmeableitung von Kühlrohren durchgezogen sind und als Stromleiter dienen. Während die Seite mit der Wasserstoffelektrode abgeschlossen und mit einem H₂-Anschluß versehen ist, liegt die Sauerstoffelektrode frei in der die ganze Batterie ausfüllenden O₂-Atmosphäre. Die Abscheidung des Wassers erfolgt an der Sauerstoffelektrode mit Hilfe von Dichten. Dieses System ist schwerkraftunabhängig und beruht im Prinzip auf der Kapillarität sowie den Druckunterschieden.

Von diesen Zellen werden 32 in Reihe geschaltet und zu einem Modul vereinigt. Jeder Modul besitzt ein eigenes Verteilersystem für Wasserstoff und Kühlmittel, eine Vorrichtung zur Wasserabscheidung und Klemmblocke zum Anschluß an den äußeren Stromkreis.

Je drei dieser Moduln sind parallelgeschaltet in einem zylindrischen Behälter untergebracht. Am Batteriebehälter sind außen die Armaturen befestigt: Kühlmittelschlüsse, H₂- und O₂-Einlässe, Wasserausfluß und Stromkabelanschluß. Eine Batterie wiegt etwa 30 kp, ist 64,5 cm lang und hat einen Durchmesser von 31,8 cm. Die elektrische Leistung beträgt 1 kW bei 26,5 bis 23,3 V Spannung. Pro Kilowattstunde werden etwa 0,4 kg Wasserstoff und Sauerstoff verbraucht. Die beiden Reaktanten lagern bei Tiefsttemperaturen im überkritischen Zustand. Sie werden in

Wärmeaustauschern auf höhere Temperatur gebracht, während Regelventile den Druck auf etwa 1,55 at (H_2) und 1,62 at (O_2) senken, bevor sie in die Batterie eintreten. Als Regelgröße dient dabei der Gegendruck im Wasserentnahmesystem.

Das ganze Batteriesystem ist an die Kühlanlage der Raumkapsel angeschlossen (Abb. 2). Das umlaufende Kühlmittel (ein Organosilicat) dient sowohl zur Abführung der in den Batterien freiwerdenden Reaktionswärme als auch zur Aufheizung der tiefgeköhlten Reaktanten in den Wärmeaustauschern.

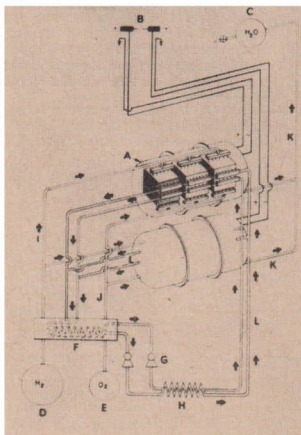
Die sechs Moduln der beiden Brennstoffbatterien sind elektrisch unabhängig voneinander und können einzeln abgeschaltet und stillgelegt werden. Außerdem ist eine Parallelschaltung mit den sieben Silber-Zink-Batterien in der Führungsgruppe möglich, die die Stromversorgung bei Ausfall der Brennstoffelemente und nach Abwurf des Adapters während des Wiedereintritts übernehmen,

Die Gemini-Brennstoffzellen wurden bei General Electric innerhalb von acht Jahren vom ersten Demonstrationsversuch im Labor (1958) bis zur technischen Einsatzreife entwickelt. In den Raumschiffen Gemini GT-3 und GT-4 waren bereits versuchsweise solche Batterien eingebaut. Auf Grund verschiedener Mängel wurde jedoch auf eine Aktivierung verzichtet.

Beim GT-5-Experiment stellten die Astronauten kurz nach dem Ausstoß des Radarsatelliten REP ein Absinken des Sauerstoffdrucks im Versorgungssystem der Batterien fest. Chefpilot Cooper wurde von der Bodenstelle angewiesen, alle nicht unbedingt benötigten, stromverbrauchenden Geräte abzuschalten und den Rendezvousversuch aufzugeben. Infolge des Versagens der Vorwärmung sank der Druck bei der Sauerstoffversorgung weiter auf 4,6 at (normal 63,3 at), so daß schließlich eine Batterie stillgelegt werden mußte. Die drastischen Sparmaßnahmen sowie verschiedene Manipulationen der Astronauten am Batteriesystem waren schließlich

Abb. 2

Schematische Darstellung der im Gemini-Raumfahrzeug eingebauten Anlage zur Strom- und Wasserversorgung:
A = Brennstoffbatterie; B = Hauptsammelschienen mit Querverbindung;
C = Wasserspeicher; D = Wasserstoffbehälter; E = Sauerstoffbehälter; F = Vorwärmung der beiden Reaktionsteilnehmer; G = Kühlmittelpumpen;
H = Wärmeabstrahlung; I = Brennstoff; J = Oxydator; K = Wasser;
L = Kühlmittel.



Nach Interavia, Literaturstelle 7

erfolgreich und bewirkten eine allmähliche Verbesserung der Energieerzeugung. Die NASA, die bereits eine Wasserung im Pazifik nach dem 6. Umlauf erwogen hatte, erteilte daraufhin die Genehmigung, den Flug bis zur 18. Runde fortzuführen. Diese Genehmigung wurde dann täglich um 18 Runden verlängert.

Obwohl später erneut Schwierigkeiten mit den Brennstoffbatterien auftraten — sie erzeugten zuviel Wasser und zuwenig Strom — konnte der Flug dank des Mutes, der Einsatzbereitschaft und des Könnens der beiden Astronauten Cooper und Conrad über die volle geplante Dauer von 8 Tagen durchgeführt werden.

Die bei dieser ersten praktischen Erprobung an dem Batteriesystem aufgetretenen Mängel scheinen keine prinzipiellen Schwierigkeiten darzustellen. Die bisherigen und bei den nächsten Flügen noch zu sammelnden Erfahrungen werden zweifellos zu den notwendigen technischen Verbesserungen führen. Es bleibt deshalb zu hoffen, daß die Brennstoffelemente bald ihre volle Leistungsfähigkeit in der Raumfahrt unter Beweis stellen werden.

Zukünftige Einsatzmöglichkeiten

Von Ching und Cohen (8) wurde vorgeschlagen, eine H_2/O_2 -Brennstoffbatterie mit einer Wasserelektrolysezelle zu kombinieren und einen derartigen „Gasakkumulator“ bei längeren Raumflügen, z. B. in Raumstationen, zu benutzen. Fotoelemente liefern während der Sonnenperiode die elektrische Energie für die Station und gleichzeitig für die elektrolytische Zerlegung des Reaktionswassers der Brennstoffbatterien. Wasserstoff und Sauerstoff werden in Behältern gesammelt und speisen die Brennstoffbatterien während der Dunkelperiode. Ob sich jedoch ein solcher „Gasakkumulator“ gegenüber den konventionellen elektrochemischen Akkumulatoren als vorteilhaft erweisen wird, bleibt abzuwarten.

Literatur

1. Huth, J. H.: Bericht über den IX. Internationalen Astronautischen Kongreß, Amsterdam 1958, Bd. 2, S. 1–8, Springer-Verlag, Wien 1959.
2. Liebafsky, H. A. und W. T. Grubbjun: *ARS Journal* 31 (1961) 1183–90.
3. Huep, F.: *Flugwelt* 13 (1961) 500–03.
4. Mielke, H.: *Astronomie und Raumfahrt* 2 (1964) 37–41.
5. „Preobrasowanije tepla i chimitscheskoj energii w elektroenergiju w raketnych sistemach“, Verlag IL, Moskau 1963.
6. Vielstich, W.: „Brennstoffelemente“, Verlag Chemie, Weinheim 1965.
7. Anonym: *Interavia* (1965) 1297–99.
8. Ching und Cohen: *Proc. 16th Power Sources Conferences*, Atlantic City 1962, S. 42. Zitiert nach (6) S. 334.

Einige Probleme der Raketenforschung. — Literatur:

1. Ward, E.: Numerisch gesteuerte Maschinen, *Werkstattstechnik* 53 (1963) 3, S. 117–122.
2. Hauber, O.: Bohren und Senken in Titan und nichtrostenden CrNi-Stählen, *Zeitschrift für wirtschaftliche Fertigung* 60 (1965) 10, S. 515–518.
3. Williams, L. A.: How to apply electrolytic machining, *Tool eng.* 43 (1959), Nr. 6 (Dez.), S. 43–49.
4. Spizig, J.: Die Entwicklung der Fertigungstechnik aus amerikanischer Sicht, *Werkstattstechnik* 53 (1963) 6, S. 278–281.
5. Bericht über das 11. Aachener Werkzeugmaschinen-Kolloquium 1962, *Werkstattstechnik* 52 (1962), S. 501 bis 509.
6. Scheven, W.: Schockwellentechnologie beim Umformen und Plattieren von Metallen, *Werkstattstechnik* 54 (1964) 8, S. 379–384.
7. Stuckenbruck, L. C. und C. H. Martinez: Explosive forming in the missile industry, *Machinery N. Y.*, Vol. 67 (1960) Nr. 3, S. 99–105.
8. Kronenberg, M.: Biegen von Titanrohren, *TZ für praktische Metallbearbeitung* 59 (1965) 7, S. 459.
9. Opitz, W.: Der Elektronenstrahl als neuartiges Werkzeug, *Werkstattstechnik* 51 (1961) 9, S. 448–454.

Fortsetzung von S. 84: Bericht der Fachgruppe Radeberg

besucht. Aus zwei Radeberger Schulen wurden 86 Schülern und aus zwei auswärtigen Schulen wurden 85 Schülern in der Sternwarte astronomische Kenntnisse vermittelt. Eine kleine Gruppe Junger Pioniere kam täglich zu astronomischer Zirkelarbeit in der Sternwarte oder bei Bfr. Bär zusammen. Als NAW-Arbeit wurden in 188 Stunden für 504 MDN Werte geschaffen. Am 8. Oktober 1965 wurde in der Sternwarte eine Beratung des Pädagogischen Kreiskabinetts durchgeführt. Unter den Anwesenden befanden sich nur drei der acht eingeladenen Astronomie-Lehrer. Seit Oktober 1965 werden für einen begrenzten Bezieherkreis die „Mitteilungen für Freunde der Volkssternwarte Radeberg“ versandt, die außer dem Monatsprogramm kurze populärwissenschaftliche Beiträge enthalten. Die Fachgruppenabende finden monatlich einmal statt. Der gemeinsame Besuch zweier Sternwarten (Radebeul und Glashütte) gab Anregungen zur weiteren Ausgestaltung der Radeberger Sternwarte. Bär

Eröffnung der Schulsternwarte „Dr. H. J. Gramatzki“ in Kleinmachnow (Bezirk Potsdam)

In Anwesenheit des Direktors der Erweiterten Spezialoberschule Kleinmachnow sowie von Vertretern der Gemeinde, der Volksbildung und zahlreicher an der Astronomie interessierten Gäste wurde am 29. April 1966 auf dem Grundstück des 1956 verstorbenen Mathematikers, Physikers und Astronomen Dr. H. J. Gramatzki eine Schulsternwarte eröffnet. Die seit Jahren nicht mehr genutzte vorhandene Einrichtung konnte in fast dreijähriger freiwilliger Aufbauarbeit durch Oberschüler, mit tatkräftiger Unterstützung des Carl-von-Ossietzky-Werkes in Teltow, wieder aufgebaut werden. Das Instrumentarium besteht aus einem Newton-Reflektor 210/1700 (Planetograph), dessen Synchronmotor zwei verschiedene Geschwindigkeiten für die Himmelsfotografie ermöglicht. Eine zweiteilige, abfahrbare Tonnenkuppel schützt das Gerät, dessen Fundamentierung bis in 1,5 m Tiefe reicht. Ein weiteres Instrument, ein lichtstarker Refraktor 100/518 (Astrograph), erfordert noch einige Arbeiten.

Frau Gramatzki stellt im nahegelegenen Wohnhaus entgegenkommend die umfangreiche Bibliothek sowie das Fotolabor zur Verfügung. Zenkert

Hinweis zur Ergänzung Ihrer Handbücherei

Von der Zeitschrift „Astronomische Rundschau“ sind die Jahrgänge 1962 und 1963 (je 6 Hefte) noch vollständig zu beziehen. Preis je 6 MDN. Von der Zeitschrift „Astronomie und Raumfahrt“ sind die Jahrgänge (1963 bis 1965, je 6 Hefte) noch vollständig zu beziehen. Preis eines Jahrganges 9 MDN.

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

Buchbesprechung

Elektronenaugen im Weltall

Der Autor behandelt im ersten Teil des Buches ausführlich den Bau und den Einsatz von Wettersatelliten und ihre Bedeutung für Wirtschaft und Verkehr bei einer besser als bisher begründeten Wettervorhersage. Im zweiten Teil werden die passiven und aktiven Nachrichtensatelliten beschrieben und ihre Möglichkeiten für den transkontinentalen Telegraphie-, Telefonie-, Rundfunk- und Fernsehverkehr.

Der dritte und vierte Teil des Buches wenden sich speziellen astronomischen Problemen zu: Der sowjetische Satellit Lunik III leitet eine neue Epoche der Fernaufnahme- und -übertragungstechnik in der Astronomie ein. Die Mondrückseite wird erstmalig den Menschen sichtbar gemacht. Die amerikanischen Mondsonden Ranger VII, VIII und IX nehmen bei ihrem Absturz auf den Mond mit ihren Fernsehkameras zahlreiche Bilder der Mondoberfläche von bisher nicht gekannter Auflösungskraft auf und funken sie zur Erde. Die Venussonde Mariner II mißt Temperatur und Magnetfeld der Venusoberfläche, während Mariner IV 21 Aufnahmen der Marsoberfläche zur Erde funkt, die – überraschend für die Fachwelt – die Marsoberfläche, ähnlich wie die Mondoberfläche, von zahlreichen Kratern bedeckt zeigen.

Das Buch ist leicht verständlich geschrieben. Es wendet sich vor allem an interessierte Laien. Es kann, besonders auch wegen seines vorzüglichen Bildmaterials und -druckes empfohlen werden, wenn es auch überraschend wenig von den sowjetischen Erfolgen auf den beschriebenen Gebieten enthält. H. Wolf

Marcus Tuner, Elektronenaugen im Weltraum; das fernste Fernsehen, das es je gab. 86 Seiten, 53 Bilder, Telekosmos-Verlag (Francksche Verlagsbuchhandlung), Stuttgart.

Heinrich
Maximilianstr. 10

5/B

Astronomie und Raumfahrt



Astronomie und Raumfahrt

Inhalt:

| | |
|---|-----|
| Die radioastronomische Instrumententechnik I · <i>H. D. Naumann</i> | 97 |
| COMSAT 1965 · <i>Prof. Dr. Gerhard Reintanz</i> | 105 |
| Sidereus Nuncius · <i>J. Classen</i> | 106 |
| Das Optische Museum in Jena · <i>Helmut Wolf</i> | 108 |

Amateure beobachten und berichten

| | |
|--|-----|
| Die Sonnenfleckentätigkeit im 1. Vierteljahr 1966 · <i>Erich Schütz</i> | 109 |
| Sonnenflecken-Minimum
und definitive Sonnenflecken-Relativzahlen 1965 · <i>R. A. Naef</i> | 109 |

Mitteilungen des Zentralen Fachausschusses Astronomie

| | |
|---|-----|
| Hildburghausen · Venusflecken von der Sternwarte Pulsnitz beobachtet ·
Meteoriten aus der Sowjetunion in der Pulsnitzer Sternwarte · Die Bruno-
H.-Bürgel-Sternwarte in Hartha fotografierte eine Barium-Dampfwolke | 110 |
| Instrumentenkörper der sowjetischen Mondsonde Luna 9 | 112 |

Mitteilungen der Deutschen Astronautischen Gesellschaft

| | |
|--|-----|
| Die Entwicklung der sowjetischen Raumfahrt 1965 · <i>Karl-Heinz Neumann</i> . . | 115 |
| Über einige Probleme des Strahlenschutzes bei kosmischen Flügen I · <i>H. Swart</i> | 119 |
| Ergebnisse der funktechnischen Beobachtung
sowjetischer Erdsatelliten mit 65° und 51° Bahnneigung von Oktober 1964
bis November 1965 · <i>Karl-Heinz Neumann</i> | 124 |

| | |
|------------------------------------|------------------|
| Buchbesprechungen | 4. Umschlagseite |
|------------------------------------|------------------|

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. Rühle, Prof. D. Wattenberg, Prof. Dr. Wempe

Redaktion: 102 Berlin 2, Liebknechtstr. 31, Fernsprecher: 51 53 84/85. „Astronomie und Raumfahrt“ erscheint 1966 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

Die radioastronomische Instrumententechnik I

H. D. NAUMANN

1. Einleitung

Bis vor wenigen Jahren beruhten die Ergebnisse der astronomischen Forschung ausschließlich auf der Auswertung und Interpretation von Erscheinungen der sichtbaren Welt, die dem Auge oder der fotografischen Platte direkt, meist jedoch durch Zwischenschaltung optischer Instrumente zugänglich sind [1]. Die sichtbare Lichtstrahlung ist jedoch nur ein Teil des Gesamtstrahlungsspektrums, das als Kunde ferner Welten in den Wirkungsbereich der Erde gelangt, jedoch zum großen Teil durch deren Atmosphäre von der Oberfläche abgeschirmt wird.

Einem relativ schmalen atmosphärischen „Fenster“, das außer dem sichtbaren Licht noch einen schmalen Bereich ultravioletter Strahlung und einen etwas breiteren Bereich infraroter Strahlung hindurchläßt [2], verdankt die Astronomie ihren Erkenntnisstand.

Vor etwa 35 Jahren gelang es dem amerikanischen Funkingenieur K. G. Jansky, als „Nebenprodukt“ bei der Untersuchung sogenannter „atmospherics“ (atmosphärische Funkstörungen) eine radiofrequente Strahlungskomponente extraterrestrischen Ursprungs nachzuweisen, die sich als Rauschen in einem Funkempfangsgerät bemerkbar machte. Eigentümlicherweise schenkte man seinerzeit dieser bedeutungsvollen Entdeckung seitens der Astrophysiker wenig Beachtung.

Erst die wachsende Erschließung und Nutzung der Dezimeter- und Zentimeterwellen – vor allem für militärische Zwecke während des zweiten Weltkrieges –, die dabei gemachte Entdeckung solarer Radiowellen im Jahre 1942 und die Bekanntgabe der gewonnenen Erkenntnisse nach dem zweiten Weltkrieg erweckten das Interesse der Astrophysiker. 1946 fand man die erste diskrete Radioquelle, 1951 die schon 1944 vorausgesagte 21-cm-Linie.

Aufbauend auf der Janskyschen Entdeckung entwickelte sich nach 1945 die Radioastronomie als ein vollkommen neuer Zweig der astrophysikalischen Forschung, der einen rasanten Aufschwung nahm und dessen instrumentelle Technik einem der Astronomie bis dahin wenig zugetanen Gebiet entstammt, dem der Nachrichtentechnik.

2. Aufgabe der Radioastronomie

Die Aufgabe der Radioastronomie besteht in der Registrierung, Vermessung und Auswertung radiofrequenter Wellen extraterrestrischen Ursprungs sowie der Registrierung, Vermessung und Auswertung radiofrequenter Wellen irdischen Ursprungs, sofern sie von künstlichen Strahlern zu fremden Himmelskörpern ausgesandt und von diesen reflektiert wurden. Im ersten Falle spricht man von einer aktiven, im zweiten von einer passiven Methode der radioastronomischen Beobachtung.

Zur Beobachtung extraterrestrischer Radiowellen kommt ein Wellenbereich zwischen 1 cm und 30 m Wellenlänge in Betracht. Die Begrenzung dieses Bereiches erfolgt ausschließlich durch die Eigenschaften der Erdatmosphäre. Während längere Wellen durch die Ionosphäre in den Weltraum zurückgeworfen werden, werden kürzere Wellen von den atmosphärischen Gasen und Dämpfen absorbiert und können gleichfalls nicht zur Erdoberfläche gelangen. Man muß beachten, daß trotz

dieser Einschränkungen der Arbeitsfrequenzbereich der Radioastronomie noch 8...10 Oktaven größer ist, als der der „Lichtastronomie“ [3]. Innerhalb dieses Bereiches interessieren den Astrophysiker spezielle Frequenzgebiete und diskrete Frequenzen, auf die wir noch zurückkommen.

3. Spezifk radioastronomischer Beobachtungsinstrumente

Die radioastronomischen Beobachtungsinstrumente unterscheiden sich wesentlich von den optischen Instrumenten, was vor allem durch die viel größeren Wellenlängen der Radiostrahlungen bedingt ist. Den prinzipiellen Aufbau einer Anlage zum Empfang und Messen von Radiowellen aus dem Weltall zeigt Abb.1, [4]. Sie besteht aus der Antenne, der Empfangsapparatur sowie der Registrier- bzw. Anzeigevorrichtung. Die Antenne bildet das eigentliche Aufnahmeorgan der Strahlen aus dem freien Raum. Im Empfänger erfolgt ihre Verstärkung und Umformung in für die Anzeige oder sonstige Weiterverwertung geeignete Werte.

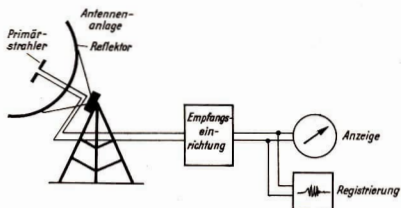


Abbildung 1
Schema einer radioastronomischen Empfangsanlage

Der Aufbau radioastronomischer Empfangsanlagen ist durch zwei Hauptanforderungen charakterisiert [4]:

- a) Die Antennenanlage soll ein hohes Auflösungsvermögen haben, um kosmische Radioquellen genau lokalisieren, nahe beieinander stehende Radioquellen als Einzelobjekte beobachten und die Feinstruktur ausgedehnter Gebilde studieren zu können. Da das Auflösungsvermögen eines Strahlungsempfängers in einem definierten Verhältnis zur Wellenlänge der Strahlung steht, muß ein großes Auflösungsvermögen bei den relativ langwelligen Radiostrahlungen mit enormen Antennenabmessungen erkauft werden.
- b) Die Empfangsanlage soll eine hohe Empfindlichkeit haben, um den Nachweis sehr schwacher Signale zu ermöglichen. Diese Forderung führte in den letzten Jahren zur Entwicklung extrem rauscharmer Verstärker, z. T. auf quantenphysikalischen Prinzipien beruhend, die einen hohen Aufwand erfordern.

4. Radioastronomische Antennensysteme

Die Instrumententechnik der Radioastronomie gehört zum Aufgabengebiet der Nachrichtentechnik. Aufbauend auf den Erkenntnissen dieser Disziplin entwickelte sich die Radioastronomie ursprünglich als Sondergebiet der Funkmeßtechnik, löste sich jedoch im Laufe der Zeit durch Schaffung einer eigenen Technik und Methodik aus diesem Rahmen zu einem selbständigen Fachgebiet heraus.

Einige technische Grundbegriffe

Für die Aufnahme kosmischer Radiowellen finden sogenannte Richtantennen Verwendung, die je nach ihren Abmessungen die elektrische Energie bevorzugt aus bestimmten Richtungen aufnehmen. Aufschluß über diese Vorzugsrichtungen

gibt das Strahlungsdiagramm, in dem die aus einer bestimmten Richtung aufgenommene Energie als Funktion der Winkelstellung der Antenne in Polarkoordinaten aufgetragen wird.

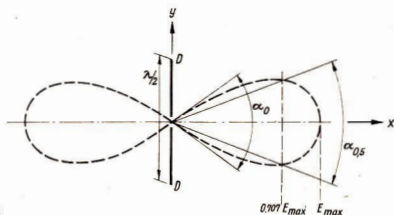


Abbildung 2
Richtdiagramm eines Dipols

Abb. 2 zeigt als Beispiel das Strahlungsdiagramm eines vom UKW-Rundfunk her bekannten $\frac{\lambda}{2}$ -Dipols. Man sieht, daß schon diese Antenne Richteigenschaften hat, denn aus der y-Richtung wird keine Strahlung aufgenommen, während in der x-Richtung, also senkrecht zur größten Ausdehnung der Antenne ausgeprägte Maxima auftreten. Zur Charakterisierung der Bündelungsschärfe dieses Diagramms, von der das Auflösungsvermögen der Antenne abhängt, dient der Öffnungswinkel (= Halbwertsbreite) der Antenne, worunter man jenen Winkel $\alpha_{0,5}$ versteht, innerhalb dessen die empfangene Feldstärke größer als das 0,707fache ihres Maximalwertes (entsprechend die Leistung größer als das 0,5fache des Maximalwertes) ist. Oft gibt man auch den Nullwertswinkel α_0 an, innerhalb dessen sich die gesamte Keule erstreckt.

Die zweite Größe zur Charakterisierung von Richtantennen ist der Antennengewinn. Darunter versteht man die Erhöhung der aus der Hauptstrahlrichtung aufgenommenen Energiedichte gegenüber jener, die eine Bezugsantenne bei gleichen Bedingungen aufnehmen würde. Als Bezugsantenne dient oft ein λ - oder $\frac{\lambda}{2}$ -Dipol oder isotroper Strahler, der in allen Richtungen gleiche Strahlungseigenschaften hat.

Mit diesen beiden Begriffen können wir unsere eingangs gestellte Forderung an Antennen für die Radioastronomie konkreter formulieren: Sie sollen eine hohe Bündelungsschärfe und einen hohen Antennengewinn haben. Eines schließt hierbei das andere ein. Erzielt werden diese Eigenschaften entweder durch Reflektorantennen oder Antennenkombinationen.

Parabolantennen

Die am häufigsten verwendete Antenne der Radioastronomie ist die Parabolantenne. Sie besteht aus einem Reflektor von parabolischem Querschnitt, der massiv ist oder eine gitterartige Konstruktion besitzt, und einem im Brennpunkt des Reflektors angebrachten Dipol als Primärstrahler. Die Möglichkeit der Auswechslung des abgestimmten Dipols macht diese Antennen für mehrere Frequenzen einsetzbar. Als Montierung wird bei kleineren Anlagen die parallaktische angewendet. Bei größeren Spiegeln wählt man aus rein bautechnischen Gründen meist die azimutale Aufstellung, da die bei der parallaktischen Methode notwendige Schrägstellung der Achse Schwierigkeiten bereitet. Sehr große Spiegel oder Antennenkombinationen werden überhaupt nicht mehr nachgeführt. Das Instrument wird

dann nur noch um eine in Ost-West-Richtung liegende Achse drehbar gelagert, so daß auf Grund der Erdrotation jeder Punkt des Himmels am Tage einmal vor die Antenne kommt. Man bezeichnet eine solche Aufstellung als Transitmontierung. Bei Spiegeln mit mehreren hundert Metern Größe muß man schließlich auf jede mechanische Beweglichkeit des Spiegels verzichten. In solchem Fall, wie z. B. dem Teleskop von Arecibo, wird der Spiegel fest in eine natürliche Talmulde eingebaut und durch eine Verschiebung des Primärstrahlers, der hier allerdings kein einfacher $\frac{\lambda}{2}$ -Dipol mehr ist, wird eine gewisse Schwenkung des Richtdiagramms erreicht. Man wendet bei dieser Verfahrensweise bevorzugt Kugelspiegel an, da dann der Schwenkbereich gegenüber einem Parabolspiegel etwas vergrößert wird. Dabei treten die auch aus der Optik bekannten Abbildungsfehler auf, die durch spezielle Formgebung des Primärstrahlers kompensiert werden müssen [5].

Die Strahlungseigenschaften dieser Antennen hängen vom Verhältnis der geometrischen Abmessungen zur Wellenlänge ab. Der Gewinn errechnet sich nach der Beziehung $G = 4\pi \frac{A}{\lambda^2}$, wobei A die sogenannte Antennenwirkfläche ist, für die man das 0,5- bis 0,7fache der geometrischen Öffnungsfläche setzen kann.

Für das Auflösungsvermögen eines Teleskops vom Spiegeldurchmesser d gilt:

$$\alpha = 1,2 \cdot \frac{\lambda}{d} \text{ oder } \alpha = 70^\circ \frac{\lambda}{d}.$$

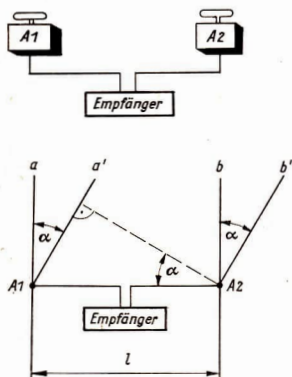
Diese Beziehung macht die Problematik der gesamten radioastronomischen Instrumententechnik deutlich: Haben wir ein Teleskop von 1 m Öffnung, so hat es im Bereich des grünen Lichtes ($\lambda = 5 \cdot 10^{-5}$ cm) ein Auflösungsvermögen von $\alpha = 0,1''$, bei einer im Radiofrequenzgebiet liegenden Betriebswellenlänge von $\lambda = 10$ cm jedoch nur ein solches von $\alpha = 1,2 \cdot 10^{-1} = 6,7^\circ$. Das optische Teleskop kann somit 2 Lichtquellen noch trennen, wenn diese in 10 km Entfernung nur 5 mm voneinander abstehen. Die beiden Radioquellen aber müßten etwa 12 km Abstand haben. Selbst ein Radiospiegel von 80 m Durchmesser hat bei $\lambda = 1,6$ m nur ein Auflösungsvermögen von $1,4^\circ$. Dieser Wert ist für die Lokalisierung diskreter Strahler noch sehr gering. Man bedenke, daß die Sonnenscheibe einen Öffnungswinkel von $0,5^\circ$ hat. Ein solches Teleskop kann damit stets nur die Gesamtstrahlung der Sonne erfassen.

Diese Angaben zeigen, daß das Auflösungsvermögen mit der Antennengröße steigt. Andererseits wird das Auflösungsvermögen eines Teleskopes um so besser, je kleiner die Wellenlänge wird. Trotzdem kann man mit einem gegebenen Teleskop nicht bei beliebig kleinen Wellenlängen arbeiten, da die rein mechanischen Abweichungen der Spiegelform von der Parabel oder Kugelform kleiner sein müssen als $\lambda/10$. Derartige Abweichungen treten durch mechanische Verformungen infolge hohen Gewichts, Oberflächenunebenheiten und dergleichen auf. Besteht der Spiegel aus einer Gitter- oder Maschenkonstruktion, gilt für die Weite der Maschine ebenfalls die Bedingung $< \lambda/10$. In den vergangenen Jahren sind in vielen Ländern Radio-Spiegel-Teleskope entstanden, so daß hier kaum ein Überblick möglich ist. Die Daten einiger der größten dieser Instrumente sind in Tabelle 1 zusammengestellt. Das größte Radioteleskop dieser Art befindet sich bei Arecibo auf der Antilleninsel Puerto Rico. Der Reflektorspiegel dieses Teleskops hat 305 m Durchmesser, was eine Auffangfläche von 73 000 m² ergibt. Das Teleskop ist fest montiert. Es ist in einer paraboloidförmig ausgehobenen Erdhöhle angebracht, die betoniert und mit einem Drahtgeflecht überzogen wurde. Durch die Bewegung des Primärstrahlers ist es möglich, einen Streifen von $\pm 20^\circ$ am Himmel zu beobachten, was einer geografischen Lage von 18° n. B. die Beobachtung von Objekten zwischen $+38^\circ$ und -2° Deklination ermöglicht [6].

Interferometer

Das Bemühen, das Auflösungsvermögen radioastronomischer Instrumente zu erhöhen, ohne zu überdimensionalen Spiegeldurchmessern zu kommen, führte zur Einführung des Interferometers. Ein solches Interferometer besteht in seiner Grundform aus zwei oder mehreren, mit einem Empfänger verbundenen Richtantennen, die in Ost-West-Richtung angeordnet sind. Der Abstand der Antennen ist groß zur Wellenlänge. In Abb. 3, die das Prinzip eines 2-Antennen-Interferometers veranschaulicht, seien a, b bzw. a', b' die von der fernen Radioquelle einfallenden Strahlen. Beim Meridiandurchgang der Quellen treffen a und b gleichphasig ein und verstärken sich im Empfänger. Bei jeder Lage der Radioquelle außerhalb des Meridians treffen die Strahlen unter einem Winkel α auf die Antennen, jetzt aber nicht mehr gleichphasig, sondern mit einem Wegeunterschied $\Delta x = l \cdot \sin \alpha$.

Abb. 3: Aufbau eines Interferometers.
Oben: Schema. Unt.: Zur Wirkungsweise



Da mit der Erdrotation das Richtdiagramm dauernd gegen die Quelle bewegt wird, ändert sich α laufend. Es wird demnach ein Zeitpunkt auftreten, wo $\Delta x = \lambda/2$ ist. Dann sind die Wellen gegenphasig und löschen sich aus. Dieser Vorgang des gegenseitigen Auslöschens und Verstärkens wiederholt sich periodisch, so daß die im Empfänger registrierte Intensität der Quelle ebenfalls periodisch schwankt. Aus dem Zeitpunkt der Maxima sowie ihrer zeitlichen Folge lassen sich die Koordinaten der Quelle bestimmen.

Für die Genauigkeit dieser Berechnung ist das Verhältnis l/λ bestimmend. Je größer der Antennenabstand l bei konstanter Wellenlänge ist, umso schärfer ausgeprägt sind die Maxima und umso genauer kann der Meridiandurchgang ermittelt werden.

Um die Leistungsfähigkeit der Interferometer in verschiedenen Richtungen zu steigern, sind eine Reihe von Abwandlungen dieses Prinzips bekannt geworden, auf die noch kurz eingegangen werden soll.

Das Phasenschalt-Interferometer nach Ryle

Das Phasenschalt-Interferometer gestattet die Ausschaltung des bei der Beobachtung diskreter Radioquellen störenden Hintergrundrauschens der Milchstraße. In der Zuleitung zu einem der beiden Antennensysteme befindet sich dabei ein Umwegkabel, eine zusätzliche Leitung von der Länge $\lambda/2$. Diese Umwegleitung wird periodisch zu- und abgeschaltet, wodurch, verglichen mit dem ursprünglichen Interferenzdiagramm, Maxima und Minima ihre Lage vertauschen. Damit entsteht bei der Beobachtung einer diskreten Radioquelle der Strahlungsintensität J eine Wechselspannung, deren Frequenz gleich der Umschaltfrequenz ist. Die Amplitude ist proportional der Größe $J \cdot A(\delta) \cos \frac{2\pi l}{\lambda}$, wenn $A(\delta)$ das Strahlungsdiagramm der Einzelantenne, δ der Winkel gegen die Meridianebene und l der Antennenabstand sind.

Die Unterdrückung des Hintergrundrauschens ergibt sich bei diesem Verfahren dadurch, daß nur das Signal mit der Umschaltfrequenz verstärkt wird. Während das Hintergrundrauschen inkohärenten Charakter hat, kann ein einzelner Radiostern als kohärenter Strahler angesehen werden. Nur diese kohärente Strahlung wird bei der Summierung der von den beiden Antennen stammenden Teile, von denen einer durch die Umwegleitung eine Phasenänderung erfährt, teilweise ausgelöscht werden. Die inkohärenten Strahlungsanteile hingegen summieren sich unabhängig von der $\lambda/2$ -Leitung. Mit Hilfe eines für die Umschaltfrequenz ausgelegten Filters kann damit die kohärente Strahlung aus dem inkohärenten Hintergrundpegel herausgeseiht werden [3], [7].

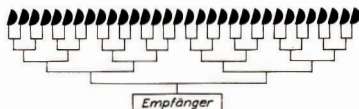
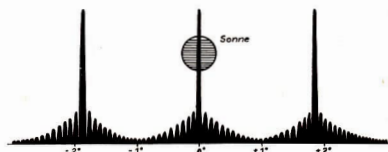


Abbildung 4
Aufbau und Richtdiagramm
eines 32-Elemente-Interferometers.



Mehrfach-Interferometer

Obwohl 2-Antennen-Systeme bereits mit kleinen Spiegeln ein Auflösungsvermögen ergeben, das dem eines großen Spiegels vergleichbar ist, ist es für die Lokalisierung diskreter Radioquellen auf der Sonne noch nicht ausreichend. 2-Antennen-Systeme führen zu mehrdeutigen Messungen, die nicht in jedem Fall verwendbar sind. Diese Nachteile sind mit Mehrfach-Interferometern zu umgehen, deren Wirkungsweise der der optischen Beugungsgitter vergleichbar ist. Während es jedoch in der optischen Spektroskopie darauf ankommt, bei bekannter Ankunftsrichtung der Wellen die Wellenlänge zu bestimmen, wird in der Radioastronomie bei bekannter Wellenlänge die Ankunftsrichtung bestimmt [3].

Abb. 4 zeigt das Schema der Zusammenschaltung der Antennen untereinander, sowie mit dem Empfänger einer aus 32 Antennen bestehenden Anordnung. Darunter ist das Strahlungsdiagramm dieses Systems dargestellt. Ein in Australien nach diesem Prinzip aufgebautes Interferometer besteht aus 32 Parabolantennen von je 1,90 m Durchmesser, die auf einer Strecke von 217 m Länge äquidistant aufgestellt sind. Die 3 „Richtkeulen“ dieser Anlage haben je eine Breite von rund 3 Bogenminuten und einen gegenseitigen Abstand von $1,7^\circ$. Da der Sonnendurchmesser etwa gleich dem Zehnfachen dieser Keulenöffnung ist, ermöglicht das Interferometer die Lokalisierung einzelner Strahlungsquellen auf der Sonnenoberfläche [3].

Das Richtdiagramm derartiger Anordnungen ergibt sich allgemein aus der Beziehung

$$\alpha n = \frac{\sin^2 [n \pi \frac{1}{\lambda} \sin \delta]}{n \sin^2 [\pi \frac{1}{\lambda} \sin \delta]}$$

wobei n die Zahl der Einzelantennen, l der Abstand zweier Antennen und δ der von der senkrecht zum Antennensystem gelegenen Ebene gemessene Winkel ist.

Tabelle 1: Standort und Baudaten einiger größerer Radioteleskope mit Parabol- oder Kugelspiegeln

| Nr. | Standort | Bauart | Durchmesser | Montierung |
|------|---------------------------------------|----------------|-------------|---|
| 1.1 | Arecibo
Puerto Rico, USA | Kugelspiegel | 305 m | stationär
(beweglicher Primärstrahler) |
| 1.2 | Bjurakan
Armenien, SU
(geplant) | Kugelspiegel | 100 m | stationär
(beweglicher Primärstrahler) |
| 1.3 | Green Bank
USA | Parabolspiegel | 92 m | transit |
| 1.4 | Jodrell Bank
England | Parabolspiegel | 76 m | azimutal |
| 1.5 | Parkes
Australien | Parabolspiegel | 64 m | azimutal |
| 1.6 | Berlin
DDR | Parabolspiegel | 36 m | transit |
| 1.7 | Schweden | Parabolspiegel | 26 m | azimutal |
| 1.8 | Stockert/Eifel
Westdeutschland | Parabolspiegel | 25 m | azimutal |
| 1.9 | Michigan
USA | Parabolspiegel | 25 m | azimutal |
| 1.10 | Serpuchow
SU | Parabolspiegel | 22 m | azimutal |

Tabelle 2: Standorte und Baudaten einiger Interferometer-Systeme

| Nr. | Standort | Typ | Antennen |
|-----|---|--|---|
| 2.1 | Cambridge
England | Phasenschalt-
interferometer | 4 zylindrische Parabolantennen;
je 100 m lang und 13 m Öffnungsweite;
wirksame Fläche: 4750 m ² |
| 2.2 | Rad. Lab. Sydney
Australien | Vielfach-Interferom.
(eindimensional) | 32 Parabolantennen, je 1,9 m Ø;
verteilt auf 217 m Länge |
| 2.3 | Rad. Lab. Sydney
Australien | Millssches Kreuz | je 32 Parabolantennen in O-W-Richtung
und N-S-Richtung;
Spiegeldurchmesser je 6 m;
gegenseitiger Abstand je 12 m |
| 2.4 | Stanford | Millssches Kreuz | 32 Parabolspiegel, je 3 m Ø;
Arme je 110 m lang |
| 2.5 | Benelux-Teleskop
Belgien
geplant
USA | Millssches Kreuz | 103 Parabolspiegel, je 30 m Ø;
Armlänge: je 1,5 km
1 Parabolspiegel 70 m Ø |

**Tabelle 3: Auflösungs-
vermögen einiger radio-
astronomischer Beobach-
tungsinstrumente bei der
21-cm-Welle.**

| Anlage | Auflösungsvermögen
für 21 cm |
|--|---------------------------------|
| Unter der hier angegebenen
Nummer wurde die Anlage
in Tabelle 1 od. 2 aufgeführt | |
| 1.1 | 3,5' |
| 1.3 | ca. 10' |
| 1.4 | ca. 14' |
| 1.8 | ca. 30' |
| 2.2 | 3' |
| 2.3 | 3' |
| 2.5 | 1' |

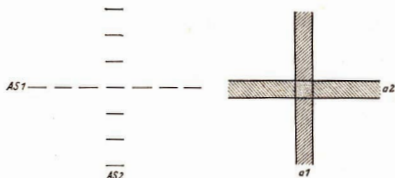


Abbildung 5

Zur Wirkungsweise des Millsschen Kreuzes. Links: Anordnung der Einzelantennen. Rechts: Empfangszonen.

Kreuz-Interferometer

Mit den Mehrfach-Interferometern ist damit ein hohes Auflösungsvermögen in einer Richtung möglich. Um die gleiche Auflösung in allen Richtungen zu erhalten, ordnet man eine zweite Antennenreihe senkrecht zur ersten an und kommt so zu den sogenannten Kreuzinterferometern. Nach ihrem Urheber, dem Australier Mills, der auch das erste dieser Kreuze baute, bezeichnet man sie auch als Millssche Kreuze.

Die Wirkungsweise des Kreuzinterferometers sei an Hand von Abb. 5 erläutert [3]: AS 1 und AS 2 seien die beiden kreuzförmig aufgestellten Antennenreihen. AS 1 empfängt aus einer streifenförmigen Himmelszone a_1 , AS 2 aus einer senkrecht dazu liegenden a_2 . Verbindet man beide Antennensysteme so miteinander, daß sich ihre Leistungen summieren, so liefert eine Radioquelle, die im punktierten Teil, d. h. im Empfangsstreifen beider Antennenarme liegt, mehr Empfangsleistung, als jede andere Quelle. Schaltet man aber die Antennenarme gegenphasig zusammen, also so, daß sich ihre Leistungen subtrahieren, liefert eine im punktierten Teil liegende Quelle keine Leistung. Zwischen diesen beiden Zuständen schaltet man periodisch um. Man erhält am Ausgang ein Signal mit der Umschaltfrequenz, das dann weiterverwertet werden kann. Damit werden nur solche Radioquellen erfaßt, die im punktierten Teil in Abb. 5 liegen.

Einige Standorte und Daten interferometrischer Anlagen sind in Tabelle 2 zusammengestellt, die ebenfalls keinerlei Anspruch auf Vollständigkeit erhebt.

5. Schlußbemerkung

Mit den vorstehenden Zeilen wurden nur die Grundformen radioastronomischer Empfangsantennen erfaßt. Auf spezielle Anlagen einzugehen, ist in diesem Rahmen nicht möglich und für die volksbildende Tätigkeit der Sternfreunde wohl auch nicht erforderlich.

Um einen Vergleich der besprochenen Anlagen zu ermöglichen, ist in Tabelle 3 für einige der in Tabelle 1 und Tabelle 2 erwähnten Anlagen das Auflösungsvermögen für die 21-cm-Welle angegeben.

Im II. Teil soll auf die Messung radioastronomischer Strahlungen eingegangen werden.

Wird fortgesetzt.

Literatur:

- [1] Wattenberg, D.: Radiobotschaften aus dem Weltall, Wochenpost, Nr. 21/1954, S. 10. —
- [2] Günter, O.: Radioquellen, Astronomie in der Schule, Heft 1/1965, S. 2. — [3] Klinger, H. H.: Radioastronomie in: Handbuch für Hochfrequenz- und Elektrotechniker, Berlin-Borsigwalde 1960, Bd. 6, S. 395. — [4] Weigert, A., Zimmermann, H.: Brockhaus ABC der Astronomie, Brockhaus Verlag Leipzig, 1961, S. 252. — [5] Richter, G.: Signale aus dem All, Jugend und Technik, Sonderheft 1964, S. 80. — [6] Ahnert, P.: Kalender für Sternfreunde 1966, S. 150, Joh. Ambrosius Barth Verlag Leipzig. — [7] Klinger, H. H.: Ergebnisse und Probleme der Radioastronomie, Elektron. Rundschau, 9 (1955), H. 6, S. 217.

COMSAT 1965

Prof. Dr. GERHARD REINTANZ

Die USA-Communications Satellite Corporation (COMSAT) hat vor kurzem ihren Jahresbericht 1965 veröffentlicht. Wir entnehmen daraus:

Der Nachrichtensatellit „Early Bird“ wies nach seinem Start am 6. April 1965, Position 28° westlicher Länge über dem Äquator in rd. 35 000 km Höhe, zunächst eine leichte Westdrift von täglich 0,22 Grad auf. Am 22. April wurde sie korrigiert, und der Satellit hatte nun eine Ostdrift von 0,095 Grad pro Tag. Ungefähr um den 1. Juli wurde diese Drift „durch natürliche Kräfte“ (by natural forces) umgedreht und der Satellit trieb wieder nach Westen ab. Als er Anfang Dezember 1965 38,5° westlicher Länge erreicht hatte, wurde die Drift erneut abgeändert, und so treibt er z. Z. mit einer täglichen Abweichung von 0,12 Grad nach Osten. Ende Oktober/Anfang November 1966 soll eine erneute Korrektur vorgenommen werden.

„Early Bird“ kann für Telefonverbindungen 240 Sprechkanäle bereitstellen. Im Jahre 1965 war „Early Bird“ rd. 167 000 Kanalstunden in Betrieb und hatte dabei nur einen Ausfall von 383 Kanalstunden (= 0,2 Prozent).

COMSAT nahm in den ersten sechs Betriebsmonaten 1,8 Millionen Dollar an Gebühren ein. Im Gegensatz zum Jahresbericht 1964 fehlt eine Finanzstatistik und Bilanz; der Leser wird auf später vertröstet.

Auf der Grundlage monatlicher Mietverträge stehen folgende Telefon-Sprechkanäle zur Verfügung: für Großbritannien 24, Westdeutschland 14, Frankreich 12, Italien 9, Schweiz 4, Belgien, Irland, Niederlande und Schweden je 2, Dänemark, Norwegen und Österreich je 1. Die monatliche Mietgebühr beträgt pro Kanal bei 16 Stunden Betriebsdauer pro Tag 4200 Dollar. Eine Fernsehübertragung kostet in den Spitzenstunden (7–16 Uhr), für die ersten 10 Minuten 3000 Dollar, jede weitere Minute 48 Dollar; außerhalb der Spitzenstunden (5–7 Uhr und 16–21 Uhr, sonntags und sonntags 5–21 Uhr) betragen die Gebühren 1800 Dollar bzw. 32 Dollar.

Die Zahl der Angestellten stieg im Berichtsjahr von 138 auf 310.

COMSAT gab vier weitere Satelliten in Auftrag, von denen zwei noch vor dem 1. September 1966 auf Position gebracht werden sollen, und zwar einer über dem Atlantik auf 6° westlicher Länge über dem Äquator vor der westafrikanischen Küste und der andere über dem Pazifik auf 176° östlicher Länge zwischen Hawaii und der Midway-Insel. Zwei Satelliten werden in Reserve gehalten.

Ferner vergab COMSAT Projektstudien zum Bau von 24 weiteren Nachrichtensatelliten, die ab 1968 zum Einsatz kommen sollen und über eine vergrößerte Leistungsfähigkeit verfügen sowie eine Mindestlebensdauer von fünf Jahren besitzen. In Brewster Flat (zwischen Seattle und Spokane) und Paumalu (Hawaii) wurde mit dem Bau neuer Bodenstationen begonnen.

In der Liste der Vizepräsidenten taucht erstmalig ein Militär auf: Generalmajor a. D. George P. Simpson amtiert seit 16. April 1965 als Verantwortlicher für die Operationsabteilung; wir müssen uns darunter wahrscheinlich einen Einsatzleiter und Hauptdispatcher vorstellen. Er ist sicher auch der geeignete Mann, um die Verbindung zum System der militärischen Nachrichtenverbindungen herzustellen.

COMSAT ist zugleich Geschäftsführer des 1964 gegründeten Internationalen Fernmeldesatelliten-Konsortiums (International Telecommunication Satellite Consor-

Greifen wir ein Buch von ihm heraus. Es besitzt noch seinen alten, stabilen Schweinsleder-Einband; er hat die inneren Seiten verhältnismäßig gut gegen Zerstörung geschützt. Die Titelseite trägt dem Namen „Sidereus Nuncius“, das heißt „Sternenbote“.

Bereits beim ersten Durchblättern stoßen wir auf interessante Seiten. Mit sichtlicher Entdeckerfreude berichtet Galilei hier von der Auffindung der vier Jupitermonde, die ihm 1610 mit dem eben erfundenen Fernrohr gelungen war. Triumphierend benutzt er die Entdeckung am Schluß des Berichtes als Beweis für die Richtigkeit der neuen Kopernikanischen Lehre. Die primitiven Bilder des Jupitersystems, die er diesem insgesamt 15 Druckseiten langen Bericht einfügt, wollen nach unseren heutigen Begriffen nicht so recht zu der Wichtigkeit der neuen Entdeckung passen. Sympathisch berührt uns aber der mit einer großen persönlichen Anteilnahme geschriebene Text selbst, der hier jetzt in Übersetzung und stark gekürzt folgen soll:

„Wir wollen nun, und das darf man meines Erachtens als die Hauptsache dieser ganzen Veröffentlichung ansehen, von den vier Sternen sprechen, die seit Erschaffung der Welt bis zu unseren Tagen von niemand gesehen worden sind. Die Astronomen will ich aber zuvor nochmals darauf aufmerksam machen, daß man für diese Untersuchung ein sehr genaues Fernrohr braucht, wenn man einen Mißerfolg vermeiden will.

Als ich in der ersten Stunde der Nacht, die auf dem 7. Januar dieses Jahres 1610 folgte, die Gestirne mit meinem Fernrohr betrachtete, bot sich mir der Jupiter dar. Da ich mir ein in hohem Maße vorzügliches Instrument bereitet hatte, sah ich drei Sternchen bei ihm stehen, die zwar sehr klein, aber gleichwohl sehr hell waren. Ich mußte sie zunächst für Fixsterne halten; sie erweckten aber doch einigermaßen mein Erstaunen, da man sie in gerader Linie und parallel zur Ekliptik sah. Auch waren sie glänzender als andere Sterne gleicher Größe. Untereinander und zu Jupiter waren sie so gruppiert:

Osten * * ○ * Westen

Zwei Sterne standen östlich, einer westlich. Der östlichere und der westlichere erschienen etwas größer als der dritte. Um die gegenseitigen Abstände kümmerte ich mich keineswegs. Wie ich aber acht Tage später, ich weiß selbst nicht warum, wieder dorthin schaute, fand ich eine ganz andere Gruppierung. Alle drei Sternchen standen jetzt westlich, und zwar näher am Jupiter und unter sich, als in der früheren Nacht. Die Zwischenräume waren gleich. Es sah also so aus:

Osten ○ * * * Westen

Mit großer Sehnsucht wartete ich die folgende Nacht ab. Meine Hoffnung wurde aber getäuscht, der Himmel war allseitig mit Wolken überzogen. Am zehnten Tage erschienen die Sterne in dieser Stellung:

Osten * * ○ Westen

Nur zwei waren vorhanden, und zwar auf der Ostseite, der dritte war, so vermutete ich, durch den Jupiter verdeckt. Wie früher, standen sie mit Jupiter in gerader Linie. Am dreizehnten Tag erblickte ich erstmals vier Sterne in folgender Stellung um Jupiter:

Osten * ○ * * * Westen

Drei standen westlich und einer östlich. Sie bildeten nahezu eine gerade Linie, von einer solchen wich nämlich nur der mittlere Stern der Westseite ein klein wenig nach Norden ab.

Da diese Sterne dem Jupiter bald vorausseilen, bald nachfolgen und sich von ihm bald nach Osten, bald nach Westen in nur sehr kleinen Ausweichungen entfernen, kann es niemand zweifelhaft sein, daß sie um ihn ihren Umlauf vollziehen, während sie sich gleichzeitig mit Jupiter in zwölf Jahren um die Sonne bewegen. Wir haben also ein höchst vortreffliches und ausgezeichnetes Beweismittel, um allen denen ihre Zweifel zu beseitigen, die beim Kopernikanischen System zwar die Planetenbewegung um die Sonne ruhig hinnehmen, aber von der Bewegung eines Mondes um die Erde so verwirrt werden, daß sie meinen, man müsse deshalb dieses Weltsystem als unmöglich über den Haufen werfen.

Jetzt nämlich haben wir es nicht nur mit einem Stern zu tun, der sich um einen anderen bewegt, sondern gleich mit vier Sternen. Diese kreisen – wie unser Mond um die Erde – um den Jupiter und bewegen sich mit diesem zugleich in zwölf Jahren um die Sonne herum.“

Das Optische Museum in Jena

HELMUT WOLF

Im Sommer 1965 wurde in Jena ein Optisches Museum eröffnet, das zum Ziel hat, die Entwicklungsgeschichte der optischen Instrumente einer breiten Öffentlichkeit darzulegen. Der VEB Carl Zeiss Jena stellt damit aus seiner reichhaltigen Sammlung historischer Instrumente eine große Anzahl von optischen und mechanischen Kostbarkeiten und von geschichtlich besonders charakteristischen Einzelgeräten aus.

Das Museum ist in einem kleinen Rokokoschloßchen im Griebbachschen Garten, keine hundert Meter vom Zeiss-Planetarium entfernt, untergebracht.

Das Optische Museum verfügt zur Zeit über drei Abteilungen: Die Entwicklung der Brille, die Geschichte des Lichtmikroskops und das Fernrohr mit mathematisch-physikalischen Geräten. Eine weitere Abteilung, in der die Entwicklung und Herstellung des optischen Glases dargestellt wird, soll in Kürze folgen.

In der Brillenabteilung können wir an Hand von Hunderten von Sehhilfen aller Art, an Gemälden und Reproduktionen von Kupferstichen, an handwerklichen Gerätschaften und Graphiken die Entwicklung des verbreitetsten aller optischen Geräte verfolgen, bis zum modernen Dreistärkenglas, zur Fernrohr- und Lupenbrille.

In der Mikroskopabteilung sind 60 Instrumente ausgestellt, die einen vorzüglichen Überblick über die Entwicklung des Lichtmikroskops repräsentieren. Der Sternfreund begegnet hier unter den Instrumentenbauern Namen, die ihm auch vom astronomischen Gerätebau her bekannt sind: von Leeuwenhoek, Dollond, Ramsden, Fraunhofer, Utzschneider, Plöchl, Merz und Kellner. Selbstverständlich ist auch der VEB Zeiss mit einer hundertjährigen Entwicklungsserie von Mikroskopen vertreten.

Die längste Zeit wird der Sternfreund in der Fernrohrabteilung verweilen. Hier wird die geschichtliche Entwicklung dieses wichtigen Instrumentes durch viele Originale belegt. Drei Auszugsfernrohre mit Umkehrsystemen nach Schyrle de Rheida aus der Zeit um 1700 sind die frühesten Typen, die gezeigt werden. Es folgen Fernrohre aus Venedig (1740) und von Rudolph aus Dresden (1768). Ein kleines Gregory-Spiegelteleskop aus dem Jahre 1735 stammt von James Short, dessen Instrumente damals wegen ihrer Farbenfreiheit Weltruf genießen konnten. Von Peter Dollond wird ein Auszugsfernrohr vom Jahre 1800 gezeigt, selbstverständlich achromatisiert, nachdem John Dollond 1758 das Patent auf achromatische Objektive erhalten hatte.

Ein parallaktisch montiertes Fernrohr von Utzschneider & Fraunhofer, München, mit 70 mm freier Öffnung des Objektivs ist das größte ausgestellte Instrument. Mit Fraunhofer ging die Zeit des Prübelns im Objektivbau zu Ende. Die Objektive konnten nun – nach exakter Messung der Brechzahlen der Gläser – im voraus berechnet werden. Die Feldkorrektur (Koma) der Fernrohrobjektive wurde später durch Ernst Abbe, den Begründer der wissenschaftlichen Arbeit im Zeisswerk in Jena, mit der Einführung der Sinusbedingung entscheidend verbessert.

Im Jahre 1923 gelang es Sonnfeld, nach Erschmelzung von neuen Sondergläsern durch das Jenaer Glaswerk Schott & Gen., das sekundäre Spektrum der zweifelsigen Objektive noch wesentlich zu mindern.

In den Glasvitrinen der Fernrohrabteilung liegen noch weitere Teleskope des vorigen Jahrhunderts. Meist sind die Hersteller bekannt. Ein Fernrohr stammt von Körner, dem Lehrherrn von Carl Zeiss. Weiter werden Handfernrohre, Feldstecher, Theatergläser, Relief- und Schmuckfernrohre der letzten 80 Jahre gezeigt. Schnittzeichnungen der Linsenfernrohre nach Galilei, Kepler und Schyrle (Objektiv mit Umkehrsystem) sowie der Spiegelsysteme von Gregory (1663), Newton (1671) und Cassegrain (1672) zeigen anschaulich den Strahlenverlauf im Fernrohr.

Die Fernrohrabteilung ist durch eine Reihe astronomischer Geräte und Sonnenuhren aufgelockert. Es werden u. a. gezeigt: ein Himmelsglobus nach Bode (1790), eine Armillarsphäre des 16. Jahrhunderts, eine große Tischsonnenuhr von Franz Knittel, Linz (1706), und ein Sextant von Brander, Augsburg (1780). In einer Vitrine liegen 16 kleinere Tisch-, Reise-, Klapp- und Ringsonnenuhren, teils azimutal, teils äquatorial oder kombiniert arbeitend.

Mit der Eröffnung des Optischen Museums hat die Carl-Zeiss-Stiftung in Jena eine Bildungsstätte für die Fachwelt und die Laien geschaffen, die einmalig in ihrer Art ist. Zwar werden bis jetzt nur wenige Prozent der Schätze gezeigt, die im Magazin vorhanden sind, aber das Museum ist schon heute ein großer Anziehungspunkt für Besucher aus nah und fern. Die Ausstellungsleitung ist bemüht, das Museum weiter zu vervollkommen.

Amateure beobachten und berichten

Die Sonnenfleckentätigkeit im 1. Vierteljahr 1966

Refraktor: 50 mm Öffnung, Vergrößerung 30fach

| Monat | R_m | n | N |
|------------------------------|-------|----|---|
| Januar | 12,0 | 9 | 4 |
| Februar | 22,9 | 9 | 0 |
| März | 16,7 | 11 | 0 |
| R_m = Monatsmittelwert | | | |
| n = Anzahl der Beobachtungen | | | |
| N = fleckenfreie Tage | | | |

Die Sonnenfleckentätigkeit nahm weiterhin zu. Der Vierteljahresmittelwert vom letzten Quartal 1965 betrug 12,7 und ist fürs I. Quartal 1966 auf 17,2 angestiegen. Ferner zeigten sich auch schon größere ausgedehnte Gruppen, so vom 16.–21. Januar und vom 16.–26. März. Die Hauptflecken dieser Gruppen hatten Durchmesser von 15 000 und 35 000 km. Am 29. März erschien am Ostrand abermals eine ähnliche Gruppe.

ERICH SCHÜTZ, Hildburghausen

Sonnenflecken-Minimum und definitive Sonnenflecken-Relativzahlen für 1965

Gemäß Mitteilung von Prof. Dr. M. Waldmeier, dem Direktor der Eidg. Sternwarte Zürich, konnte mit Hilfe der Sonnenflecken-Beobachtungen der Jahre 1964 und 1965 für das letzte Sonnenflecken-Minimum der Zeitpunkt 1964 (7. September 1964) bestimmt werden.

Die Eidg. Sternwarte Zürich ermittelt auf Grund eigener Beobachtungen (Zürich, Arosa, Locarno) und in Zusammenarbeit mit anderen Sternwarten und Beobachtern für jeden Tag des Jahres die sogenannte Sonnenflecken-Relativzahl R, wobei jede Fleckengruppe als 10 und jeder darin vorkommende Fleck als 1 gerechnet wird. Eine Fleckengruppe mit 6 Flecken würde beispielsweise den Wert $R = 16$ ergeben.

Die Eidg. Sternwarte teilt mit, daß die Monatsmittel der definitiven Sonnenflecken-Relativzahlen für das Jahr 1965 wie folgt bestimmt worden sind:

| | | | | | | | |
|---------|------|-------|------|-----------|------|----------|------|
| Januar | 17.5 | April | 6.8 | Juli | 11.9 | Oktober | 20.1 |
| Februar | 14.2 | Mai | 24.1 | August | 8.9 | November | 15.8 |
| März | 11.7 | Juni | 15.9 | September | 16.8 | Dezember | 17.0 |

Das Jahresmittel 1965 betrug 15.1. An insgesamt 70 Tagen war die Sonne 1965 vollkommen fleckenfrei. Die größte Relativzahl des Jahres, $R = 75$, fiel auf den 19. Mai 1965. Obige Zusammenstellung zeigt auch, daß die Fleckentätigkeit seit Herbst 1965 merklich zunimmt. Das Januar-Mittel 1966 bezieht sich auf 26.7.

Es ist auch zu erwarten, daß die Sonnenaktivität im Zeitraum 1967–1969 ziemlich groß sein wird und möglicherweise bereits 1968 ein nächstes Maximum erreichen kann, wobei auch in unseren Breiten vielleicht wieder Nordlichter in Erscheinung treten können.

R. A. NAEF

Mit freundlicher Genehmigung entnommen dem Heft 95/96 (April–Juni 1966) des „Orion“, Zeitschrift der Schweizerischen Astronomischen Gesellschaft.

Mitteilungen des Zentralen Fachausschusses Astronomie

Hildburghausen:

Seit drei Jahren arbeitet hier eine astronomische Fachgruppe im Deutschen Kulturbund, deren Mitglieder (8–10) sich ziemlich regelmäßig monatlich zusammenfinden. Im November 1965 wurde eine Gruppe junger Astronomen gegründet, die sich eifrig beteiligen. Das Ziel unserer Bemühungen ist, alle Teilnehmer zu eigenen Beobachtungen anzuregen. Den Schülern soll eine Vertiefung und Ergänzung des astronomischen Unterrichts gegeben werden. Ein Fernrohr zur allgemeinen Benutzung steht uns leider noch nicht zur Verfügung, wir müssen uns mit Feldstechern begnügen.

Erich Schütz

Venusflecken von der Sternwarte Pulsnitz beobachtet

Diese Zeichnung der Venus (siehe Abb. S. 111) konnte am 3. März 1966 früh zwischen 6^h 15^m und 6^h 45^m mit einem Zeiss-Fernrohr von 200 mm Objektivdurchmesser bei 80- bis 320facher Vergrößerung gewonnen werden. Norden ist unten. Die eingezeichneten Flecken waren nur andeutungsweise in Augenblicken bester Luftdurchsicht zu sehen. Der Fleck am Südpol der Venussichel ist mit erheblicher Sicherheit real. Der Landeplatz des sowjetischen Weltraumschiffes „Venus 3“ befindet sich mit großer Wahrscheinlichkeit auf dem von der Sonne nicht beleuchteten Teil der Venusoberfläche.

J. Classen

Meteoriten aus der Sowjetunion in der Pulnitzer Sternwarte

Die Pulnitzer Sternwarte erhielt aus Moskau acht Meteoriten (siehe Abb. S. 111). Sieben davon entstammen Meteoritenfällen, die zwischen 1928 und 1961 auf dem Gebiete der UdSSR niedergegangen sind. Bereits 1963 hatte die Sternwarte Belegstücke von drei neueren Meteoritenfällen aus der UdSSR erhalten. Sie besitzt nunmehr eine fast vollständige Kollektion der seit dem ersten Weltkrieg in der UdSSR niedergegangenen Sternschnuppen. Unter den acht neuen Meteoriten befinden sich zwei Eisenmeteoriten (Hexaedrite), sechs sind Steinmeteorite (einer davon gehört zu der seltenen Gruppe der Achondrite). Drei der Steinmeteorite zeigen sehr schön die schwarze Schmelzkruste vom Verbrennungsprozeß beim Durchflug durch die Lufthülle der Erde.

J. Classen

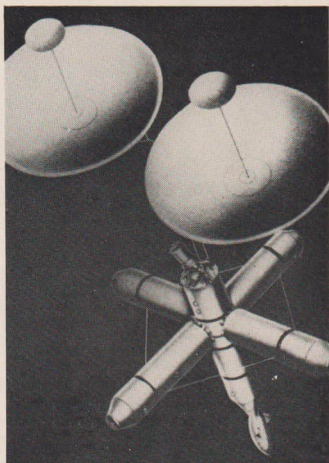
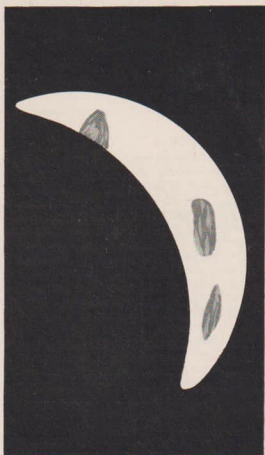
Die Buno-H.-Bürgel-Sternwarte in Hartha fotografierte eine Barium-Dampfwolke

Am 22. März 1966 fotografierte ein Mitarbeiter der Sternwarte um 21 Uhr 17 Min. MEZ eine merkwürdige Lichterscheinung am SW-Himmel. Kurz zuvor wurde eine gleiche Erscheinung an derselben Stelle des Himmels beobachtet. Der helle Lichtfleck vergrößerte sich rasch und löste sich bogenförmig auf. Auch in anderen Orten wurde die Erscheinung gesehen. Zunächst vermuteten wir, daß es sich um eine Natriumwolke handeln könne, die von einer Rakete ausgestoßen wurde.

Wie uns durch die Sternwarte Sonneberg (Thüringen) bekannt wurde, handelte es sich um eine Barium-Dampfwolke, die bei einem Raketenexperiment ausgestoßen wurde. An diesem Tage brachte eine französische Rubin-Rakete eine Nutzlast von 36,5 kg auf eine Höhe von 2035 km. Das im Max-Planck-Institut für terrestrische Physik in Garching bei München entwickelte und gebaute Projekt soll der Erforschung des irdischen Magnetfeldes im Bereich der Strahlungsgürtel dienen. Die zwei Barium-Dampfwolken wurden kurz nacheinander ausgestoßen. Ihre Ausbreitung erfolgte z. T. kugelförmig, aber vor allem längs der magnetischen Kraftfeldlinien.

H. Busch

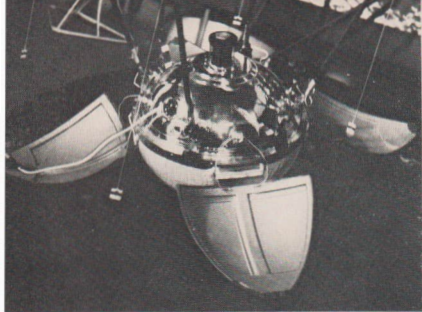
Venusflecken
am 3. März 1966 von der Stern-
warte Pulsnitz beobachtet ▼



▲ **Projektstudie der NASA**
für eine bemannte Raumstation

Meteoriten aus der Sowjetunion in der Pulsnitzer Sternwarte ▼





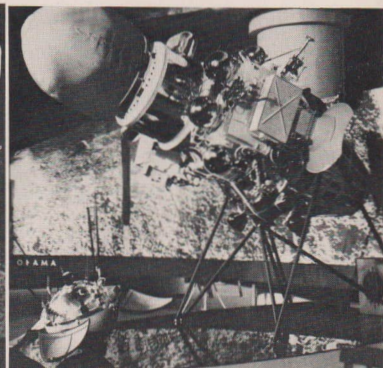
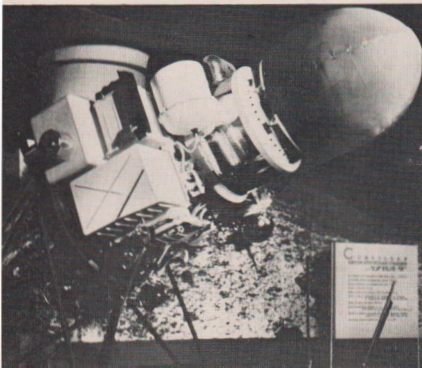
Instrumentenkörper der sowjetischen Mondsonde Luna 9

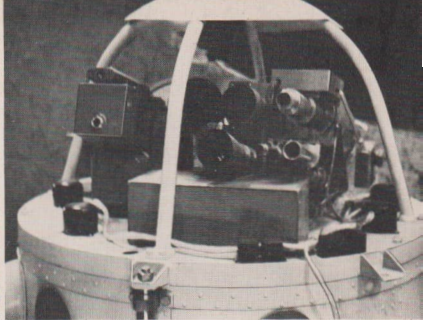
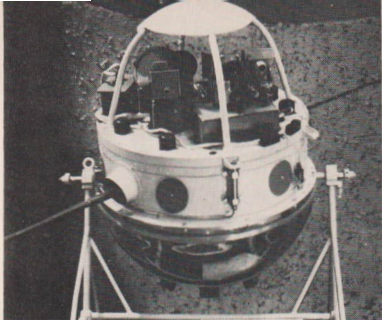
Oben rechts: Ein Zweitexemplar des Instrumentenkörpers der sowjetischen Mondsonde „Luna 9“, die am 3. Februar 1966 auf der Mondoberfläche weich gelandet wurde. Das Bild zeigt den Behälter von links, wobei die Schutzschalen für den oberen Teil aufgeklappt, die drei Spiegel und die vier Antennen aufgerichtet sind. Der kugelförmige Behälter hat einen Durchmesser von 60 cm. Das optische System befindet sich im oberen Aufsatz. Dort ist ein drehbarer, um 45 Grad geneigter Spiegel angebracht, der das Bild senkrecht nach unten wirft. Das Kamerasystem befindet sich im Behälter. Die Drehung des Spiegels erfolgt durch eine Kurvenscheibe. Die Antennen sind aus rund gebogenem Stahlblech und waren bei geschlossenen Schalen zusammengerollt. Im Augenblick des Öffnens der Abdeckschalen schnellten sie heraus. An den Antennen hängen an dünnen Fäden Metallblättchen mit einer photometrischen Grauwertskala. Die obere Halbkugel ist spiegelnd, die untere Halbkugel ist mit einer Schicht dicken Wattestoffes bedeckt. An der oberen Halbkugel befinden sich keine weiteren Meßinstrumentenansätze. Die drei Fassettenspiegel, von denen zwei am „Äquator“ des kugelförmigen Behälters angebracht sind und der dritte, kürzere, der sich in 15 cm Abstand vom „Aufnahmespiegel“ befindet, haben zwei spiegelnde Flächen, über die, jeweils um 90 Grad versetzt, nach rechts und nach links ein schmaler Streifen des Mondbodens mit aufgenommen wurde. Der Vergleich dieser Streifen mit dem direkt aufgenommenen Gebiet gestattete wegen der parallaxtischen Verschiebung eine exakte Entfernungsbestimmung bis zu einem Abstand von 20 m.

Oben links: Der Instrumentenbehälter von der anderen Seite aufgenommen. Alle beschriebenen Details sind auch hier zu erkennen. Das Meßinstrument für die kosmische Strahlung, ein Geiger-Müller-Zähler, befand sich innerhalb des Behälters, bei einer Abschirmung von 19 gr. Alu pro cm². Er hat einen Durchmesser von 6 mm und eine Länge von 10 mm.

Unten links: Ansicht des gesamten Mondflugerätes „Luna 9“ von links. In dem kugelförmigen Behälter im vorderen Teil, abgedeckt durch Stoffbespannung, befand sich die Instrumentensonde.

Unten rechts: Ansicht von „Luna 9“ von der anderen Seite. Deutlich erkennt man den Parabolspiegel des Höhenmeßradars. Der untere Teil ist das Bremstriebwerk, drei der vier rings herum angeordneten Stabilisierungstriebwerke sind zu erkennen. Zwei der drei Ausströmdüsen (an etwa 40 cm langen Stäben angebracht) des Lagestabilisierungs- und Lageänderungssystems sowie die dazu gehörigen kugelförmigen Druckgasbehälter sieht man ebenfalls. Die Instrumententeile rechts und links wurden bekanntlich kurz vor dem Einschalten des Bremstriebwerkes abgeworfen.





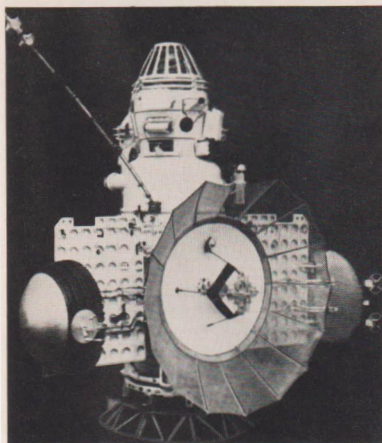
▲ Sowjetische Raketen-sonde

die während der Sonnenfinsternis vom 15. Februar 1961 zur Zeit der Totalität für Foto- und Filmaufnahmen in verschiedenen ausgewählten Spektralbereichen eingesetzt wurde, mit Detailaufnahme der Kamerasysteme.
Oben: links und rechts.

Die sowjetische Raumsonde Venus 2

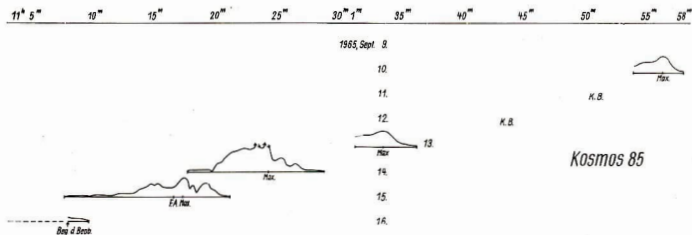
Sie ähnelt in Form und Aufbau der Sonde „Mars 1“.

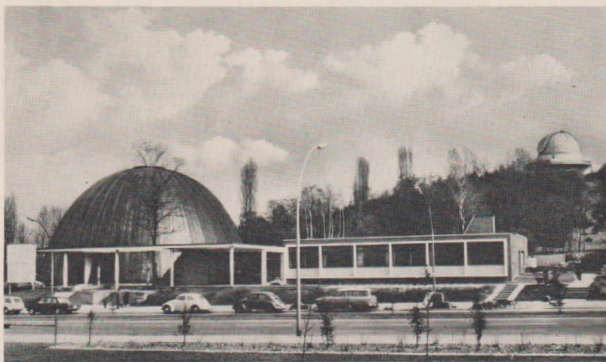
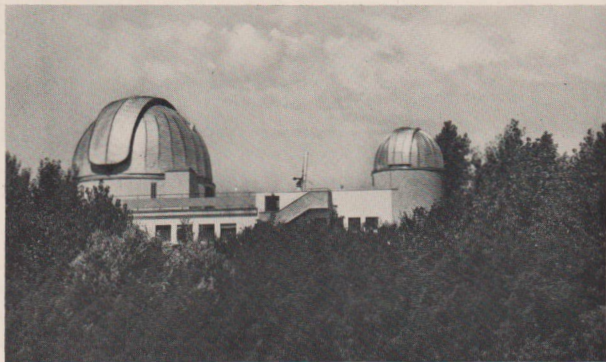
Im oberen Teil des Hauptkörpers befindet sich das Korrekturtriebwerk. An dem langen, nach links herausragenden Stab befinden sich die beiden Magnetometer.



Zum Beitrag: Ergebnisse der funktechnischen Beobachtung sowjetischer Erdsatelliten S. 124

Abbildung 26





Die Wilhelm-Foerster-Sternwarte e. V. in Westberlin, Munster-Damm 90, ist eine Institution des Vereins Wilhelm-Foerster-Sternwarte e. V. Berlin. Das obere Bild zeigt die Sternwarte, das untere das Planetarium.

Zwischen der Wilhelm-Foerster-Sternwarte und dem Präsidium der Deutschen Astronautischen Gesellschaft besteht eine gute Zusammenarbeit, die auch einen regelmäßigen Austausch von Publikationen einschließt. Mitarbeiter der Sternwarte haben schon mehrere Vorträge vor den Mitgliedern der Deutschen Astronautischen Gesellschaft gehalten, die großen Anklang fanden, weil in ihnen bei der Vermittlung wissenschaftlicher Fakten gezeigt wurde, wie die Errungenschaften der Raumfahrt friedlichen Forschungen nutzbar zu machen sind.

In jüngster Zeit wurden auch engere fachliche Beziehungen geknüpft sowie ein Austausch von Beobachtungen der Satellitenbeobachtungsstationen des Präsidiums der Deutschen Astronautischen Gesellschaft und der Wilhelm-Foerster-Sternwarte begonnen.

MITTEILUNGEN



DER DEUTSCHEN ASTRONAUTISCHEN GESELLSCHAFT MITGLIED DER IAF

Präsident: Prof. Dr. Johannes Hoppe, Direktor am Heinrich-Hertz-Institut der Deutschen Akademie der Wissenschaften zu Berlin, Vizepräsidenten: Prof. Dr. Hans Reichardt, Heinz Mielke, Sekretär: Dipl.-Gewi. Herbert Pfaffe

Die Entwicklung der sowjetischen Raumfahrt 1965

KARL-HEINZ NEUMANN

Verglichen mit den vorangegangenen Jahren zeigte die sowjetische Raumfahrt im Jahre 1965 eine gewaltige Zunahme der Aktivität. Bei insgesamt 48 Starts gelangten 62 aktive Raumflugkörper auf eine Umlaufbahn um die Erde, auf eine Bahn, die zum Mond führte, oder auf eine Bahn in den interplanetaren Raum. Das ist gegenüber dem Jahre 1964 eine Steigerung um fast 100 Prozent.

Aber nicht nur in der Quantität haben wir eine große Zuwachsrate zu verzeichnen, sondern auch in der Qualität. Die sowjetische Raumfahrt schreitet jetzt sozusagen auf breiter Front voran. Während noch 1964 neben einem bemannten Raumflugunternehmen und den Satelliten der Kosmos-Serie als Besonderheit nur noch die jeweils 2 Elektron-Satelliten und Poljot 2 zum Einsatz kamen, wurden 1965 erstmals Satelliten für die praktische Nutzenanwendung, die beiden Molnija-Satelliten sowie die beiden automatischen kernphysikalischen Laboratorien Proton 1 und Proton 2, eingesetzt.

Daneben ist das Mondforschungsprogramm in diesem Jahr voll angelaufen, allein 4 Luna-Sonden wurden auf eine Bahn in Richtung Mond gebracht. Zum anderen sind erstmalig gleichzeitig 2 Planeten-Sonden, Venus 2 und Venus 3, auf dem Weg zu unserem Nachbarplaneten geschickt worden. Bei den bemannten Raumflugunternehmen gab es den ersten Ausstieg eines Menschen in der Satellitenbahn, zeitlich noch vor dem ersten bemannten Flug der amerikanischen Gemini-Kapsel. Die interplanetare Sonde 3 fotografierte den bisher noch unbekannten Teil der Mondrückseite.

Dieser Überblick zeigt, daß die Sowjetunion nun in der Lage ist, die verschiedensten Raumflugunternehmen gleichzeitig auszuführen. Das setzt vor allem einen außerordentlich hohen Stand in der Entwicklung der Bodenanlagen voraus. Hierbei ist nicht nur an die Startanlagen gedacht, sondern auch an die Empfangs- und Kontrollstationen sowie vor allem an das Koordinations- und Rechenzentrum.

Betrachten wir als erstes die Serie der sowjetischen Kosmos-Satelliten. Wir können bekanntlich bei diesen Satelliten zwei Hauptgruppen, die langlebigen und die kurzlebigen, unterscheiden. Die kurzlebigen Kosmos-Satelliten haben in den meisten Fällen eine Lebensdauer von rund 8 Tagen. Nur zwei Ausnahmen gab es dabei im Jahre 1965, Kosmos 57 und Kosmos 60. Kosmos 60 umkreiste die Erde 5 Tage, während Kosmos 57 sich einen Tag in der Bahn befand. Bei Kosmos 57 handelt es sich sicherlich um einen Vorversuch für das Raumflugunternehmen Woßhod 2. Auch die Flugbahn, die bei diesem Satelliten zwischen 175 und 512 km lag, deutet sehr auf einen Woßhod-Vorläufer hin.

Eine weitere Ausnahme dieser Gruppe bildet Kosmos 98. Dieser Satellit hat – verglichen mit den anderen – ein verhältnismäßig hohes Apogäum von 570 km. In seinen übrigen Eigenschaften dagegen ist er den anderen kurzlebigen Kosmos-Satelliten gleich. Seine Funksignale entsprachen genau denen der anderen Satelliten, und er hat – wie aus Funkbeobachtungen zu schließen war – die Erde ebenfalls 8 Tage umkreist. Die Apogäumshöhen der anderen kurzlebigen Kosmos-Satelliten schwanken zwischen 271 (bei Kosmos 64) und 359 (bei Kosmos 79) Kilometern. Die Unterschiede in den Perigäumshöhen sind auch hier wieder relativ klein.

Auffällig ist außerdem noch eine bisher noch nicht verwendete Bahnneigung bei Kosmos 78, die hier 69 Grad betrug. Drei dieser kurzlebigen Kosmos-Satelliten haben eine Bahnneigung von rund 51,8 Grad, Kosmos 67, 77 und 96. Bei allen anderen kurzlebigen Kosmos-Satelliten beträgt die Bahnneigung rund 65 Grad.

Von den langlebigen Kosmos-Satelliten, die ebenfalls 65 Grad Bahnneigung aufweisen, wurden Kosmos 58 und 100 in einer früheren Klassifizierung („Astronomie und Raumfahrt“, 3/65), noch bei der ersten Hauptgruppe geführt. Es erscheint aber trotzdem sinnvoller, diese Satelliten in die zweite Hauptgruppe aufzunehmen, da sie eine relativ hohe Lebenszeit haben. Angaben über die aktive Lebenszeit können leider nicht gemacht werden, da die Satelliten dieser Klasse nur im Bereich von 90 MHz senden. Im mitteleuropäischen Raum können Satelliten-Signale in diesem Bereich nicht empfangen werden, da hier ein kommerzieller UKW-Sender arbeitet. Aus der Flugbahn dieser Satelliten, die kreisförmig ist und zwischen 600 und 650 km Höhe verläuft, könnte man schließen, daß es sich hierbei um Vorversuche für Wetterbeobachtungs-Satelliten handelt.

Von den Satelliten mit rund 49 Grad Bahnneigung sind im Berichtszeitraum 7 Satelliten eingesetzt worden. Bei vier dieser Satelliten liegt die Bahn ähnlich; die Bahnen der ersten beiden sind ebenfalls fast identisch, während der letzte dieser Serie mit einer Flugbahn stark aus diesem Rahmen herausfällt. Die beiden Satelliten Kosmos 53 und Kosmos 70 haben fast die gleiche Flugbahn zwischen rund 230 und 1180 km Höhe. Die Bahnen von Kosmos 76, 93, 95 und 101 liegen ebenfalls wieder fast gleich, ihre Apogäen betragen um 530 km. Kosmos 97 hat ein sehr hohes Apogäum von 2100 km.

Bei den Kosmos-Satelliten, deren Bahnen um rund 56 Grad geneigt sind, handelt es sich – mit einer Ausnahme – um Mehrfach-Starts. Diese Ausnahme bildet Kosmos 103, der eine kreisförmige Bahn in rund 600 km Höhe beschreibt. Die Bahnen der beiden Dreifach-Satelliten, Kosmos 54 bis 56 sowie 61 bis 63, reichen von rund 280 km bis etwa 1850 km. Die Bahnen der zwei Fünffach-Satelliten, Kosmos 80 bis 84 sowie 86 bis 90, liegen im Bereich zwischen 1300 und 1600 km. Eine weitere Ausnahme bilden in dieser Gruppe die fünf Satelliten Kosmos 71 bis 75, die in einer kreisförmigen Bahn in 600 km Höhe kreisen.

Damit sind im Jahre 1965 insgesamt 52 Kosmos-Satelliten auf die Bahn gebracht worden. In den vorangegangenen drei Jahren wurden 51 Kosmos-Satelliten gestartet.

Von der Sowjetunion wurden über die Kosmos-Satelliten weitere Einzelheiten veröffentlicht. Es wurde erstmals davon gesprochen, daß einige der Kosmos-Satelliten zur Erde zurückgeführt wurden. Das war bisher – mit Ausnahme von Kosmos 4 – noch nicht offiziell bekannt gegeben worden. Es handelt sich um Satelliten, bei denen die Übermittlung der Ergebnisse auf telemetrischem Wege nicht die Erfüllung sämtlicher gestellten Aufgaben erlaubt. Dazu gehören Satelliten, mit denen einige Systeme nochmals überprüft bzw. vervollkommen werden und die später in von Kosmonauten gesteuerten Raumschiffen verwendet werden sollen. Ferner geht es darum, die Landungssysteme zu überprüfen, zu vervollkommen und neue Systeme zu erproben. Als dritte Aufgabenstellung für die zurückgeführten Kosmos-Satelliten werden wissenschaftliche Forschungsaufgaben über den Einfluß von mehrtägigen Raumflügen auf Pflanzen, Insekten und einfachste Organismen genannt. Zweifelslos sind unter diesen Kosmos-Satelliten die von uns als kurzlebig bezeichneten zu verstehen.

Bei den langlebigen Kosmos-Satelliten werden in sowjetischen Veröffentlichungen sogenannte „tote“ Satelliten, d. h. solche, deren Meßapparatur und Sendeanlagen nicht mehr in Betrieb sind, und sogenannte „lebende“ unterschieden, das sind diejenigen, die noch aktiv arbeiten. Die aktive Lebensdauer eines Satelliten hängt wesentlich von seiner Energieversorgung ab. Die kürzeste aktive Lebensdauer (wenige Wochen) besitzen Satelliten, die für die Energieversorgung chemische Stromquellen benutzen. Aktive Lebensdauer bis zu einem oder mehreren Jahren wird bei der Verwendung von Solarzellen erreicht. Bei einem der jeweils Fünffach-Satelliten sind bereits Isotopen-Batterien eingesetzt worden, die eine noch längere aktive Lebensdauer garantieren.

Nach einem Bericht der „Prawda“ vom 3. Januar 1966 hatte das sowjetische Koordinierungs- und Rechenzentrum zu diesem Zeitpunkt mit 20 sowjetischen Satelliten ständige Funkverbindung. In diesem Bericht wird auch deutlich, daß sich die Zeitsdauer der aktiven Phase und die Effektivität der Kosmos-Satelliten in der letzten Zeit wesentlich erhöht hat. Die gewaltige Zunahme der Raumflugaktivität der Sowjetunion hat zwangsläufig eine große Erweiterung sowohl des Koordinierungs- und Rechenzentrums als auch der Kommando- und Empfangsstellen, die über das gesamte sowjetische Territorium verteilt bzw. auf Schiffen in den Weltmeeren stationiert sind, zur Folge. In dem erwähnten Beitrag heißt es: „Die Zunahme der Anzahl der funktionierenden kosmischen Objekte hat sich auf die Arbeit des Koordinierungs-

und Rechenzentrums so ausgewirkt, daß eine bedeutende Erweiterung des Geräteparks für den Befehls- und Meßkomplex notwendig geworden ist. Die Planung und Koordinierung der Arbeit aller Organisationen, Dienste und Mittel, die die Steuerung der Sputniks und der kosmischen Flugkörper während des Fluges übernehmen, wird immer komplizierter."

Wir fanden noch folgende interessante Details in dem Bericht. Im Koordinierungssektor sind an einer Wand eine große Karte bzw. für einzelne Raumflugobjekte Detailkarten angebracht, an denen man praktisch mit einem Blick die sogenannte kosmische Lage übersehen kann. Man erkennt, wo sich alle zur Zeit funktionierenden Objekte im betreffenden Augenblick befinden. Es werden hier sogenannte „Fahrpläne“ aufgestellt, die bestimmen, in welcher Reihenfolge der Betrieb aller wichtigen Steuer- und Meßgeräte erfolgt. Je nach dem Flugprogramm, der Bahn und dem Typ der Bordapparatur wird festgelegt, welche Mittel zu welchem Zeitpunkt mit jedem einzelnen Satelliten arbeiten. Dieser „Fahrplan“ wird laufend ergänzt. Vor dem Start eines neuen Objektes wird es erst einmal theoretisch in diesen Fahrplan eingearbeitet. Man untersucht, in welcher Weise es sich am günstigsten einfügt. Man muß für jeden neuen Start in diesem Plan den rationellsten Platz finden. Es wird außerdem die Möglichkeit berücksichtigt, daß es zu Defekten in der Arbeit bestimmter Bordsysteme des Satelliten oder bestimmter Stationen auf der Erde kommt. Es wird also auch einkalkuliert, daß unklare Informationen von dem Satelliten wiederholt zur Erde übertragen werden können.

Zum Koordinierungs- und Rechenzentrum gehört auch die Steuerungszentrale. Selbstverständlich werden von dieser Zentrale die Funkbefehle nicht direkt an die einzelnen Satelliten gesendet. Es handelt sich um eine Zentrale, in der alles registriert wird, was man über das einzelne kosmische Objekt weiß. Sämtliche Kommando- und Empfangsstellen geben ihre Informationen an diese Zentrale. Von hier aus gehen dann alle Anordnungen über die Arbeit mit den Raumflugkörpern wiederum an die Kommando- und Empfangsstellen. Auch die Flugprogramme für die Raumflugkörper werden hier erstmalig ausgearbeitet. Dazu gehören: die Bahn des Satelliten, die Art und Menge der eingehenden Informationen, die zeitlichen Perioden der Kontrolle des Zustandes des Satelliten bzw. seiner Meßinstrumente, die Intensität der Arbeit der einzelnen Meßinstrumente, die Festlegung der Zeiten der funkttechnischen Verbindungsaufnahme mit dem Satelliten, die Methode des Empfangs der Informationen sowie die Verarbeitung der eingehenden Informationen. Für die Nachrichten-Satelliten werden die Arten der einzelnen Übertragungen wie z. B. Fernsehübertragungen, Telefonübertragungen oder telegrafische Verbindungen in ihrer zeitlichen Folge festgelegt.

Vom Beginn der Vorbereitung für einen Satellitenstart bis zum Startzeitpunkt steht das Steuerungszentrum mit dem Startort in Verbindung. Die letzte Übermittlung vom Startzentrum, kurz vor dem Start, enthält die bei der letzten technischen Überprüfung über den Zustand sämtlicher Systeme des Satelliten erhaltenen Ergebnisse. Nachdem der Satellit seine Flugbahn erreicht hat, werden auf Grund des Empfangs der Signale des Satelliten in einer sogenannten Expres-Bearbeitung innerhalb weniger Minuten die vorläufigen Bahnelemente ermittelt. Diese zeigen zumindest grob, ob der Satellit etwa seine vorgesehene Bahn erreicht hat. Danach werden die Flugbahnparameter präzisiert. Das ist vor allem notwendig, damit die Kommando- und Empfangsstellen möglichst rasch und zuverlässig Verbindung mit dem Satelliten aufnehmen können. Sodann erfolgt eine nochmalige Überprüfung des technischen Zustandes der gesamten Apparatur. Dabei wird u. a. festgestellt, ob die Antennensysteme richtig entfaltet, die Sonnenbatterien richtig ausgeklappt sind, ob sich die Bord-sender und die Empfangsanlage eingeschaltet haben, welche Temperatur und welcher Druck an Bord des Satelliten an verschiedenen Stellen herrschen, ob die Stromversorgungsanlagen normal arbeiten, wie der Satellit die ersten Funkbefehle ausführt usw.

Im weiteren Verlauf des Fluges des Satelliten beginnt eine strenge Kontrolle des Betriebes eines jeden Gerätes an Bord des Satelliten. Sein Betriebsverhalten wird kontrolliert, die Stabilität der Kalibrierung der Meßinstrumente wird kontrolliert, und außerdem wird ständig der Energieverbrauch des kosmischen Flugkörpers untersucht.

Auf Grund der Analyse der übertragenen Meßwerte versucht man möglichst schnell, auch geringfügige Veränderungen in der Arbeit einzelner Geräte festzustellen und die Natur dieser Defekte zu klären. Gleichzeitig wird untersucht, ob sich ein aufgetretener Schaden auf andere Einrichtungen auswirken kann. Ist dies der Fall, bemüht man sich, das defekte Gerät rechtzeitig auszuschalten. Mitunter gibt es Reserve- oder Zweitgeräte, die dann in Betrieb genommen werden können. Ferner wird beim Auftreten eines Defektes versucht, zusätzliche Hilfsverfahren einzusetzen, die die notwendigen Informationen ermöglichen.

Trotz der hohen Zuverlässigkeit aller Bauteile der Satelliten-Geräte, -Aggregate und -Vorrichtungen, kommt es manchmal doch zu Defekten. Die Gründe dafür sind oft die Neuheit der Konstruktion oder die Prinzipien der Geräte. Auch die zum Teil noch nicht ausreichend erforschten Arbeitsbedingungen für bestimmte Geräte können die Ursache sein. Das gleiche gilt für den Zeitpunkt, an dem sich die Energiequellen dem Ende ihrer Leistung nähern.

Nach den vorliegenden Informationen und ihrem Bearbeitungsergebnis erfolgt für jeden aktiven Satelliten die Ausarbeitung eines Arbeitsprogramms der Bordapparatur für einen

oder mehrere Tage im voraus. Diese Programme werden verschlüsselt und mit Hilfe elektronischer Recheneinrichtungen in eine Form gebracht, die sich für die Funkübertragung an den Satelliten eignet. Die Kommando- und Empfangsstellen erhalten über Funk die an den Satelliten zu sendenden Informationen. Im Programmspeicher des Satelliten werden sie aufgezeichnet und nach vorgegebenem zeitlichem Programm automatisch als Befehle an die einzelnen Bordapparaturen übermittelt.

Über die verschiedenen anderen sowjetischen Raumflugunternehmen ließe sich noch eine ganze Reihe weiterer Einzelheiten berichten und es gäbe dabei interessante Probleme zu behandeln. Abschließend soll nur noch auf die beiden Proton-Satelliten eingegangen werden, da über die anderen Unternehmungen z. T. schon berichtet wurde oder in späteren Beiträgen noch berichtet wird.

Die beiden Proton-Satelliten wurden mit einer neuartigen Trägerrakete gestartet. Mit ihrer Nutzmasse von 12,2 Tonnen sind sie die bisher schwersten Raumflugkörper, die auf eine Erdsatellitenbahn gebracht worden sind. Der bekannte sowjetische Wissenschaftler Prof. Sedow schreibt dazu in einer Betrachtung zur Kosmos-Forschung im Jahre 1965:

„Die schwersten Erdsatelliten wurden im vergangenen Jahr in der Sowjetunion gestartet. Das sind diejenigen der „Proton“-Serie, die von einer völlig neuen, sehr leistungsstarken Trägerrakete auf ihre Umlaufbahn befördert wurden. Ihr Rekordgewicht ist jedoch nicht die Grenze für kosmische Apparate, und in naher Zukunft sind Meldungen zu erwarten, die über weitere Fortschritte auf diesem Gebiet berichten.“

Diese Aussage bestärkt die Vermutung, daß, wie schon bei früheren Unternehmungen, bei den ersten Einsatzstarts eines neuen Trägerraketentyps keinesfalls die volle Leistungsfähigkeit dieses Typs ausgenutzt wird, diese Raketen also in der Lage sein werden, bedeutend größere Nutzmassen auf eine Umlaufbahn zu befördern.

Die Proton-Satelliten sind sozusagen automatisch arbeitende Forschungssatelliten, mit denen bestimmte naturwissenschaftliche Probleme untersucht wurden. Es handelte sich hierbei um kernphysikalische Grundprobleme, die in Angriff genommen wurden.

Im wesentlichen ging es darum, Teilchen der primären kosmischen Strahlung zu untersuchen, die überhöhte Energie haben, sowie die Prozesse der Wechselwirkung dieser Teilchen mit anderen Atomkernen zu erkunden. Die Energie dieser Teilchen liegt bis zu vier Zehnerpotenzen über der Energie jener Teilchen, die man mit den größten Beschleunigungsanlagen erzeugen kann. Es konnten also erstmalig Prozesse untersucht werden, die man experimentell auf der Erde nicht erzeugen kann. Darin vor allem liegt die Bedeutung dieser Unternehmungen. Es ist also bereits ein Stand in der Raumfahrt erreicht, der direkte, für die Kernphysik äußerst bedeutungsvolle Experimente zuläßt. Mit den Proton-Satelliten wurde sozusagen eine neue Etappe eingeleitet. Alle bisherigen Raumfahrtunternehmungen dienten mehr oder weniger dazu, bestimmte physikalische Parameter im erdnahen kosmischen Raum und im interplanetaren Raum zu untersuchen. Die Proton-Satelliten dagegen lieferten erstmalig Daten, die nur der wissenschaftlichen Grundlagenforschung dienen (von den Satelliten der angewandten Forschung, meteorologischen Satelliten, Nachrichtensatelliten u. ä. abgesehen).

Möglich war die Inangriffnahme derartiger Untersuchungen nur durch den Einsatz eines neuen Trägerraketentyps, der in der Lage war, derart schwere automatische Laboratorien auf eine Umlaufbahn zu bringen. Die Kompliziertheit der Apparatur der Proton-Satelliten kann man verstehen, wenn man bedenkt, daß beispielsweise durch Proton 1 über 180 einzelne Parameter registriert und zur Erde auf Funkkommando übertragen wurden. Die Apparatur dieses Satelliten enthielt allein 4100 Transistoren und 4500 Kristalldioden.

Interessant sind die bisher schon bekannt gewordenen wissenschaftlichen Ergebnisse der Proton-Satelliten. So konnte z. B. festgestellt werden, daß das Energiespektrum der Protonen und das aller Teilchen zusammengenommen, parallel verlaufen. Daraus folgt, daß der Anteil der schweren Kerne an der primären kosmischen Strahlung im Verhältnis zu den Protonen zumindest im Energiebereich von 10^9 bis 10^{12} Elektronenvolt konstant bleibt.

Die durch Proton 1 gemessene Intensität der Teilchen hat sich als wesentlich geringer erwiesen, als theoretisch aus der Untersuchung von Teilchenschauern auf der Erde berechnet worden war. Damit können diese Ergebnisse zu einer Revision unserer Vorstellung vom Bildungsmechanismus von Schauern führen.

Es konnte ferner erstmalig nachgewiesen werden, daß die Größe des Wirkungsquerschnittes annähernd so von der Energie abhängt, wie es theoretisch vorausgesagt wurde.

Die erstmalig außerhalb der Atmosphäre durchgeführten Untersuchungen von Elektronen hoher Energie ergaben einen unerwartet starken Strom von Elektronen mit Energien von mehr als 300 Megaelektronenvolt. Dieser Strom ist in keiner Weise von der geomagnetischen Breite abhängig, er ist über jedem Punkt der Erdoberfläche gleich (die Verhältnisse über den nicht überfliegenen Polargebieten sind allerdings nicht bekannt). Diese Intensität ist nahezu zehnmal größer, als nach Messungen aus der Stratosphäre zu erwarten war. Der Bildungsmechanismus dieser Elektronen ist noch völlig unklar, man weiß nur, daß sie nicht galaktischer Herkunft sein können, sondern bei einem Sekundärprozeß entstanden sein müssen.

Über einige Probleme des Strahlenschutzes bei kosmischen Flügen I

H. SWART

Verläßt ein Raumschiff kurz nach dem Start die schützende Hülle der Erdatmosphäre, so ist es mit seinen Insassen den verschiedenen, im Weltraum auftretenden, ionisierenden Strahlungen ausgesetzt. Diese hochenergetischen und vorwiegend korpuskularen Strahlungen existieren in drei Formen:

1. Die galaktische kosmische Strahlung
2. Die solare kosmische Strahlung
3. Die als Strahlungsgürtel vom Erdmagnetfeld eingefangenen Elektronen und Protonen

Es ist nicht ausgeschlossen, daß auch andere Planeten mit eigenem Magnetfeld von Strahlungsgürteln umgeben sind.

Eine genaue Abschätzung der aus diesen Strahlungen je nach Art, Ziel und Dauer des Raumfluges für die Kosmonauten entstehenden Gefahren sowie die Berechnung der notwendigen Schutzmaßnahmen ist schwierig und kompliziert, weil einerseits die Intensität, Zusammensetzung und das Energiespektrum der Strahlungen starken zeitlichen Schwankungen unterliegen, weil zum anderen aber auch ihre biologische Wirkung bisher nur ungenügend erforscht wurde. Letzteres gilt besonders für langdauernde Strahlenexpositionen bei geringer Dosisleistung. Die in den verschiedenen Materialien des Raumschiffes und den Körpern der Kosmonauten durch die primären kosmischen Strahlen ausgelöste Sekundärstrahlung stellt eine zusätzliche Komplikation für die quantitative Erfassung der Gefahrenmomente dar.

Maximal zulässige Strahlendosen

Für beruflich strahlengefährdete Personen hat die Internationale Kommission für Strahlenschutz (ICRP) folgende höchstzulässige Strahlendosen bei Ganzkörperbestrahlung vorgeschlagen:

Bei Personen über 18 Jahren darf die akkumulierte Dosis im Alter von N Jahren maximal $D = 5 (N - 18)$ rem erreichen. Die mittlere höchstzulässige Jahresdosis beträgt somit 5 rem/a und die mittlere Wochendosis 0,1 rem/Woche. Falls die Strahlenbelastung nicht mit 18 Jahren beginnt, sondern mit höherem Alter, darf die Jahresdosis entsprechend größer als 5 rem/a sein. In dreizehn aufeinanderfolgenden Wochen sollen jedoch 3 rem nicht überschritten werden. Diese 3 rem können notfalls auch kurzzeitig als Einzeldosis aufgenommen werden.

Bei den bisherigen Raumflügen, die alle in einem durch das Erdmagnetfeld abgeschirmten Bereich unterhalb der Strahlungsgürtel verliefen, lag die Strahlenexposition der Kosmonauten weit unter diesem Limit. Infolge der begrenzten Schubkraft der Trägerraketen ist man jedoch bei zukünftigen Missionen, vor allem bei solchen Flügen, die ganz oder teilweise in den Strahlungsgürteln bzw. außerhalb des Erdmagnetfeldes verlaufen, auf einen vernünftigen Kompromiß zwischen Nutzlast, Strahlenbelastung und den sonstigen, mit dem Flug verbundenen Gefahrenmomenten angewiesen. Aber nicht allein diese praktischen, sondern auch einige sachliche Gründe führen zwangsläufig dazu, für Kosmonauten eigene, und zwar höhere, maximal zulässige Strahlendosen festzulegen. Die von der ICRP empfohlenen Toleranzdosen sind deshalb so niedrig gehalten, weil sie für eine fast

lebenslange Strahlenexposition gelten und mit ihrer Hilfe genetische Schäden weitgehend vermieden werden sollen. Die aktive Zeit der Kosmonauten erstreckt sich dagegen höchstens über ein bis zwei Jahrzehnte, und solange die Anzahl der Astronauten nur einen winzigen Bruchteil der gesamten Erdbevölkerung ausmacht, können die genetischen Strahlenschäden vernachlässigt werden.

Die Strahlenexposition bei Raumflügen soll nach Möglichkeit eine Dosis nicht überschreiten, die als Grenzwert für körperliche Schädigungen angesehen wird. Bei kurzzeitiger Ganzkörperbestrahlung gelten 25 bis 50 rem als Gefährdungsdosis (siehe Tabellen 1 und 2).

In Tabelle 3 sind die von der NASA für einen 14tägigen Mondflug mit dem Apollo-Raumschiff festgelegten höchstzulässigen Dosen für die Strahlenexposition der Astronauten angeführt. Die größte Bedeutung besitzt davon die maximal zulässige akute Einzelexposition im Notfall, d. h. unter diesen Umständen bei Auftreten einer extrem intensiven Sonneneruption.

Die Apollo-Kapsel und das Mondlandegerät LEM wurden von den Herstellerwerken unter Berücksichtigung aller möglichen Strahlungssituationen so ausgelegt, daß diese Dosen nach menschlichem Ermessen nicht überschritten werden.

Wenden wir uns nun den Eigenschaften und der biologischen Wirksamkeit der einzelnen Strahlungsarten zu.

Die galaktische kosmische Strahlung

Die primäre galaktische kosmische Strahlung (PGKS) besteht aus sehr energiereichen Kernen:

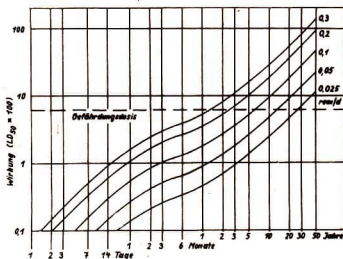
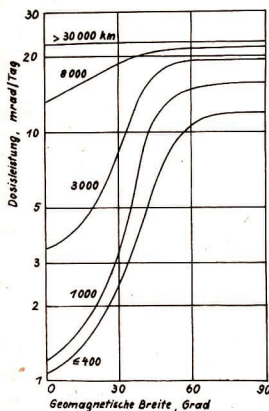
| | | |
|-----------------------------------|-----------------------------------|---------------|
| 85,0 % Protonen | 1,1 % mittlere Kerne | (Z = 6 bis 9) |
| 13,2 % Alphateilchen | 0,4 % schwere Kerne | (Z > 10) |
| 0,2 % leichte Kerne (Z = 3 bis 5) | 0,1 % sehr schwere Kerne (Z > 20) | |

Die mittlere Teilchenenergie beträgt einige GeV. Teilchenfluß (Intensität) und Energiespektrum schwanken in Abhängigkeit von der solaren Aktivität, und zwar nimmt mit zunehmender Sonnenaktivität der Teilchenfluß ab, das Energiespektrum wird härter. Bei maximaler Sonnenaktivität beträgt der integrale Fluß der PGKS etwa 2 Teilchen/cm² · s und in Jahren der ruhigen Sonne etwa 4 Teilchen/cm² · s. Trotz dieser geringen Intensität ist die biologische Wirkung der PGKS infolge des hohen RBW-Wertes beträchtlich (siehe Tabelle 4). Dabei handelt es sich um Ganzkörperbestrahlung, da die Reichweite der durchdringenden Teilchen im Zellgewebe einige Dezimeter bis Meter beträgt.

Nach sowjetischen Angaben [3] beläuft sich die in den Körpern der Kosmonauten und der Abschirmung ausgelöste Sekundärstrahlung auf etwa 50 bis 100 Prozent des Wertes der PGKS. Für die gesamte Strahlenbelastung der Astronauten durch die galaktische kosmische Strahlung kann man daher im interplanetaren Raum durchschnittlich mit 34 bis 45 mrad/d oder 190 bis 250 mrem/d rechnen.

Im Bereich des Erdmagnetfeldes bewirkt die Ablenkung der niederenergetischen Komponenten in Richtung der Pole eine Abnahme der Intensität der PGKS mit sinkender geomagnetischer Breite (siehe Abb. 1, S. 121 und Tabelle 5). Die durch die galaktische kosmische Strahlung bedingte Strahlenbelastung der Kosmonauten beträgt auf in 200 bis 600 km Höhe verlaufenden Bahnen mit 65° Neigung unter Berücksichtigung der Sekundärstrahlung 30 bis 50 mrem pro Tag.

Eine nennenswerte Abschirmung der PGKS erfordert äußerst starke Schutzpanzer (> 20 g/cm²), die mit den gegenwärtigen Nutzlastkapazitäten der Trägerraketen nicht in Einklang zu bringen wären. Wandungen mit 100 g/cm² vermindern die Dosisleistung der PGKS etwa auf die Hälfte.



Links: Die Dosisleistung der primären galaktischen kosmischen Strahlung in Abhängigkeit von der Höhe über der Erdoberfläche und der geomagnetischen Breite (nach 3). Oben: Die Beziehung zwischen Dosisleistung, Expositionszeit und biologischer Strahlenwirkung unter Berücksichtigung der Erholungsfähigkeit des menschlichen Organismus. Die Wirkung 6.25 entspricht derjenigen einer kurzzeitigen Aufnahme von 25 rem (Gefährdungsdosis). Abb. 1 und 2.

Tabelle 1: Wirkung kurzzeitiger Ganzkörperbestrahlung auf den Menschen

Strahlungsdosis Ausmaß der Strahlenschäden
rem

| | |
|---------|--|
| 25 | Gefährdungsdosis, erste klinisch manifeste Schäden |
| 50—100 | einige Prozent der exponierten Personen werden strahlenkrank |
| 150—200 | etwa 50 % der exponierten Personen werden strahlenkrank |
| 200—300 | 100 % der exponierten Personen werden strahlenkrank |

Tabelle 2: Anteil der Todesfälle nach kurzzeitiger Ganzkörperbestrahlung des Menschen (ohne therapeutische Maßnahmen)

| Dosis (rem) | Todesfälle (%) | Dosis (rem) | Todesfälle (%) |
|-------------|----------------|-------------|----------------|
| 100 | 0 | 500 | 85 |
| 200 | 5 | 600 | 95 |
| 300 | 15 | 700 | fast 100 |
| 400 | 50 | | |

Tabelle 3: Maximal zulässige Strahlungsdosen während eines 14tägigen Apollo-Mondfluges (nach 1)

| Kritisches Organ | Maximal zulässige integrierte Dosis rem | RBW rem/rad | Durchschnittliche jährliche Dosis rad | Maximal zulässige akute Einzeldosis im Notfall rem |
|-------------------------|---|-------------|---------------------------------------|--|
| Haut des ganzen Körpers | 1600 | 1,4 | 250 | 700 |
| Blutbildende Organe | 270 | 1,0 | 50 | 200 |
| Füße, Knöchel und Hände | 4000 | 1,4 | 550 | 980 |
| Augen | 270 | 2,0 | 27 | 200 |

Tabelle 4: Durchschnittliche Dosisleistungen für verschiedene Komponenten der primären galaktischen kosmischen Strahlung (nach 3)

| Tagesdosen | p | α | Kerngruppen
mittlere
Kerne | schwere
Kerne | sehr schwere
Kerne | PGKS |
|------------|-----|----------|----------------------------------|------------------|-----------------------|-------|
| mrads/d | 6,2 | 3,7 | 3,4 | 5,0 | 4,1 | 22,4 |
| mrem/d | 6,2 | 3,7 | 11,1 | 34,0 | 72,6 | 127,6 |
| RBW | 1 | 1 | 3,3 | 6,8 | 17,7 | 5,7 |

Tabelle 5: Dosisleistungen der primären galaktischen kosmischen Strahlung im erdnahen Raum bei Abschirmung durch 0 bis 5 g/cm² in mrem/d (nach 3)

| Bahnneigung
Grad | Höhe über der Erdoberfläche (km) | | | | | |
|---------------------|----------------------------------|-------|-----------|-------|-------------|-------------|
| | 200–600 | | 1000–1500 | | 2500–3500 | 7000–8000 |
| 0 | 5,0 | (1,2) | 5,5 | (1,4) | 15,2 (12,0) | 59,6 (14,5) |
| 45 | 12,7 | (3,1) | 20,8 | (5,1) | 38,5 (30,3) | 73,7 (18,0) |
| 65 | 22,8 | (5,6) | 33,3 | (8,1) | 51,0 (40,1) | 77,9 (19,0) |
| 90 | 27,3 | (6,7) | 37,4 | (9,1) | 54,1 (42,6) | 78,7 (19,3) |

Bemerkung: In Klammern Dosisleistung in mrad/d

Tabelle 6: Interplanetare Reisezeiten auf Bahnen minimalen Energieaufwands (nach 4 und 5)

| | | | |
|----------------|-----------|---------------|------------|
| Erde – Merkur | 105 Tage | Erde – Saturn | 6,05 Jahre |
| Erde – Venus | 146 Tage | Erde – Uranus | 16,1 Jahre |
| Erde – Mars | 259 Tage | Erde – Neptun | 39,8 Jahre |
| Erde – Jupiter | 2,7 Jahre | Erde – Pluto | 45,6 Jahre |

Rundreisen:

| | |
|--|-----------|
| Erde – Marsbahnberührung – Venusbahnkreuzung – Erde | 1,5 Jahre |
| Erde – Marsbahnkreuzung – Venusbahnkreuzung – Merkurbahnberührung – Erde | 1,5 Jahre |
| Erde – Venusumkreisung – Erde | 2,1 Jahre |
| Erde – Marsumkreisung – Erde | 2,7 Jahre |
| Erde – Jupiterumkreisung – Erde | 6,0 Jahre |

Im interplanetaren Raum, außerhalb der Strahlungsgürtel, stellt die galaktische kosmische Strahlung den normalen Strahlungspegel dar, der nur zuweilen für einige Tage durch solare Protonenschauer stark erhöht wird. Dieser normale Strahlungspegel stellt für kurzdauernde Raumflüge, einschließlich eines Fluges zum Mond und zurück, mit Sicherheit kein Problem dar, weil die geringe Dosisleistung für eine Gefährdung der Kosmonauten nicht ausreicht.

Wie verhält es sich aber bei langdauernden Interplanetarflügen? Die Reisezeiten für derartige Flüge auf Hohmannbahnen sind aus Tabelle 6 ersichtlich. Sie bewegen sich zwischen einigen Monaten und einigen Jahren.

Würden sich die biologischen Wirkungen der täglichen Dosen von 0,2 rem einfach addieren, so hätten die Kosmonauten bereits nach einer Flugzeit von 75 Tagen die Gefährdungsdosis (25 rem) aufgenommen. Noch ehe ein Raumschiff z.B. den Planeten Jupiter erreicht hätte, wäre fast die gesamte Besatzung strahlenkrank, allein auf Grund der Exposition gegenüber der galaktischen kosmischen Strahlung, von der solaren kosmischen Strahlung ganz zu schweigen. Selbst Raumschiffe für Venus- oder Marsmissionen müßten unter diesen Umständen mit meterdicken Schutzpanzern ausgerüstet werden.

Einige Wissenschaftler (2,6) nehmen jedoch an, daß der menschliche Organismus etwa 90 Prozent der Wirkung einer subletalen Strahlungsdosis im Laufe der Zeit abzubauen vermag, während die restlichen 10 Prozent als irreparabler Schaden zurückbleiben. Nach ihren Angaben werden täglich etwa 2,5 Prozent des reversiblen Anteils der Strahlenwirkung durch Erholung gelöscht. Rudloff [6] leitete für die Gesamtwirkung bei Dauerbestrahlung mit konstanter Dosisleistung folgende Gleichung ab:

$$W = A \cdot \gamma \left[\frac{1-\alpha}{\beta} (1 - e^{-\beta \cdot t}) + \alpha \cdot t \right]$$

wobei

$$A = \frac{100}{LD_{50}} = 0,25$$

$$\alpha = \text{irreversibler Wirkungsteil} = 0,1$$

$$\beta = \text{Maß für Erholungsrate} = 0,025/\text{d}$$

$$\gamma = \text{Dosisleistung [rem/d]}$$

$$t = \text{Zeit [d]}$$

Unter Berücksichtigung dieser Erholungsfähigkeit des menschlichen Körpers ergeben sich für die Durchführung langdauernder Raumflüge wesentlich günstigere Perspektiven.

In Abb. 2, S. 121 sind die Strahlungswirkungen für verschiedene Dosisleistungen in Abhängigkeit von der Einwirkungszeit (Flugdauer) dargestellt. Betrachten wir darin eine Strahlungswirkung, die der einer kurzzeitig aufgenommenen Dosis von 25 rem (Gefährdungsdosis) entspricht, so wird diese bei einer Dosisleistung von 0,2 rem/d erst nach einer Flugdauer von etwa 2,5 Jahren (gegenüber 2,5 Monaten bei einfacher Summierung der täglich aufgenommenen Dosen) erreicht. Nehmen wir als Toleranzgrenze 50 rem, so stellt sich eine vergleichbare Wirkung sogar erst nach etwa 6,5 Jahren ein.

Abschirmungen mit 100, 200 bzw. 300 g/cm² setzen die Dosisleistungen im Inneren der Raumschiffe auf etwa 0,1, 0,05 bzw. 0,025 rem/d herab. Mit Hilfe derartiger Schutzpanzer wären auch die entfernten Planeten des Sonnensystems erreichbar.

Interplanetare Raumflüge werden jedoch erst in etwa 15 bis 25 Jahren technisch möglich sein, und man wird bis dahin gewiß Mittel und Methoden finden, um die Strahlenexposition der Kosmonauten auf ein Mindestmaß herabzusetzen. Wie bereits angeführt, entsteht für die aktuellen Raumflugaufgaben aus der galaktischen kosmischen Strahlung kein Strahlenschutzproblem. Hierbei sind es vielmehr die solare kosmische Strahlung und die Strahlungsgürtel der Erde, die unter Umständen eine ernsthafte Gefährdung für die zukünftigen Kosmonauten darstellen.

Literatur:

1. Billingham, J., „Apollo Dose Limits“, Second Symposium on Protection against Radiations in Space, Gatlinburg, Tenn. 12.–14. Oktober 1964, NASA SP-71, Washington, D. C. 1965, S. 139–41.
2. Grahn, D. u. W. H. Langham, „Methods in the Evaluation of Radiation Hazards in Manned Space Flight“, ebenda S. 59–63.
3. Bobkow, W. G. u. a., „Radiacionnaja bezopasnost' pri kosmicheskich poletach“, Moskau 1964.
4. Hohmann, W., „Die Erreichbarkeit der Himmelskörper“, 1925.
5. Gatland, K. W., „Astronautics in the sixties“, London 1962.
6. Rudloff, A., „Zum Problem der höchstzulässigen Strahlenbelastung unter Notstandsbedingungen“, Zivilschutz 30 (1966), S. 25–29.

Ergebnisse der funktechnischen Beobachtung sowjetischer Erdsatelliten mit 65° und 51° Bahnneigung von Oktober 1964 bis November 1965

KARL-HEINZ NEUMANN

Fortsetzung und Schluß.

Kosmos 79, Startdatum 25. August 1965, Lebensdauer 8 Tage, Ende der Erdumkreisung 2. September 1965

In der TASS-Mitteilung werden für die anfänglichen Bahnwerte folgende Größen angegeben:

| | |
|-------------------------|----------------------|
| Umlaufzeit p | = 90 ^m ,0 |
| Bahnneigung i | = 64°54' |
| Perigäum h _p | = 211 km |
| Apogäum h _a | = 359 km |

„Flight“ gibt als anfängliche Umlaufzeit für diesen Satelliten 89^m,94 an. Die Funkbeobachtungen deuten darauf hin, daß der von TASS gegebene Wert der Umlaufzeit wahrscheinlich der richtige ist. Setzt man den Flight-Wert voraus, würde es praktisch keine Abnahme der Umlaufzeit während der Lebensdauer dieses Satelliten gegeben haben.

In Abb. 20 (S. 128) finden wir die aus den Beobachtungen berechneten mittleren Werte der Umlaufzeit. Im Gegensatz zu dem vorher beschriebenen Satelliten konnte Kosmos 79 täglich fünfmal empfangen werden. In Abb. 21 bis 25 (S. 128) sind die geglätteten Kurven der Feldstärke wiedergegeben. Wir finden hier ein recht unterschiedliches Verhalten der Satellitensignale. Der 12,45-Uhr-Durchgang zeigt an allen Beobachtungstagen einen hohen Wert der Feldstärke. Der hier mitunter beobachtete Frequenzumschlag setzte in jedem Fall vor dem ersten Maximum ein. Beim 14.15-Uhr-Durchgang finden wir dagegen unterschiedliche Verhältnisse.

Während am 27. August 1965 eine hohe Feldstärke beobachtet werden konnte, waren die entsprechenden Durchgänge am 30. und 31. August 1965 bedeutend schwächer, während am 1. September 1965 der schon des öfteren beobachtete Effekt auftrat, daß nach dem Erreichen des Maximums die Feldstärke sehr stark abfiel, sogar kurzzeitig zur Unhörbarkeit der Signale führte, um dann wieder steil anzusteigen, wobei der weitere Verlauf normal blieb. Beim 15.50-Uhr-Durchgang konnten am 1. September 1965 die Signale nicht mehr empfangen werden. Bei den zeitlich davor liegenden beiden Durchgängen dieses Tages traten unterschiedliche Verhältnisse auf. Während am 27. August 1965 die Signale nur mit Unterbrechungen empfangen werden konnten (11.10-Uhr-Durchgang), trat am 30. August 1965 ein Empfang mit einem sehr hohen Maximum der Intensität auf. Auch die am 1. September 1965 gewonnenen Aufnahmen bei diesem Durchgang zeigten zwei sehr ausgeprägte Maxima. Der 9.40-Uhr-Durchgang dagegen war an allen Tagen, an denen beobachtet wurde, keineswegs besonders intensiv.

Wie aus den Feldstärkekurven zu ersehen ist, sind die aus den insgesamt 20 funktechnischen Beobachtungen von Kosmos 79 abgeleiteten Werte der mittleren Umlaufzeit doch recht unsicher.

Kosmos 85, Startdatum 9. September 1965, Lebensdauer 8 Tage, Ende der Erdumkreisung 17. September 1965

Nach TASS hatte der Satellit eine anfängliche Umlaufbahn mit den folgenden Parametern:

| | | |
|-----------------|---|------------|
| Umlaufzeit p | = | $89^m,6$ |
| Bahnneigung i | = | 65° |
| Perigäum h_p | = | 212 km |
| Apogäum h_a | = | 319 km |

Von Kosmos 85 standen insgesamt 11 funktechnische Beobachtungen für die Auswertung zur Verfügung. Diese Beobachtungen sind an 5 verschiedenen Tagen gewonnen worden. Feldstärkemessungen liegen von dem gegen 11.30-Uhr-Durchgang vor. Abb. 26 (S. 113) zeigt die erhaltenen Werte. Während am 10. und am 13. September 1965 die Intensität der Signale relativ gering war und auch zeitlich der beobachtete Durchgang relativ kurz, traten am 14. und 15. September 1965 wieder bedeutend stärker registrierbare Durchgänge auf. Leider konnte am 16. September 1965 der Beginn der Hörbarkeit nicht erfaßt werden, da die Beobachtungen zu spät einsetzten. Der für den 15. auf den 16. September 1965 erhaltene Wert stammt vom 12.30-Uhr-Durchgang und ist relativ unsicher. In Abb. 27 (S. 128) finden wir eine mittlere Kurve für die Abnahme der Umlaufzeit dieses Satelliten. Auch hier ist es augenscheinlich, daß der von Flight gegebene Wert ($89^m,53$) nicht dem realen anfänglichen Wert entsprochen haben kann.

Kosmos 91, Startdatum 23. September 1965, Lebensdauer 8 Tage, Ende der Erdumkreisung 30. September 1965

TASS gab als anfängliche Werte der Bahn folgende Größen an:

| | | |
|-----------------|---|------------|
| Umlaufzeit p | = | $89^m,8$ |
| Bahnneigung i | = | 65° |
| Perigäum h_p | = | 212 km |
| Apogäum h_a | = | 342 km |

Von Kosmos 91 lagen 17 funktechnische Beobachtungen zur Auswertung vor. Zusätzlich waren an zwei Tagen optische Beobachtungen möglich, die hier mit einbezogen wurden. In den berechneten Werten der mittleren Umlaufzeit, dargestellt in Abb. 28 (S. 128), ist der auf Grund der optischen Beobachtung berechnete Wert durch ein von einem Rechteck umrahmten Punkt dargestellt. Damit ergab sich hier zum ersten Mal exakt die Möglichkeit, funktechnische Ergebnisse mit den bedeutend genaueren optischen Beobachtungen zu vergleichen. Die Übereinstimmung ist relativ gut.

Kosmos 91 ist außerdem der Satellit, bei dem die aus den Maxima der Funkbeobachtung errechneten mittleren Werte der Umlaufzeit nur sehr geringe Abweichungen von der mittleren Kurve ergeben. Man könnte zu der Schlußfolgerung kommen, daß während der Erdumkreisung von Kosmos 91 relativ ruhige ionosphärische Verhältnisse geherrscht haben. Auch die erhaltenen Kurven der Feldstärke deuten darauf hin. In Abb. 29 (S. 128) und 30 (S. 127) sind die erhaltenen Meßwerte dargestellt. Vor allem der 13-Uhr-Durchgang zeigt, abgesehen vom letzten Beobachtungstag, dem 30. September 1965, keinerlei besondere Abnormitäten im Feldstärkeverlauf. Auch beim 11.30-Uhr-Durchgang haben wir ähnliche Verhältnisse, allerdings sind hier die Abweichungen größer. Während am 25. September 1965 zwei deutlich ausgeprägte Maxima festzustellen sind, am 27. September 1965 fünf dicht nebeneinander liegende Maxima auftreten und am 28. September 1965 drei deutlich

ausgeprägte Maxima zu beobachten waren, zeigte der 29./30. September 1965 jeweils ein eindeutiges Maximum der Empfangsfeldstärke.

Kosmos 91 mag ein Beispiel dafür sein, daß es bei normalen ionosphärischen Verhältnissen durchaus möglich ist, allein aus Messungen der Empfangsfeldstärke die Änderung der Umlaufzeit eines Satelliten zu bestimmen.

Kosmos 92, Startdatum 16. Oktober 1965, Lebensdauer 8 Tage, Ende der Erdumkreisung 23. Oktober 1965

In der TASS-Meldung über den Start dieses Satelliten sind die folgenden Bahnelemente angegeben worden:

| | |
|-----------------|----------------------|
| Umlaufzeit p | = 89 ^m ,9 |
| Bahnneigung i | = 65° |
| Perigäum h_p | = 212 km |
| Apogäum h_a | = 353 km |

Bei diesem Satelliten liegen nur 8 Beobachtungen während der letzten drei Tage seines Erdumflugs vor. Die gezeichnete Kurve (Abb. 31, S. 127) der Abnahme der Umlaufzeit hat wegen der Vorlage von nur zwei berechneten Werten lediglich hypothetischen Charakter.

Kosmos 94, Startdatum 28. Oktober 1965, Lebensdauer 8 Tage, Ende der Erdumkreisung 5. November 1965

Die sowjetische Nachrichtenagentur TASS gibt als anfängliche Werte der Umlaufzeit für den Satelliten Kosmos 94 folgende Größen an:

| | |
|-----------------|----------------------|
| Umlaufzeit p | = 89 ^m ,3 |
| Bahnneigung i | = 65° |
| Perigäum h_p | = 211 km |
| Apogäum h_a | = 293 km |

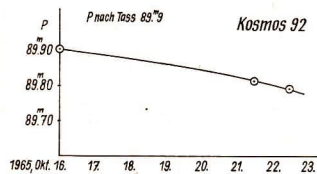
Von diesem Satelliten liegen insgesamt 10 Beobachtungen aus sechs verschiedenen Tagen vor. Abb. 32 (S. 127) gibt die aus den Funkbeobachtungen berechneten mittleren Umlaufzeiten wieder. Im Gegensatz zu Kosmos 91 treten hier wiederum Abweichungen auf. Die ionosphärischen Verhältnisse müßten demnach gegenüber der Zeit des Erdumflugs von Kosmos 91 wieder etwas unruhiger gewesen sein.

Schlußbemerkungen

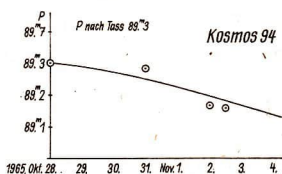
Bei einfachen Beobachtungen, wie sie an der Beobachtungsstation der DAG und der „Jungen Welt“ gemacht worden sind, d. h. also lediglich zeitliche Festlegung des Beginns und des Endes der Hörbarkeit, Bestimmung der Maxima bzw. später Bestimmung der Empfangsfeldstärke der Signale, ist es nicht möglich, mit annehmbarer Sicherheit die Änderung der Umlaufzeit abzuleiten. Um dies deutlich zu machen, zeigen wir in Abb. 33 (S. 127) die während 7,5 Tagen bestimmte Änderung der Umlaufzeit in Abhängigkeit von der ursprünglichen Umlaufzeit. Dabei wurden die Satelliten in eine willkürliche Skala (gut, mittel, schlecht) eingestuft. Schlecht sind Satelliten, bei denen in der Kurve der mittleren Umlaufzeiten die Punkte eine sehr starke Streuung aufweisen. Als mittel gelten jene, bei denen die Streuung weniger groß ist. Gut sind nur Kosmos 85 und 91, bei denen die Abweichungen sehr gering sind. Wie zu erwarten, zeigen die „schlechten“ Satelliten die stärksten Abweichungen. Trotz starker Abweichungen der Punkte ist zu erkennen, daß mit Zunahme der Umlaufzeit ein Absinken der während 7,5 Tagen aufgetretenen Periodenänderung eintritt.

Wegen der großen Streuung der Werte in dieser Darstellung ist es nicht möglich, daraus Schlußfolgerungen über unterschiedliche Luftdichteverhältnisse in den Zeiträumen zu ziehen, in denen diese Satelliten die Erde umkreisten. Da die Beobachtungen in einen Zeitraum fallen, in dem die Sonnenaktivität nahezu im Minimum war, müssen auch die Luftdichteänderungen im Beobachtungszeitraum relativ klein gewesen sein. Das gilt auch für die ionosphärischen Einflüsse auf die Funksignale. Bei der nunmehr auftretenden Zunahme der

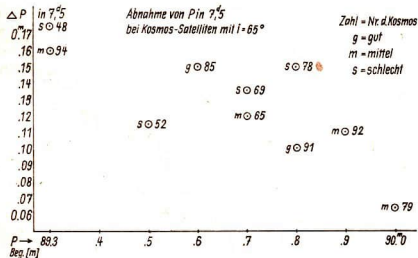
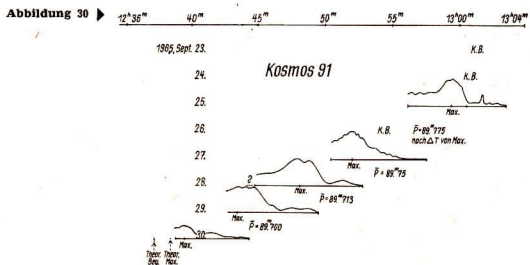
Sonnenaktivität wird es immer schwieriger werden, aus den auf die beschriebene Art ausgeführten Beobachtungen Rückschlüsse auf Luftdichteänderungen zu ziehen. Ionosphärische Effekte machen sich dagegen bei den Feldstärkebeobachtungen sehr stark bemerkbar. Will man auch diese sicher erfassen, ist es notwendig, exakte Bahnvermessungen auszuführen. Derartige Beobachtungen sind deshalb nur dann sinnvoll, wenn es gelingt, auf dem Wege über die Doppelverschiebung exaktere Meßwerte über die Bahnänderungen der Satelliten zu erhalten.



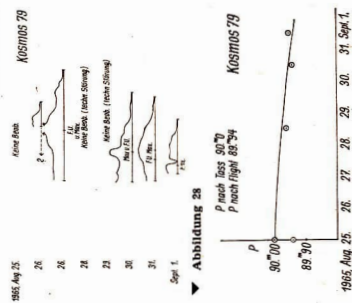
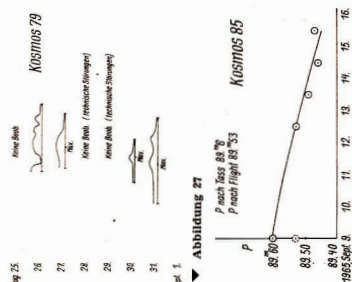
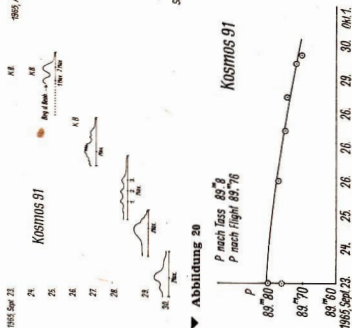
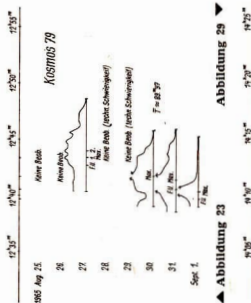
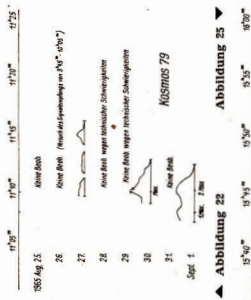
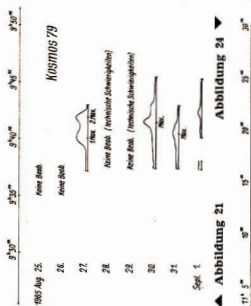
▲ Abbildung 31



▲ Abbildung 32



◀ Abbildung 33



Buchbesprechungen

Elektronisches Jahrbuch für den Funkamateure 1966

Die Entwicklung von Wissenschaft und Technik in den letzten Jahrzehnten hat Berührungspunkte zwischen Wissensgebieten geschaffen, die vormals nur wenig verband. So ist die Elektronik heute nicht nur wegen ihrer Bedeutung in der Raumflugtechnik, sondern auch wegen der modernen Forschungsmethoden und -instrumente, die sie schuf, ein für Astronomen und Sternfreunde hochaktuelles Gebiet. Für die Literaturarbeit ergibt sich daraus für Fachmann und Amateur die durchaus nicht bequeme Notwendigkeit, außer der Literatur des eigenen Fach- oder Interessengebietes auch die anderer Gebiete zu sichten, denn nicht selten enthält sie Beiträge, die das eigene Gebiet betreffen. Das gilt sowohl für die Ebene wissenschaftlicher, als auch für die der populärwissenschaftlichen Literatur.

So enthält auch das „Elektronische Jahrbuch“, eine speziell für Funkamateure bestimmte Publikation, eine Reihe von Beiträgen aus den Bereichen Astronomie und Raumfahrt, die die Anschaffung dieses Buches zumindest für die Bibliotheken der Volks- und Schulsternwarten lohnen, zumal der Preis relativ günstig ist. Diese Beiträge sind im einzelnen:

H. J. Fischer: Signale aus dem Weltraum

H. Peuker: Der Mond als Reflektor für Funkwellen

K. K. Streng: Transkontinentales Fernsehen über Synchronsatelliten

O. Morgenroth: Radioastronomie

H. Lange: IQSY = Internationales Jahr der ruhigen Sonne

Von allgemeinem Interesse dürften ferner die Beiträge „Fortschritte auf dem Lasergebiet“ und „Kernfusion = Energiequelle der Zukunft“ sein. Das Jahrbuch enthält auch ein Kalendarium, in dem u. a. auf die wichtigsten astronautischen „Jubiläen“ hingewiesen wird.

Die Beiträge sind allgemeinverständlich und z. T. relativ anspruchslos. Die Aufmachung des Buches ist bescheiden und kann nicht mit der vergleichbarer Produkte anderer Fachgebiete mithalten. Vom Standpunkt jenes Leserkreises aus betrachtet, für den es eigentlich bestimmt wurde, ist der Inhalt jedoch erfreulich vielseitig.

H. D. NAUMANN

Elektronisches Jahrbuch für den Funkamateure 1966. Herausgeber: K. H. Schubert. Deutscher Militärverlag Berlin 1965. 388 Seiten, zahlreiche Bilder, 7,80 MDN.

Flieger-Jahrbuch 1966

Das im 9. Jahrgang erscheinende Fliegerjahrbuch bildet – wie frühere Jahrgänge – eine reiche Fundgrube für den Luft- und Raumfahrtinteressenten. Entsprechend seinem Titel widmet es sich vorwiegend der Luftfahrt, die Raumfahrt ist mit drei wertvollen Beiträgen beteiligt. Prof. A. Blagonrawow gibt in dem Beitrag „Die sowjetischen Weltraumforschungen“ einen gedrängten Überblick über das sowjetische Raumfahrtgeschehen. Von besonderem Interesse sind dabei einige im deutschsprachigen Schrifttum noch nicht publizierte Ergebnisse sowjetischer Satellitenflüge, z. B. der Kosmos-Serie. Der Beitrag „Raumflugmedizinische Probleme“ von Dr. S. Jähne befaßt sich vorwiegend mit technischen und telemetrischen Problemen der Bioastronautik. Ebenso wie dieser hat auch der dritte astronautische Beitrag über „Elektrische Raumfahrtantriebe“ von H. Mielke Übersichtscharakter. In dieser Arbeit wird ein Überblick gegeben über die Grundlagen sowie den gegenwärtigen Stand der elektrischen Triebwerke.

Hervorzuheben ist der ausgezeichnete Druck des Buches, der der äußeren Aufmachung angemessen ist, sowie die sehr gute Bebilderung der Beiträge. Für künftige Jahrgänge wünschenswert wäre eine Angleichung des Umfangs des Raumfahrtteiles an den Luftfahrtteil, dies umso mehr, als es in der DDR noch kein Raumfahrtbuch gibt. Gleiches gilt für die Aktualität der astronautischen Beiträge, die erhöht werden müßte, wenn das Buch seinem Untertitel, „Eine internationale Umschau der Luft- und Raumfahrt“ gerecht werden will. So wäre die Aufnahme einer möglichst bebilderten Übersicht über die Satellitenstarts im „Redaktionsjahr“ unbedingt zu empfehlen. Auch eine kurze Bibliografie der im gleichen Zeitraum erschienenen Neuheiten auf dem DDR-Büchermarkt wäre empfehlenswert.

Diese kurzen Hinweise sollen jedoch in keiner Weise den Wert dieses Buches, dem eine weite Verbreitung zu wünschen ist, mindern.

H. D. NAUMANN

Flieger-Jahrbuch 1966. Herausgegeben von H. A. F. Schmidt. Transpreß VEB Verlag für Verkehrswesen, Berlin, 168 Seiten, 15 MDN.

31052
Astronomie und Raumfahrt
Horn-125 5/3
Maximilianstr. 10



Astronomie und Raumfahrt

Neckarstr. 10

Hellweg

H. 31052

5/B

1966 5

Inhalt:

| | |
|---|-----|
| Mikroorganismen von fremden Sternen? Ein Kapitel „Weltraumbiologie“ für den Sternfreund · Dipl.-Ing. <i>H. D. Naumann</i> | 129 |
|---|-----|

| | |
|---|-----|
| Das Stefan-Boltzmannsche Gesetz — ein Grundgesetz der Astrophysik
<i>Ernst Wenzl</i> | 133 |
|---|-----|

Aus der Arbeit der Fachgruppen Astronomie des Deutschen Kulturbundes

| | |
|--|-----|
| Beobachtung der Sonnenfinsternis vom 20. Mai 1966 in Dresden
<i>Ing. H.-J. Blasberg</i> | 142 |
|--|-----|

| | |
|--|-----|
| Teleskop der Deutsch-Sowjetischen Freundschaft · <i>Ing. Alfred Jensch</i> | 146 |
|--|-----|

| | |
|--|-----|
| Vom Nutzen der Raumfahrt · <i>Herbert Pfaffe</i> | 149 |
|--|-----|

| | |
|--|-----|
| Der Gemini-Antriebstornister | 149 |
|--|-----|

Amateure beobachten und berichten

| | |
|--|-----|
| Veränderlicher Stern ohne Lichtwechsel · <i>Herbert Pfaffe</i> | 150 |
|--|-----|

| | |
|---|-----|
| Die Sonnenfleckentätigkeit im 2. Vierteljahr 1966 | 150 |
|---|-----|

| | |
|--|-----|
| Tätigkeitsbericht 1965 der Privatsternwarte Pulsnitz · <i>Johannes Classen</i> . . . | 151 |
|--|-----|

Mitteilungen der Deutschen Astronautischen Gesellschaft

| | |
|--|-----|
| Probleme des Raumfluges im Erde-Mond-Bereich · <i>Dr. Erhard Hantzsche</i> . . | 152 |
|--|-----|

| | |
|--------------------------------------|-----|
| Voyager-Einsatz verschoben | 158 |
|--------------------------------------|-----|

| | |
|--|-----|
| USA-Raumfahrtbudget 1967 · <i>Hans-K. Remane</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. *Lambrecht*, *Heinz Mielke*, Dr. *H. Oleak*, Prof. *E. Penzel*, Dr.-Ing. *F. Rühle*, Prof. *D. Wattenberg*, Prof. *Dr. Wempe*

Redaktion: 102 Berlin 2, Liebknechtstr. 31, Fernsprecher: 51 53 84/85. „Astronomie und Raumfahrt“ erscheint 1966 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.), Gelststraße 22

Mikroorganismen von fremden Sternen?

Dipl.-Ing. H. D. NAUMANN

Die Möglichkeit der Verschleppung irdischer Mikroorganismen zu fremden Himmelskörpern oder außerirdischer Mikroben zur Erde ist in der Vergangenheit oft Gegenstand utopischer und phantastischer Darstellungen gewesen. Daß in diesen Werken und auch in der populären Literatur das Problem meist im Zusammenhang mit der „Weltraumfahrt“ dargestellt wurde – und das auch schon lange, bevor die ersten Raumsonden Realität wurden – könnte zu der Meinung verleiten, daß es überhaupt erst durch die Raumfahrt akut geworden sei. Dem ist jedoch nicht so. Schon viele Jahrzehnte vor dem Start des ersten Raumflugkörpers tauchten in der wissenschaftlichen Literatur Hypothesen auf, die das Eindringen extraterrestrischer Organismen zur Erde zum Gegenstand hatten. Viele der darin geäußerten Gedanken stellen auch heute noch Mittelpunkt wissenschaftlicher Untersuchungen dar, weil die Menschheit mit peinlicher Gründlichkeit jedem Gedanken nachzugehen bemüht ist, der ihr die Möglichkeit des Nachweises der Existenz organischer Materie außerhalb der Erde auch nur in Aussicht stellt. Andererseits aber können auch die Gefahren nicht übersehen werden, die das Verschleppen von Mikroben eines Weltkörpers zu einem anderen für die dort (eventuell) vorhandene belebte Welt mit sich bringt.

Die Hypothese des Svante Arrhenius

Im Jahre 1907 wurde von dem schwedischen Naturforscher und Chemiker Svante Arrhenius die vage Vermutung geäußert, daß das irdische Leben durch Übertragung von Mikroorganismen von fremden Himmelskörpern verursacht worden sei. Arrhenius glaubte, daß derartige Kleinstorganismen, z. B. in Form von Sporen, in der Lage sein müßten, die im Weltraum herrschenden Bedingungen in unbeschränktem Maße zu überstehen und deshalb von Planet zu Planet zu gelangen, ja sogar interstellare Entfernungen zu überbrücken. „Antriebskraft“ für diese „Mikroben-Weltraumflüge“ sollte der Strahlungsdruck sein. Einige der Organismen könnten auf andere Himmelskörper auftreffen und sich beim Vorfinden von Lebensbedingungen weiterentwickeln.

Vor etwa fünf Jahren ist diese Hypothese von dem Amerikaner C. Sagan (California-Universität) neu aufgegriffen und im Lichte neuerer Erkenntnisse von Astronomie und Astrophysik geprüft worden.

Sagan kommt zu der Schlußfolgerung, daß es sehr unwahrscheinlich ist, daß fremde Mikroorganismen zur Erde gelangen könnten. In unserem Sonnensystem wäre lebende Materie extraterrestrischen Ursprungs am ehesten auf den sonnenfernen Planeten vorzufinden.

Sagan geht davon aus, daß Mikroorganismen auf Grund elektrostatischer Kräfte von einem zu einem dem sonnengleichen Zentralgestirn angehörenden Planeten abgestoßen werden. Der Strahlungsdruck eines solchen Zentralgestirns könnte Mikroben mit Größen zwischen 0,2 und 0,6 μm in den Raum treiben. Größen, die z. B. Viren sowie Sporen verschiedener Pilze und Bakterien aufweisen. Größere oder kleinere Körper kommen deshalb nicht in Frage, weil die Gravitationskraft des Sterns auf sie einen größeren Einfluß ausübt als sein Strahlungsdruck.

Unter gewissen Voraussetzungen bezüglich der Dichte und der optischen Eigenschaften der Organismen errechnete Sagan, daß eine die Erde verlassende Spore

innerhalb weniger Wochen zum Mars gelangen kann. Bis zum Neptun würde sie einige Jahre benötigen, bis zum nächsten Fixstern etwa 10 000 Jahre und zum Durchqueren des gesamten Milchstraßensystems mehrere 10^8 Jahre.

Diese Zeitmaßstäbe werfen natürlich die Frage auf, ob dann der Organismus überhaupt noch lebensfähig ist, was u. a. von der Intensität der UV-Strahlen mit Wellenlängen unterhalb 3000 Å abhängig ist. Im Bereich der inneren Planeten unseres Sonnensystems ist sie im freien Raum so stark, daß eine Spore längst abgetötet wäre, wenn sie in Marsnähe ankäme. Erst im Bereich der äußeren Planeten ist die solare UV-Strahlung soweit abgeschwächt, daß ein Mikrobenaustausch zwischen den Planeten (z. B. Uranus und Neptun) möglich wäre.

Sagan schätzt ferner ab, welche Sterntypen für ein Ausstoßen von Mikroorganismen in Frage kommen. Bei kleinen Sternmassen ist der Strahlungsdruck zu gering, bei Sternen größerer Masse tritt eine zu starke UV-Strahlung auf, die eine schnelle Abtötung bedingen würde. (Aus diesem Grunde werden Sterne der Spektralklassen A 0 bis G 5 als optimal angesehen.

Die Untersuchungen lassen den Schluß zu, daß die Erde gegenwärtig wegen der hohen UV-Strahlung der Sonne nicht von fremden Mikroorganismen erreicht werden kann. Eine solche Möglichkeit könnte nur zu Zeiten bestanden haben, als die solare UV-Strahlung um ein Vielfaches geringer war als heute. Aber auch dann muß das Auftreffen einer Mikrobe auf die Erde (und auch andere Planeten) als ein unwahrscheinliches Ereignis angesehen werden. Rein geometrische Betrachtungen zeigen nämlich, daß jeder der etwa 10^{11} im Milchstraßensystem angenommen Planeten während der ersten Milliarde Jahre Erdgeschichte etwa 1 Tonne Mikroorganismen hätte auswerfen müssen, wenn nur eines auf die Erde hätte treffen sollen.

Mikroben an Meteoriten?

Sehr naheliegend ist die Suche nach Organismen fremder Herkunft an Meteoriten, den einzigen extraterrestrischen Objekten, die einer unmittelbaren Untersuchung durch den Menschen zugänglich sind. Auf die Möglichkeit, an solchen Objekten lebende Mikroben von fremden Gestirnen zu finden, wurde bereits von Helmholtz, Kelvin und Pasteur hingewiesen. Pasteur war auch der erste, der meteoritische Materie in dieser Hinsicht experimentell untersuchte. Mit Hilfe einer von ihm konstruierten Spezialapparatur entnahm er aus einem 1864 in Orgueil niedergegangenen kohlenstoffhaltigen Meteoriten Materie und untersuchte sie. Pasteur konnte jedoch keinerlei Mikroben entdecken.

Obwohl die mikrobiologische Untersuchung von Meteoriten auch heute noch (oder gerade heute wieder) eine bedeutende Forschungsmethode der Exobiologie darstellt, blieben bis jetzt jegliche Erfolge aus. Es darf nicht übersehen werden, daß diese Untersuchungen sehr schwierig sind. Meteoriten lagern nach ihrem Auftreffen auf die Erdoberfläche eine mehr oder weniger lange Zeit. In dieser Zeit dringen irdische Mikroben mit der Bodenfeuchtigkeit in das Gestein ein. Während dann die auf der Meteoritenoberfläche anhaftende Mikroben irdischen Ursprungs durch antiseptische Säuberung und Trocknung meist wieder entfernt werden können, bleiben die ins Gesteinsinnere vorgedrungenen Kleinstorganismen bei diesen Prozessen erhalten. Die oft nach dem Zerreiben von Meteoriten festgestellten Bakterien erwiesen sich deshalb bisher immer als irdische Organismen. In neuerer Zeit wurden von Wissenschaftlern des Mikrobiologischen Institutes der Akademie der Wissenschaften der UdSSR zu diesem Fragenkomplex interessante Untersuchungen durchgeführt. Verschiedene Gesteinsproben wurden verschiedenen Bodenstrukturen ausgesetzt. Dabei zeigte sich, daß die in feuchten Böden gelagerten Steine, die vor-

her steril gemacht wurden, von Mikroorganismen bewohnt waren, während die in polaren und wüstenhaften Gegenden gelagerten Proben keine Spuren von Mikroben zeigten. Daraus wird geschlußfolgert, daß sich künftig mikrobiologische Analysen auf solche Meteoriten beschränken können, die in polaren oder wüstenhaften Gegenden niedergehen.

In den letzten Jahren ist verschiedentlich versucht worden, diese mikrobiologischen Analysen auch auf Gesteins- und Bodenproben aus arktischen Gebieten auszudehnen. Man hoffte, dabei Mikroben zu finden, die sich Millionen Jahre im anabiotischen Zustand erhalten haben. Aber auch diese Bemühungen blieben bisher ohne Erfolg.

Die Entdeckung des Dr. Hahn

Die Suche nach organischen Spuren an und in Meteoriten hat noch einen anderen Weg eingeschlagen. Vor etwa 80 Jahren erschien in Tübingen ein Buch, das den Titel „Die Meteorite und ihre Organismen“ trug. Der Verfasser war der Reutlinger Jurist Dr. Hahn, in seiner Freizeit Mineralogie- und Mikroskopieliebhaber, der auch eine beachtliche Sammlung wertvoller Meteoritenschliffe besaß. In seinem Buch nun behauptete Hahn, in den Meteoritenschliffen unter dem Mikroskop die Reste winziger Tierchen, wie Schwämme und Korallen entdeckt zu haben. Er glaubte, darin die Tierwelt eines Gestirns gefunden zu haben, das „auf unsere Erde herabfiel und uns Kunde brachte von kleinsten Wesen aus fernsten Räumen“.

Die Hahnsche Entdeckung erregte seinerzeit verständlicherweise viel Aufsehen. Es fehlte nicht an Spott und Hohn, aber auch nicht an wissenschaftlicher Anerkennung. Zu denen, die von Hahns Arbeiten begeistert waren, soll auch Darwin gehört haben.

Mit der Zeit aber wurden die Hahnschen Tiere einer strengen wissenschaftlichen Untersuchung unterworfen. Der deutschen Naturwissenschaftler von Lasaul deutete sie als Kristallisationen von Olivin und Enstatit. Den Franzosen Daubrée und St. Meunier gelang es schließlich, künstliche Kristalle mit Figuren zu erzeugen, die den Hahnschen sehr ähnlich waren.

Obwohl damit diese Entdeckung widerlegt und ad acta gelegt war, hat auch sie ein neuzeitliches Nachspiel. Schließlich ist es nicht grundsätzlich undenkbar, daß ein Meteorit mit versteinerten Organismen die Erde erreicht, wengleich ein solches Ereignis recht unwahrscheinlich ist. Bereits Hahn hatte bei seinen Untersuchungen sogenannte Chondrite verwendet, Eisen-Stein-Meteorite, die eine Art „Gemeenge“ mit eingesprengten Körperchen (Chondren) darstellen. In jüngster Zeit erschienen nun in der Literatur erneut Meldungen darüber, daß man in Kohlenstoff-Chondriten strukturierte Bildungen aufgefunden hat, die als „Reste“ von Organismen deutbar sind, welche entweder auf dem Meteoriten oder dem Körper, aus dem er entstanden ist, gelebt haben. Aber auch diese hypothetische Neuauflage der Hahnschen Entdeckung ist arg umstritten. Neuere Untersuchungen ergaben, daß diese Bildungen nicht unbedingt organischen Ursprungs zu sein brauchen, sondern auch auf anorganischem Wege entstanden sein können. Durch Experimente wurde gezeigt, daß sich aus hochpolymeren organischen Stoffen auf rein abiotischem Wege Strukturen bilden können, die z. T. lebenden Formen sehr ähnlich sind. Prof. Oparin nimmt an, daß solche Strukturbildungen auch im Meteoritenmaterial wahrscheinlich sind.

Leben auch unter extremen Bedingungen

Neue Möglichkeiten werden diesen Untersuchungen in nicht allzu ferner Zeit durch die Raumfahrttechnik erschlossen, nämlich dann, wenn es gelingt, künstliche Raumflugkörper auf fremden Planeten zu landen und zur Erde zurückzuführen.

Über dabei mögliche Verfahrensweisen zum Nachweis von Mikroorganismen auf fremden Planeten wurde kürzlich in dieser Zeitschrift von Swart berichtet. Hier sollen deshalb noch einige allgemeinere Fragen angeschnitten werden.

Eine große Gefahr besteht bei diesen Experimenten darin, daß durch „methodische Versehen“ auf fremden Himmelskörpern irdische Mikroben gefunden werden. Aus diesem Grunde ist eine strenge Sterilisierung der nach fremden Planeten entsandten Sonden erforderlich, um eine Verseuchung derselben durch irdische Mikroorganismen unmöglich zu machen. Andererseits wird gerade in diesem Zusammenhang immer wieder auf die möglichen Gefahren hingewiesen, die unkontrolliert zur Erde mitgebrachte Mikroben fremder Gestirne für das irdische Leben darstellen können. Ein eindrucksvolles und viel zitiertes Beispiel sind in diesem Zusammenhang die Masern, die, als sie im 18. Jahrhundert von Europäern nach verschiedenen Südseeinseln verschleppt wurden, dort verheerende Folgen für die Einwohner hatten. Ebensolche Folgen könnten erdfremde Mikroben für eine unvorbereitete Menschheit haben. Deshalb ist auch eine eingehende Sterilisierung zur Erde zurückkehrender Raumschiffe unerlässlich.

Welchen Umfang nun die Sterilisierungsmaßnahmen anzunehmen haben, ist heute ein noch umstrittenes Problem. Einerseits stellen diese antiseptischen Behandlungen eine erhöhte Beanspruchung der Geräte einer Raumsonde dar, so daß man sie auf ein Mindestmaß zu beschränken bemüht ist, andererseits soll ein Verschleppen von Mikroben mit höchster Sicherheit vermieden werden. Wo hier ein Kompromiß geschlossen werden kann, ist nur durch gezielte mikrobiologische Forschungen zu klären. Kernproblem dieser Forschungen ist die Frage nach den extremen Bedingungen, unter denen Mikroorganismen noch existent sind. Untersuchungen in dieser Richtung haben in den letzten Jahren zu einigen Erkenntnissen geführt, die das Problem „Mikroben von anderen Sternen“ einschließlich der vorstehend aufgeführten Hypothesen in einem z. T. ganzen anderen Licht erscheinen lassen.

So wurden z. B. Bakterien festgestellt, die ein hundertständiges Kochen aushalten. Man schlußfolgert daraus, daß sie sich auch an höhere Temperaturen anpassen können. Andererseits kennt man Mikroorganismen, die in flüssigem Helium, also einer Temperatur nahe dem absoluten Nullpunkt, noch lebensfähig sind. Ungeklärt sind bislang noch die Nachwirkungen dieser extremen Temperaturen. Auch bei sehr niedrigem Druck können Bakterien existent sein. So fand man Arten, die nach fünftägigem Aufenthalt unter einem Vakuum von $3,6 \cdot 10^{-10}$ Torr nicht ausgestorben waren. Ähnliche Extreme wurden bei anderen Umweltbedingungen gefunden, und in allen Fällen gibt es keine Begründung dafür, daß niedrigere Lebensformen nicht unter noch extremeren Bedingungen möglich sind.

Das einzige unumgängliche Hindernis für die Ausbreitung von Mikroben im Kosmos scheint deshalb die UV-Strahlung zu sein. Verschiedene Wissenschaftler sind der Meinung, daß sie z. B. auf dem Mond so stark ist, daß eine Sterilisierung dorthin entsandter Raumsonden unnötig ist. Nicht vertretbar aber scheint diese These bei zur Erde zurückkehrenden Sonden zu sein. Wir können auf der Erde nur irdische Mikroben untersuchen. Es ist aber durchaus denkbar, daß auf anderen Planeten Kleinstlebewesen vorhanden sind, die über einen natürlichen Schutz gegen die UV-Strahlung verfügen. So wendet sich der sowjetische Prof. L. Losina-Losinski gegen die weitverbreitete Ansicht, daß die UV-Strahlung die Desoxyribonukleinsäure, den wichtigsten Bestandteil des Zytoplasmas, generell zerstört. Experimente, die im Raumforschungslabor des Institutes für Zytologie der Akademie der Wissenschaften der UdSSR durchgeführt wurden, haben laut Mitteilungen von TASS gezeigt, daß die Schädigung einer Zelle durch UV-Strahlen unter gleichzeitiger Einwirkung sichtbaren Lichtes der Farben blau und violett wieder beseitigt

werden kann. Vor etwa zwei Jahren wurde von Losina-Losinski deshalb die Hypothese aufgestellt, daß ein Stoff in der Zelle existiere, der diese sichtbare Lichtstrahlung absorbiert und dadurch die Zelle regeneriert. Neuerdings sind auch in den USA (Prof. Setlow) erste experimentelle Bestätigungen dieser Hypothese erhalten worden.

Man wird zweifelsohne abwarten müssen, zu welchen Ergebnissen diese Untersuchungen noch führen und ob sich die ersten Ergebnisse fernerhin bestätigen. Interessant aber ist es, sich Gedanken darüber zu machen, was wäre, wenn die „UV-Beständigkeit“ von Mikroorganismen bzw. bestimmter Arten als allgemeinere Gesetzmäßigkeit erkannt würde. Wesentliche Punkte der bisherigen Hypothesen zum Problem des Mikrobenaustausches im Kosmos bedürften sicherlich einiger Korrekturen.

Literatur

- Heckscher, E.: Die Hypothese des Svante Arrhenius, Weltraumfahrt, 13 (1962), H. 6, S. 170.
Friedemann, C.: Ausbreitung von Leben im Weltall, Urania, 25 (1962), H. 10, S. 475/476.
Anonym: Biologische Gefahren der Raumfahrt, Weltraumfahrt, 13 (1962), H. 2, S. 50.
Oparin, A. I.: Das Leben im Weltall, Presse der SU, Nr. 45/1963, S. 961-964 und 973 (Übersetzung aus Priroda Nr. 2/63).
Imshenetzki, A. A.: Leben im Kosmos, Wissenschaft und Fortschritt, 13 (1963), H. 11, S. 489-492.
Swart, H.: Über den Nachweis extraterrestrischen Lebens, Astronomie und Raumfahrt, (1965), H. 6, S. 161-171.
Presseveröffentlichungen.

Das STEFAN-BOLTZMANNsche Gesetz – ein Grundgesetz der Astrophysik

ERNST WENZL

Der Externe, der sich auf die Ablegung des Staatsexamens vorbereitet, der Astronomielehrer, der versucht, tiefer in die Astrophysik einzudringen, aber auch der interessierte Schüler, dem ein populärwissenschaftliches astronomisches Werk empfohlen wurde – alle stoßen sie bei ihrem Studium astrophysikalischer Literatur auf eine Vielzahl von Gleichungen, deren Herkunft oft nur angedeutet wird und die in den seltensten Fällen abgeleitet werden. Dadurch wird dem Leser der Blick für das Wesentliche getrübt, ja mehr noch: Oft verliert der astronomisch Interessierte den Mut und kapituliert und resigniert vor „soviel Mathematik und Physik“. Dabei sind es eigentlich nur 3 Gesetzmäßigkeiten, die in den meisten der in der populärwissenschaftlichen astronomischen Literatur anzutreffenden Gleichungen enthalten sind:

1. das Photometrische Entfernungsgesetz (Lambertsches Entfernungsgesetz, Quadratisches Strahlungsabnahmegesetz)
2. das Stefan-Boltzmannsche Gesetz und
3. die Pogsonsche Größenklassendefinition,

wobei das Stefan-Boltzmannsche Gesetz als das Kernstück der gesamten Astrophysik bezeichnet werden muß.

Der Eindruck, daß zum mathematisch-physikalischen Eindringen in die Astrophysik die Kenntnis und Beherrschung einer Unmenge von Gleichungen notwendig sei, entsteht dadurch, daß in der Astronomie anstelle von Größengleichungen oftmals Zahlenwertgleichungen verwendet werden. Aus jeder Größengleichung lassen sich aber — wegen der Existenz einer Vielzahl von Maßeinheiten — mehrere Zahlenwertgleichungen gewinnen.

Zahlenwertgleichungen haben den Vorteil, daß sie in Form und Rechenweg oft einfacher sind als Größengleichungen und meist schneller zum Ziel führen. Durch die Möglichkeit, ein physikalisches Gesetz durch verschiedene Zahlenwertgleichungen mathematisch auszudrücken, täuschen sie jedoch eine Vielzahl von Gesetzen vor. Durchmustert man die in der Astrophysik benutzten jedoch näher, so stellt man fest, daß in den meisten in irgendeiner Form vor allem ein Gesetz immer wieder auftaucht: das Stefan-Boltzmannsche Gesetz.

In der folgenden Arbeit wird versucht, dem astronomisch Interessierten die Scheu vor der Astrophysik zu nehmen und ihm das Studium der am Schluß angeführten populärwissenschaftlichen astronomischen Literatur zu erleichtern.

Dieses Vorhaben wird unterstützt durch eine straffe Gliederung des Stoffes, durch übersichtliche Zusammenstellung der behandelten oder selbst leicht ableitbaren Gleichungen und durch Hinweise auf entsprechende Literaturstellen, in denen diese Gleichungen anzutreffen sind.

I. Das Photometrische Entfernungsgesetz

Unter der Strahlungsintensität oder kurz Intensität I versteht man die in der Zeiteinheit auf die Flächeneinheit auftreffende Energiemenge. Die Intensität I ist also der Quotient aus der Strahlungsenergie W und dem Produkt aus Zeit t und Fläche A :

$$(1) \quad I = \frac{W}{t \cdot A}$$

Den Quotienten aus Arbeit bzw. Energie (= Arbeitsvermögen) und Zeit bezeichnet man aber als Leistung P :

$$(2) \quad P = \frac{W}{t},$$

so daß wir auch definieren können: Die Intensität ist der Quotient aus der Strahlungsleistung P und der Fläche A :

$$(3) \quad I = \frac{P}{A},$$

also die Strahlungsleistung pro Flächeneinheit. Als Maßeinheiten werden benutzt Watt pro Quadratmeter, erg pro Quadratzentimeter und Sekunde oder Kalorien je Quadratzentimeter und Minute. Für Kalorien je Quadratzentimeter wird auch die Einheit langley, abgekürzt lan, benutzt, so daß als weitere Einheit für die Intensität die Einheit langley je Minute in Frage kommt (vgl. I, S. 6).

Die folgende Übersicht stellt den Zusammenhang zwischen den verschiedenen Einheiten heraus. (Steht das Formelzeichen einer physikalischen Größe in eckigen Klammern, so heißt dies: „Die Maßeinheit dieser Größe ist“)

$$[I] = \frac{W}{m^2} \qquad 1 \text{ m}^2 = 10^4 \text{ cm}^2$$

$$1 \frac{W}{m^2} = \frac{1}{10^4} \frac{W}{\text{cm}^2} = 10^{-4} \frac{W}{\text{cm}^2}$$

$$[I] = \frac{\text{erg}}{\text{cm}^2 \cdot \text{s}}$$

$$1 \text{ W} = 10^7 \frac{\text{erg}}{\text{s}}$$

$$1 \frac{\text{W}}{\text{m}^2} = 10^{-4} \frac{\text{W}}{\text{cm}^2} = \frac{10^7}{10^4} \frac{\text{erg}}{\text{cm}^2 \cdot \text{s}} = 10^3 \frac{\text{erg}}{\text{cm}^2 \cdot \text{s}}$$

$$[I] = \frac{\text{lan}}{\text{min}}$$

$$1 \text{ lan} = 1 \frac{\text{cal}}{\text{cm}^2}$$

$$1 \frac{\text{lan}}{\text{min}} = 1 \frac{\text{cal}}{\text{cm}^2 \cdot \text{min}}$$

$$1 \text{ cal} = 4,1868 \cdot 10^7 \text{ erg}$$

$$1 \frac{\text{cal}}{\text{cm}^2 \cdot \text{min}} = 4,1868 \cdot 10^7 \frac{\text{erg}}{\text{cm}^2 \cdot \text{min}} = \frac{4,1868 \cdot 10^5 \text{ erg}}{60 \text{ s} \cdot \text{cm}^2} \int 1 \text{ min} = 60 \text{ s}$$

$$1 \frac{\text{lan}}{\text{min}} = 1 \frac{\text{cal}}{\text{cm}^2 \cdot \text{min}} = 6,978 \cdot 10^5 \frac{\text{erg}}{\text{cm}^2 \cdot \text{s}} = 6,978 \cdot 10^2 \frac{\text{W} \cdot 10^3 \text{ erg}}{\text{m}^2 \text{ cm}^2 \cdot \text{s}} = 1 \frac{\text{W}}{\text{m}^2}$$

(Vgl. [2] S. 41)

Der von der Sonne der Erde in der Zeiteinheit auf die Flächeneinheit zugestrahlte Energiebetrag ist bekanntlich die Solarkonstante der Erde. Sie ist also die in mittlerer Entfernung Erde – Sonne der Flächeneinheit, z. B. einem Quadratzentimeter, zugeführte Strahlungsleistung oder die Intensität der Sonnenstrahlung in einem Abstand von einer Astronomischen Einheit. Ihr Wert beträgt rund $2 \text{ lan} \cdot \text{min}^{-1}$ oder $1,3956 \cdot 10^6 \frac{\text{erg}}{\text{cm}^2 \cdot \text{s}}$ oder $1,3956 \cdot 10^3 \frac{\text{W}}{\text{m}^2}$ oder $1,3956 \frac{\text{kW}}{\text{m}^2}$ ($1 \text{ kW} = 10^3 \text{ W}$).

Die Strahlungsintensität einer punktförmigen Strahlungsquelle nimmt mit dem Quadrat des Abstandes vom Strahlungszentrum ab (Photometrisches Entfernungsgesetz, auch als quadratisches Strahlungsabnahmegesetz bezeichnet.) Das bedeutet, daß die Intensität auf ein Viertel abnimmt, wenn sich die Entfernung verdoppelt, bzw. nur noch ein Neuntel beträgt, wenn sich die Entfernung verdreifacht. Die Intensität I ist also dem Quadrat des Abstandes r umgekehrt proportional:

$$I \sim \frac{1}{r^2}.$$

Für die Intensitäten I_1 und I_2 in den Abständen r_1 und r_2 gilt:

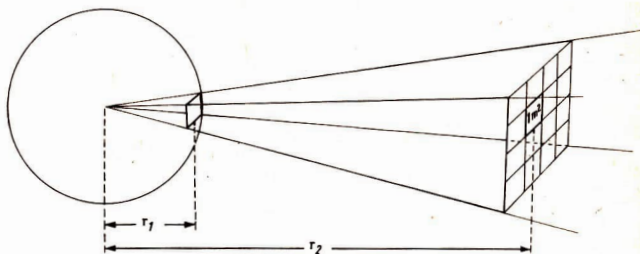
$$(4) \frac{I_1}{I_2} = \frac{1}{r_1^2} : \frac{1}{r_2^2} \text{ oder } (5) \frac{I_1}{I_2} = \frac{r_2^2}{r_1^2}.$$

Dies ist die mathematische Formulierung des Lambertschen Entfernungsgesetzes.

Auch das Zentrum eines Fixsterns kann als punktförmige Lichtquelle angesehen werden (vgl. Abb. I, S. 136).

Der in der Zeiteinheit auf die Flächeneinheit der kugelförmigen Fixsternoberfläche im Abstand r_1 auftreffende Energiebetrag I_1 ist wegen der Durchsichtigkeit der Fixsternatmosphäre gleich der von der Flächeneinheit der Oberfläche in der Zeiteinheit abgestrahlten Energiemenge, also gleich der von der Flächeneinheit abgegebenen Strahlungsleistung.

Sieht man von jeglicher Absorption der Strahlung auf ihrem Wege von der Sonnenoberfläche zu irgendeinem Planeten ab, so gehört die Abnahme der Strahlungsintensität recht genau dem Photometrischen Entfernungsgesetz. Die Intensität I_2 ist dann die für den jeweiligen Planeten im Abstand r_2 charakteristische Solarkonstante.



Die Intensität nimmt mit dem Quadrat des Abstandes von der punktförmigen Lichtquelle ab. In einer Entfernung von 4 Sonnenradien ($r_2 = 4 r_1$) trifft auf die Flächeneinheit nur noch $\frac{1}{4^2} = \frac{1}{16}$ des Energiebetrages im Abstand r_1 .

II. Das STEFAN-BOLTZMANNsche Strahlungsgesetz

Nach dem Stefan-Boltzmannschen Gesetz strahlt die Flächeneinheit eines vollkommen schwarzen Körpers bei der absoluten Temperatur T eine Strahlungsleistung ab, die der 4. Potenz seiner absoluten Temperatur proportional ist:

$$(6) \quad I = \sigma \cdot T^4.$$

Der Proportionalitätsfaktor σ ist die Stefan-Boltzmannsche Konstante und hat den Wert $\sigma = 5,67 \cdot 10^{-5} \text{ erg} \cdot \text{cm}^{-2} \cdot \text{s}^{-1} \cdot \text{grad}^{-4} = 5,67 \cdot 10^{-8} \text{ W} \cdot \text{m}^{-2} \cdot \text{grad}^{-4}$.

Dies bedeutet, daß sich die Strahlungsleistung je Flächeneinheit, also die Intensität, verzehnfacht, wenn sich die absolute Temperatur des schwarzen Strahlers verdoppelt ($2^4 = 16$). Die Fixsterne sind zwar keine vollständig schwarzen Strahler, kommen aber einem schwarzen Körper recht nahe. Diejenige Temperatur, die ein schwarzer Strahler haben müßte, der die gleiche Strahlungsleistung je Flächeneinheit aufweist, wie ein bestimmter Fixstern, bezeichnet man als effektive Temperatur T_{eff} des Sterns. Die Einführung des Begriffs der effektiven Temperatur gestattet es, das Stefan-Boltzmannsche Gesetz auch auf Fixsterne anzuwenden. Es lautet dann: Die Strahlungsleistung der Flächeneinheit eines Fixsterns ist der 4. Potenz seiner effektiven Temperatur proportional:

$$(7) \quad I = \sigma \cdot T_{\text{eff}}^4$$

Multipliziert man beide Seiten der Gleichung mit Fläche A , so erhält man die von der gesamten Oberfläche des Sterns abgegebene Strahlungsleistung, also seine Leuchtkraft L :

$$(8) \quad I \cdot A = \sigma \cdot A \cdot T_{\text{eff}}^4$$

$$(9) \quad I \cdot A = L$$

$$(10) \quad L = \sigma \cdot A \cdot T_{\text{eff}}^4.$$

In dieser Form lautet das Stefan-Boltzmannsche Gesetz in Worten: Die Leuchtkraft eines Sterns ist seiner strahlenden Oberfläche A und der 4. Potenz seiner effektiven Temperatur T_{eff} proportional.

Die Fixsterne dürfen wir als Kugeln betrachten. Die Oberfläche einer Kugel wird nach den Formeln

$$(11) \quad A = 4 \pi R^2$$

$$\text{bzw. (12) } A = \pi D^2$$

berechnet, worin R den Kugelradius und D den Kugeldurchmesser bedeuten. Setzt man diese Ausdrücke in die Gleichung für das Stefan-Boltzmannsche Gesetz ein, so erhält man es in der Form

$$(13) \quad L = \sigma 4 \pi R^2 \cdot T_{\text{eff}}^4 \quad \text{bzw. (14) } L = \sigma \cdot \pi D^2 \cdot T_{\text{eff}}^4.$$

In dieser Form verknüpft das Stefan-Boltzmannsche Gesetz die drei wichtigen Zustandsgrößen Leuchtkraft L , Radius R (bzw. Durchmesser D) und effektive Temperatur T_{eff} . Es besagt: Die Leuchtkraft eines Sterns steigt mit dem Quadrat des Radius (bzw. Durchmessers) und mit der 4. Potenz der effektiven Temperatur. Ein Stern von doppeltem Sonnenradius und gleicher effektiver Temperatur hätte also die vierfache Leuchtkraft der Sonne. Ein Stern gleichen Sonnendurchmessers, aber doppelter effektiver Temperatur (rund 12 000 °K) hätte die 16fache Leuchtkraft wie die Sonne.

Alle bisher angeführten Formen des Stefan-Boltzmannschen Gesetzes sind Größengleichungen, d. h. sie gelten unabhängig von der Wahl der Maßeinheiten. Bei ihrer Benutzung müssen aber für die Formelzeichen die Maßzahl und die Maßeinheit eingesetzt werden. Die Leuchtkraft eines Sterns erhält man dann je nach den verwendeten Maßeinheiten z. B. in $\frac{\text{erg}}{\text{s}}$, in W oder kW. Oft findet man in der astronomischen Literatur das Stefan-Boltzmannsche Gesetz aber auch als Zahlenwertgleichung. In Zahlenwertgleichungen bedeuten die Formelzeichen reine Zahlenwerte. Bei ihrer Benutzung dürfen daher für die Formelzeichen nur die Maßzahlen, nicht aber die Maßeinheiten eingesetzt werden. Dafür ist man aber an die Maßzahlen, die zu ganz bestimmten Maßeinheiten gehören, gebunden. So ist es z. B. nicht mehr gleichgültig, ob wir für das Formelzeichen r den Zahlenwert für den Abstand in km, in AE, in Lichtjahren oder in Parsec einsetzen. Um das Stefan-Boltzmannsche Gesetz als Zahlenwertgleichung zu erhalten, vergleichen wir die Leuchtkraft L eines beliebigen Sterns mit der Leuchtkraft der Sonne L_0 . Die Leuchtkraft L dieses Sterns verhält sich dann zur Leuchtkraft der Sonne L_0 wie das Produkt aus seiner strahlenden Oberfläche und der 4. Potenz seiner effektiven Temperatur zu dem Produkt aus den entsprechenden Sonnenwerten:

$$(15) \quad \frac{L}{L_0} = \frac{\sigma \cdot 4 \pi R^2 \cdot T^4}{\sigma \cdot 4 \pi R_0^2 \cdot T_0^4}$$

Setzt man nun die Leuchtkraft der Sonne $L_0 = 1$ und ebenfalls den Radius der Sonne $R_0 = 1$, so erhält man die Zahlenwertgleichung

$$(16) \quad L = R^2 \cdot \left(\frac{T}{T_0} \right)^4.$$

Sie liefert die Leuchtkraft L eines Sterns in Sonnenleuchtkräften, wenn der Radius R in Sonnenradien und die effektive Temperatur in °K eingesetzt werden. Die effektive Temperatur der Sonne beträgt $T_0 = 5785$ °K. Wir können daher die Gleichung auch in der folgenden Form schreiben:

$$(17) \quad L = R^2 \frac{T^4}{5785^4}$$

Logarithmieren liefert

$$(18) \quad \lg L = 2 \lg R + 4 \lg T - 4 \lg 5785.$$

Sucht man den (dekadischen) Logarithmus zum Numerus 5785 auf und rechnet aus, erhält man

$$(19) \lg L = 2 \lg R + 4 \lg T - 4 \cdot 3,7623$$

$$(20) \lg L = 2 \lg R + 4 \lg T - 15,05$$

Für $R = 1$ (Sonnenradius) wird $\lg R = 0$ und

$$(21) \lg L = 4 \lg T - 15,05 \quad (\text{Vgl. [3], S. 173})$$

Formt man Gleichung (18) nach $\lg R$ um, kommt man auf eine in [4], S. 46 angeführte Gleichung:

$$(22) 2 \lg R = \lg L - 4 \lg T + 15,05$$

$$(23) \lg R = \frac{\lg L - 4 \lg T + 15,05}{2}$$

$$(24) \lg R = \frac{1}{2} \lg L - 2 \lg T + 7,525$$

Umstellen der Gleichungen (18) oder (24) nach $\lg T$ liefert

$$(25) \lg T = 0,25 \lg L - 0,5 \lg R + 3,7625 \quad (\text{Vgl. [3], S. 175})$$

$$\text{Setzt man in Gleichung (15)} \quad \frac{L}{L_0} = \frac{\sigma \cdot 4 R^2 \cdot T^4}{\sigma \cdot 4 R_0^2 \cdot T_0^4}$$

nicht nur Radius und Leuchtkraft der Sonne, sondern auch noch ihre effektive Temperatur gleich 1, erhält man die auch im Unterricht gut verwendbare Zahlenwertgleichung

$$(26) L = R^2 \cdot T^4 \quad \text{bzw.} \quad (27) L = D^2 \cdot T^4$$

Sie liefert die Leuchtkraft L eines Sterns in Sonnenleuchtkräften, wenn Radius R bzw. Durchmesser D in Einheiten der Sonnenwerte eingesetzt werden. Für einen Stern mit einem Radius von 2 100 000 km (etwa dreifacher Sonnenradius) und $T = 12\,000^\circ\text{K}$ (etwa doppelte effektive Temperatur der Sonne) ist $R = 3$ und $T = 2$. Für L erhält man

$$L = 3^2 \cdot 2^4$$

$$= 9 \cdot 16$$

$$L = 144, \text{ d. h. dieser Stern hätte die 144fache Leuchtkraft der Sonne.}$$

III. Die POGSONsche Größendefinition

Ersetzt man in der Pogsonschen Definitionsgleichung der Größenklassen

$$(28) m_1 - m_2 = -2,5 \lg \frac{I_1}{I_2},$$

die eine Beziehung zwischen scheinbarer Helligkeit und Intensität herstellt, die scheinbaren Helligkeiten m_1 und m_2 durch die absoluten bolometrischen Helligkeiten $M_{1\text{bol}}$ und $M_{2\text{bol}}$, so tritt anstelle des Intensitätsverhältnisses das Verhältnis der Leuchtkräfte:

$$(29) M_{1\text{bol}} - M_{2\text{bol}} = -2,5 \lg \frac{L_1}{L_2}.$$

Im Gegensatz zur scheinbaren Helligkeit, die außer von der Leuchtkraft auch noch von der Entfernung abhängig ist, ist nämlich die absolute bolometrische Helligkeit ein direktes Maß für die Leuchtkraft.

Beziehen wir uns dabei wieder auf die Sonne, so erhalten wir aus Gleichung (29)

$$(30) M_{\text{bol}} - M_{\text{bol}0} = -2,5 \lg \frac{L}{L_0}.$$

Die absolute bolometrische Helligkeit der Sonne ist $M_{\text{bol } 0} = 4,62 M$. Setzen wir die Leuchtkraft der Sonne wieder gleich 1, so erhalten wir die Zahlenwertgleichungen.

$$(31) \quad M_{\text{bol}} - 4,62 = -2,5 \lg L \quad \text{oder}$$

$$(32) \quad M_{\text{bol}} = 4,62 - 2,5 \lg L \quad \text{oder}$$

$$(33) \quad \lg L = \frac{4,62 - M_{\text{bol}}}{2,5} \quad \text{bzw.}$$

$$(34 a) \quad \lg L = 0,4 (4,62 - M_{\text{bol}}).$$

$$(34 b) \quad \lg L = 1,85 - 0,4 M_{\text{bol}}$$

$$(34 c) \quad L = 10^{1,85 - 0,4 M_{\text{bol}}} \quad (\text{Vgl. [8]})$$

Mit ihnen können wir aus der Leuchtkraft die absolute bolometrische Helligkeit oder aus der absoluten bolometrischen Helligkeit die Leuchtkraft berechnen, wobei L in Sonnenleuchtkräften einzusetzen ist bzw. erhalten wird.

IV. Die Verknüpfung des STEFAN-BOLTZMANNschen Gesetzes mit der POGSONschen Gleichung

Die Gleichung $\lg L = 0,4 (4,62 - M_{\text{bol}})$ können wir mit dem Stefan-Boltzmannschen Gesetz verbinden. Setzen wir nämlich in die Gleichung (20)

$$\lg L = 2 \lg R + 4 \lg T - 15,05$$

den Ausdruck $0,4 (4,62 - M_{\text{bol}})$ für $\lg L$ ein, erhalten wir

$$(35) \quad 0,4 (4,62 - M_{\text{bol}}) = 2 \lg R + 4 \lg T - 15,05$$

$$(36) \quad 1,848 - 0,4 M_{\text{bol}} = 2 \lg R + 4 \lg T - 15,05$$

$$(37) \quad -0,4 M_{\text{bol}} = 2 \lg R + 4 \lg T - 15,05 - 1,848$$

$$(38) \quad 0,4 M_{\text{bol}} = 16,898 - 2 \lg R - 4 \lg T$$

$$(39) \quad M_{\text{bol}} = \frac{16,898 - 2 \lg R - 4 \lg T}{0,4} \quad \frac{1}{0,4} \int = 2,5$$

$$(40) \quad M_{\text{bol}} = 2,5 (16,898 - 2 \lg R - 4 \lg T)$$

$$(41) \quad M_{\text{bol}} = 42,24 - 5 \lg R - 10 \lg T$$

Benutzt man nicht den Radius R , sondern den Durchmesser D (in Einheiten der Sonnenwerte), so lautet die entsprechende Gleichung

$$(42) \quad M_{\text{bol}} = 42,24 - 5 \lg D - 10 \lg T$$

T ist in Gleichung (41) und (42) in $^{\circ}\text{K}$ einzusetzen!

(vgl. [5], S. 113)

(Auf den ersten Blick mag es unzulässig erscheinen, den Radius R durch den Durchmesser zu ersetzen. In Größengleichungen ist dies in der Tat unzulässig. In obiger Zahlenwertgleichung ist dies aber durchaus statthaft, da Radius R und Durchmesser D in Einheiten der Sonnenwerte, also als reine Verhältniszahlen angegeben werden. Wenn ein Stern doppelten Sonnenradius hat, besitzt er auch den doppelten Durchmesser wie die Sonne. In beiden Fällen haben wir für R bzw. D den Zahlenwert 2 einzusetzen!)

Auflösen der Gleichung (11) nach $\lg R$ liefert

$$(43) \quad \lg R = \frac{42,24 - M_{\text{bol}} - 10 \lg T}{5} \quad \text{oder}$$

$$(44) \quad \lg R = 8,45 - 0,2 M_{\text{bol}} - 2 \lg T \quad (\text{Vgl. [4] S. 47})$$

Für $\lg T$ erhält man aus Gleichung (41)

$$(45) \quad \lg T = \frac{42,24 - 5 \lg R - M_{bol}}{10} \quad \text{oder}$$

$$(46) \quad \lg T = 4,224 - 0,5 \lg R - 0,1 M_{bol}$$

Geht man von Gleichung (27) $L = D^2 \cdot T^4$ aus, in der sowohl der Durchmesser D als auch die effektive Temperatur T in Einheiten der Sonnenwerte eingesetzt werden müssen, so liefert Logarithmieren

$$(47) \quad \lg L = 2 \lg D + 4 \lg T.$$

Ferner ist $\lg L = 0,4 (4,62 - M_{bol})$. Durch Gleichsetzen beider Ausdrücke für $\lg L$ erhält man

$$(48) \quad 0,4 (4,62 - M_{bol}) = 2 \lg D + 4 \lg T \quad \text{und}$$

$$(49) \quad 4,62 - M_{bol} = 2,5 (2 \lg D + 4 \lg T) \int \frac{1}{0,4} = 2,5!$$

$$(50) \quad M_{bol} = 4,62 - 5 \lg D - 10 \lg T.$$

Umformen nach $\lg D$ ergibt

$$(51) \quad \lg D = \frac{4,62 - M_{bol} - 10 \lg T}{5} \quad (\text{Vgl. [6], S. 98}).$$

Sowohl die Gleichungen (24), (26) und (27) als auch die Gleichungen (43) bzw. (44) und Gleichung (51) ermöglichen eine strahlungsenergetische Durchmesserbestimmung, die allerdings mit allen Unsicherheiten, die sich aus den Abweichungen der Fixsternstrahlung von der eines schwarzen Körpers ergeben, behaftet ist.

V. Erste Zusammenfassung

In der folgenden Übersicht sind die verschiedenen Formen des Stefan-Boltzmannschen Gesetzes für Fixsterne und die aus ihnen abgeleiteten Gleichungen nochmals zusammengestellt.

Formeln zur Berechnung der Leuchtkraft eines Sterns

A) Größengleichungen

$$(1) \quad L = \sigma \cdot A \cdot T^4$$

$$(2) \quad L = \sigma \cdot \pi R^2 \cdot T^4 \quad \text{bzw.}$$

$$(3) \quad L = \sigma \cdot \pi D^2 \cdot T^4$$

B) Zahlenwertgleichungen

Die folgenden Zahlenwertgleichungen enthalten alle den Radius R des Sterns, der in Einheiten des Sonnenradius einzusetzen ist. Sie sind aber genau so gültig, wenn man statt des Radius R den Durchmesser D einsetzt, allerdings muß dieser auch in Einheiten des Sonnendurchmessers angegeben werden. Zum Beispiel können wir die Gleichung (4) auch schreiben:

$$L = D^2 \left(\frac{T}{T_0} \right)^4$$

In allen Gleichungen erhält man L in Sonnenleuchtkräften.

$$(4) \quad L = R^2 \left(\frac{T}{T_0} \right)^4 \quad (R \text{ in Sonnenradien, } T \text{ in } ^\circ K)$$

$$(5) \quad \lg L = 2 \lg R + 4 \lg T - 15,05 \quad (R \text{ in Sonnenradien, } T \text{ in } ^\circ K)$$

$$(6) \quad L = R^2 \cdot T^4 \quad (R \text{ und } T \text{ in Einheiten der Sonnenwerte})$$

$$(7) \quad \lg L = 2 \lg R + 4 \lg T \quad (R \text{ und } T \text{ in Einheiten der Sonnenwerte})$$

Formeln zur Berechnung des Radius bzw. des Durchmessers eines Fixsterns

A) Größengleichungen

$$(8) R = \sqrt{\frac{L}{\sigma \cdot 4 \pi \cdot T^4}} \quad \text{bzw.} \quad (9) D = \sqrt{\frac{L}{\sigma \cdot 4 \pi \cdot T^4}}$$

Beide Größengleichungen sind durch Umformen aus den Gleichungen (2) bzw. (3) erhalten worden.

B) Zahlenwertgleichungen

In allen folgenden Zahlenwertgleichungen darf wieder R durch D ersetzt werden, da man beide in Einheiten der Sonnenwerte erhält. Zum Beispiel können wir Gleichung (10) auch schreiben

$$D = \frac{T_0^2}{T^2} \sqrt{L} \\ (10) R = \frac{T_0^2}{T^2} \sqrt{L} \quad (L \text{ in Einheiten der Sonnenleuchtkraft, } T \text{ in } ^\circ K)$$

Die Gleichung ist durch Umformen der Gleichung (4) entstanden.

$$(11) \lg R = \frac{\lg L - 4 \lg T + 15,05}{2} \quad (L \text{ in Sonnenleuchtkräften, } T \text{ in } ^\circ K)$$

Gleichung (11) entsteht durch Umformen aus Gleichung (5)

$$(12) \lg R = \frac{1}{2} \lg L - 2 \lg T + 7,525 \quad (L \text{ in Sonnenleuchtkräften, } T \text{ in } ^\circ K)$$

Gleichung (12) entsteht durch Ausrechnen aus Gleichung (11)

$$(13) R = \sqrt{\frac{L}{T^4}} \quad (L \text{ und } T \text{ in Einheiten der Sonnenwerte})$$

Gleichung (13) erhält man durch Umformung aus Gleichung (6)

$$(14) \lg R = \frac{1}{2} \lg L - 2 \lg T \quad (L \text{ und } T \text{ in Einheiten der Sonnenwerte})$$

Gleichung (14) entsteht durch Umstellen von Gleichung (7)

bzw. durch Logarithmieren von Gleichung (13).

Die folgenden Zahlenwertgleichungen gestatten die Radius- bzw. Durchmesserberechnung (in Einheiten der Sonnenwerte!) aus der absoluten bolometrischen Helligkeit und der effektiven Temperatur:

$$(15) \lg R = \frac{42,24 - M_{\text{bol}} - 10 \lg T}{5} \quad (T \text{ in } ^\circ K)$$

$$(16) \lg R = 8,45 - 0,2 M_{\text{bol}} - 2 \lg T \quad (T \text{ in } ^\circ K)$$

$$(17) \lg R = \frac{4,62 - M_{\text{bol}} - 10 \lg T}{5} \quad (T \text{ in Einheiten des Sonnenwertes})$$

Formeln zur Berechnung der effektiven Temperatur eines Fixsterns

A) Größengleichungen

Aus Gleichung (1) erhält man durch einfaches Umformen

$$(18) T = \sqrt[4]{\frac{L}{\sigma \cdot A}}$$

Aus den Gleichungen (2) und (3) gehen hervor

$$(19) T = \sqrt[4]{\frac{L}{\sigma \cdot 4 \pi R^2}} \quad \text{bzw.} \quad (20) T = \sqrt[4]{\frac{L}{\sigma \cdot \pi D^2}}$$

Man beachte, daß es bei den Größengleichungen nicht gleichgültig ist, ob der Radius oder der Durchmesser eingesetzt wird! Dagegen kann in allen folgenden Zahlenwertgleichungen wieder R durch D ersetzt werden.

Fortsetzung folgt

Aus der Arbeit der Fachgruppen Astronomie des Deutschen Kulturbundes

Beobachtung der Sonnenfinsternis vom 20. Mai 1966 in Dresden

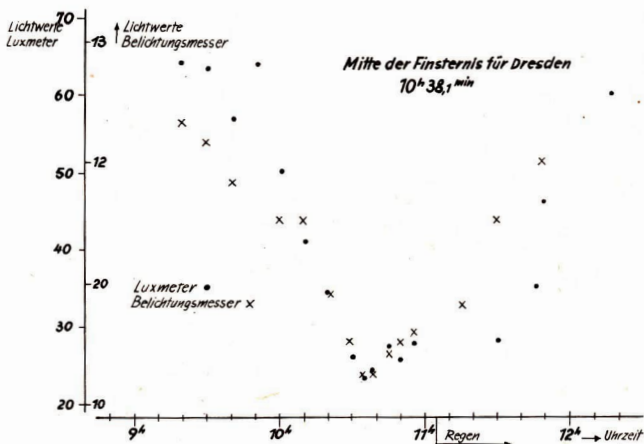
Mit viel Zuversicht wurden in der Arbeitsgemeinschaft Astronomie des Deutschen Kulturbundes und in der Schülerarbeitsgemeinschaft die Beobachtungen für die Sonnenfinsternis vom 20. Mai auf der Volkssternwarte Frantz in Dresden vorbereitet.

Folgende Beobachtungen waren beabsichtigt: Bestimmung der Kontaktzeiten (1. und 4. Kontakt), fotografische Phasenaufnahmen, Messungen der Himmelselligkeit, Temperaturmessungen.

Für die Phasenaufnahmen war ein Schulfernrohr 50/540 mit angesetzter Kamera (Praktika) und zwischengeschaltetem, einseitig verspiegelmtem Pentaprisma vorbereitet. Für die Helligkeitsmessungen standen ein Luxmeter und ein gewöhnlicher fotografischer Belichtungsmesser zur Verfügung. Beide Instrumente waren senkrecht zum Himmel gerichtet, jedoch gegen unmittelbare Sonneneinwirkung geschützt. Die Temperaturen sollten in der Sonne und im Schatten gemessen werden.

Bis wenige Minuten vor Beginn der Finsternis wurde alles noch vorbereitet. Leider erfüllte sich die Hoffnung auf klare Sicht nicht. Der Himmel blieb bedeckt, und nach der Finsternismitte regnete es sogar zeitweise. Nur wenige Augenblicke war von Zeit zu Zeit die Wolkendecke so dünn, daß etwas vom Finsternisverlauf sichtbar war. Dabei entstand die abgebildete Aufnahme (S. 143), die ein 14jähriger Teilnehmer der Schülerarbeitsgemeinschaft machte. Die Helligkeits- und Temperaturmessungen wurden trotz der Bewölkung durchgeführt. Während die Temperaturschwankungen keinen Zusammenhang mit der Sonnenfinsternis zeigen, ergeben die Helligkeitsmeßwerte recht deutlich Tiefstwerte, die zeitlich gut mit dem Zeitpunkt der Finsternismitte übereinstimmen (Zeichnung). Der Verlauf des Helligkeitsanstieges ist unregelmäßiger, weil die Meßwerte durch unterschiedlich starke Bewölkung beeinflusst wurden.

Ing. H.-J. Blasberg





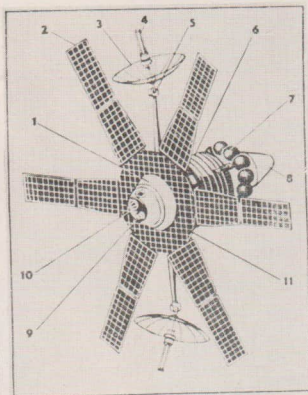
Aufnahme des Mondes mit dem Spiegelteleskop der Satellitenbeobachtungsstation Deutsche Astronautische Gesellschaft und Junge Welt. Belichtungszeit 1/50 Sek., 17/10 Din-Film, Öffnung des Teleskops 300 mm, Brennweite 3000 mm, Fokalaufnahme.

Sonnenfinsternis 20. Mai 1966 in Dresden.

Foto: G. Ziller.

Sonne im Röntgenstrahlenbereich

Bei einem Raketenanstieg gewonnenes Bild. Der helle Fleck ist eine chromosphärische Eruption. Aufnahme am 15. März 1965, 15 Uhr WZ, Belichtungszeit 100 Sek. Belichtet wurde durch eine 2200 Angström dicke Aluminiumschicht und einen dünnen Mylar-Film. Außer der Eruption ist die innere Korona als intensive Röntgen-Strahlungsquelle zu erkennen.

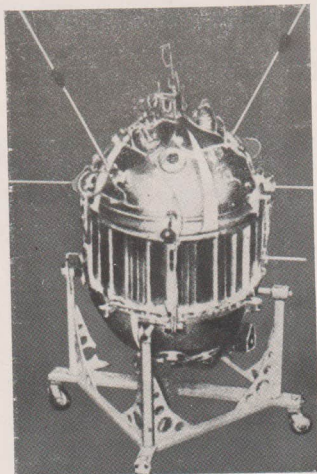


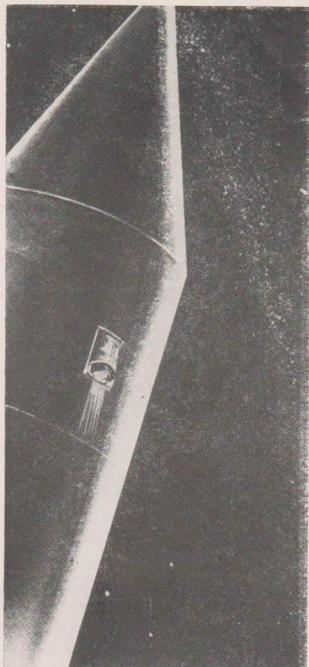
Der sowjetische kommerzielle Nachrichten- und Fernsehsatellit „Molniya“

1. Zylindrischer Druckbehälter mit konischen Böden
2. Ausleger mit Solarbatterien
3. Parabolantennen, von denen eine benutzt wird, während die andere als Reserve dient
4. Orientierungselement zur Ausrichtung der Antenne
5. Antrieb für die Bewegung der Antenne
6. Temperaturregelungsanlage
7. Druckgasbehälter für das Lageänderungssystem
8. Triebwerk für die Bahnkorrektur
9. Sensoren für die Ausrichtung nach der Erde
10. Sensoren für die Ausrichtung nach der Sonne
11. Wärmeabschirmungsfläche

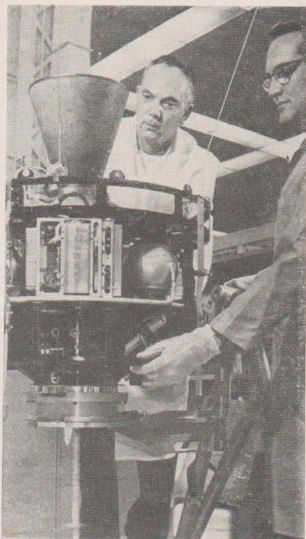
◀ Satellit der Kosmos-Serie

aus der Reihe der kleineren mit einer Bahnneigung von etwa 49 Grad und einer Sternhelligkeit 3. bis 6. Größe. Die Grundgestalt ist zylindrisch mit sphärischen Endflächen, an denen die „Fühler“ der Meßinstrumente angebracht sind. An der Außenwand des zylindrischen Teils befinden sich verschiebbare Jalousien zur Wärmeregulierung, wie wir sie auch bei Elektron 1 finden.





Der amerikanische kommerzielle Nachrichten- und Fernsehsatellit „Early Bird“, ohne Außenumrandung mit Solarbatterien

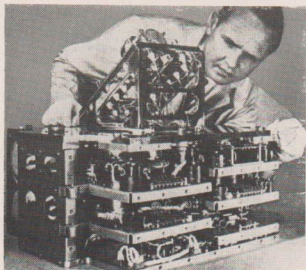


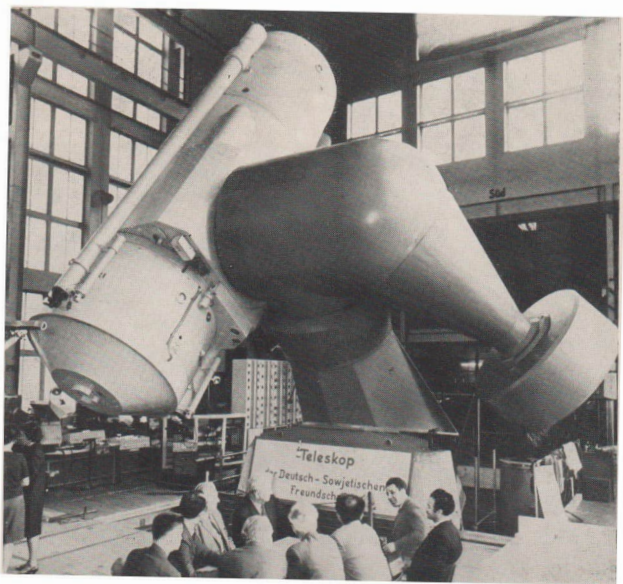
◀ **Ein elektrisches Raketenantriebs-Aggregat**

das mit Cäsiumionen arbeitet und bereits unter Raumflugbedingungen einmal bei einem ballistischen Flug, ein anderes Mal in einer Satellitenbahn mit einer Agena-Stufe getestet wurde.

Links oben

Zeichnung einer Agena-Stufe mit eingebautem, elektrischem Antrieb





Eine neue 2-m-Spiegelteleskop-Anlage aus dem VEB Carl Zeiss, Jena, auf Stützmontierung in der Montagehalle während der Übergabe an sowjetische Wissenschaftler.

Teleskop der Deutsch-Sowjetischen Freundschaft

Ing. ALFRED JENSCH

Am 30. September 1965 wurde in einem feierlichen Akt das neue 2-m-Spiegelteleskop, das für das Observatorium der Aserbaidshanischen Akademie der Wissenschaften in Baku gebaut wurde, den zu diesem Zwecke nach Jena gekommenen Astronomen und Wissenschaftlern übergeben. Herr Professor Dr. H. S. Sultanow übernahm es mit Worten des Dankes und der höchsten Anerkennung: „Wir schätzen uns sehr glücklich, dieses Teleskop aus Jena vom VEB Carl Zeiss zu erhalten, und ich beglückwünsche meine Mitarbeiter, daß sie ein so ausgezeichnetes Arbeitsgerät bekommen.“

Wenige Tage später begann der Abbau und die Verpackung des Teleskopes für die weite Reise in den Kaukasus. Dort wurde Anfang November 1965 die Montage der 20-m-Sternwartenkuppel mit der offiziellen Übergabe an den Auftraggeber abgeschlossen.

Ein Sonderzug wird die Gesamtanlage des 2-m-Teleskops nach Baku bringen. Von Baku bis zum Observatorium in 1600 m Höhe erfolgt der Transport auf LKW und Spezial-Transportwagen mit Zugmaschinen.

Von dieser Teleskop-Anlage erwartet man in Fachkreisen besonders hohe Leistungsfähigkeit, da es in seiner Aufbauform völlig neuartig ist und in seiner Ausrüstung dem neuesten Stand der Technik entspricht.

Die erstmalig in der Welt gebaute „Stützmontierung“ gibt dem Teleskop völlige Bewegungsfreiheit von Horizont zu Horizont und gestattet gleichzeitig die Anwendung bequemer und allseitig beweglicher Beobachtungsbühnen. Darüber hinaus wird durch diese neue Art der Lagerung eines Großgerätes die höchste Konstanz für den rechten Winkel zwischen den beiden Bewegungsachsen des Teleskops sowie die völlige Durchbiegungsfreiheit der Stundenachse erreicht.

Das Teleskop vereinigt in sich vier verschiedene optische Systeme, die naturgemäß alle auf einem in diesem Fall parabolischen Hauptspiegel von 2 m $\varnothing$ und 9 m Brennweite aufbauen: Der Original-Primärfokus mit dem für einen parabolischen Hauptspiegel gegebenen kleinen Gesichtsfeld besonders für spektrographische Arbeiten an lichtschwachen Objekten,

noch einmal der Primärfokus, jedoch mit einem zwischengeschalteten Korrektionsystem zur Vergrößerung des brauchbaren Gesichtsfeldes (6×6 cm),

der Cassegrain-Fokus mit 29,5 m Brennweite, dessen Strahlengang ohne Ablenkung durch die Bohrung im Hauptspiegel zu dem Cassegrain-Spektrographen und zu weiteren Zusatzgeräten (Photometer, Prismenspektrograph mit Positionsabweichung) geleitet wird,

der Coudé-Fokus mit 72 m Brennweite, dessen Strahlengang über zwei Ablenkspiegel durch die Deklinationsachse und Stundenachse in den temperaturkompensierten Coudé-Raum geleitet wird.

Die beiden Leitrohre mit 7,5 m Brennweite, bei einer Öffnung von 300 mm, dienen besonders der Feineinstellung des Teleskops und der Überwachung der Nachführung bei Arbeiten im Primärfokus.

Erfahrungsgemäß stellt ein Primärfokus, ganz gleich welcher Art, stets besonders hohe Anforderungen an die Konstruktion.

Er macht erforderlich: den Einsatz von Fokuskontroll-Einrichtungen (Schneidenmethode), Durchbiegungskompensation zur Beseitigung differentieller Biegungen zwischen Leitrohr und optischer Achse des Teleskops, automatische Kompensation der thermisch bedingten Fokusschwankungen durch thermo-elektrisch arbeitende Einrichtungen, Zugänglichkeit der Vorrichtungen am Primärfokus (Kassettenhalterung, Fokuskontrolle und Einstellung, Primärspektrograph) während der Beobachtungstätigkeit durch in Höhe und Seite weit ausladende Kuppelspaltbühne und optische Übertragung an die Rohrwanderung, gleichzeitiger Zugänglichkeit der Pointierungssokularköpfe der Leitrohre in der Nähe des Cassegrain-Spektrographen durch eine Beobachtungsbühne, die allgemein auch für die Arbeiten im Cassegrain-Fokus vorhanden sein muß, Einsatz von lichtelektrisch arbeitenden vollautomatischen Nachführkorrektions-Einrichtungen.

Zur Steigerung der Zuverlässigkeit und Gefährlosigkeit der Kuppelspalt- und der Beobachtungsbühne wurden hydraulisch betriebene Ausführungen gewählt.

Analog zum 2-m-Universal-Spiegelsystem des Karl-Schwarzschild-Observatoriums wurden auch hier wohldurchdachte Einrichtungen konstruiert, die es erlauben, einen Systemwechsel im Laufe eines Tages ohne Risiko und körperliche Anstrengungen unter voller Sicherung des Justierzustandes durchzuführen.

Da die neuartige Stützmontierung eine uneingeschränkte Beweglichkeit des Teleskops zuläßt, stand einer sinnvollen und weitgehenden Automatisierung der Einstell- und Nachfolge-Einrichtungen nichts im Wege. Außer der kompletten Druckknopfbedienung von allen Bedienungspulten aus stehen mehrere automatisch arbeitende Einrichtungen zur Verfügung, die die Arbeit des Beobachters wesentlich erleichtern.

Es sind drei Nebenschaltpläne vorhanden: auf der Beobachtungsbühne, auf der Kuppelspalzbühne und im Coudéraum. Von ihnen aus kann das Teleskop mit den Geschwindigkeiten 10°/Min., 2°/Min., 10'/Min. und die Pointierungsbewegung ± 3 Prozent der automatischen Tagesdrehung in beiden Achsen geschwenkt werden. Die Bedienung erfolgt an einem kleinen Handschalter, dessen vier Druckknöpfe die jeweils vom Registerschalter an dem betreffenden Schaltplan vorgewählten Funktionen übernehmen. Durch eine sinnvolle Automatik werden am Handschalter Richtungskennzeichen transparent beleuchtet, die jeweils mit den im Pointierungssokular sichtbaren Richtungskennzeichen übereinstimmen. Ein Richtungsfehler bei der Einschaltung von kleineren Korrekturbewegungen zur Pointierung des Sternes auf das Strichkreuz ist also ausgeschlossen. Am Hauptschaltplan steht noch eine weitere Schwenkgeschwindigkeit, die schnellste Bewegung mit etwa 120°/Min., zur Verfügung. Sternzeituhr, Rektaszensionsrechner und automatische Tagesdrehung werden von einer Quarzuhr gesteuert.

Die Einstellung des Teleskops ist an elektrischen Positionsfernanzeigen ablesbar, die den Stundenwinkel, die auf Refraktion korrigierten Werte für Rektaszension und Deklination und den Zenitabstand angeben.

Alle Anzeigen arbeiten absolut und benötigen nach der anfänglichen einmaligen Justierung keiner späteren Korrekturen. Voraussetzung ist natürlich der richtige Gang der Sternzeituhr. Sollte sie durch Stromausfall unterbrochen werden, so bedarf nur diese nachträglich der Korrektur.

Sind die Koordinaten des Gestirns bekannt, so kann die automatische Einstellung benutzt werden. An einer den Positionsfernanzeigen ähnlichen Einrichtung werden die Koordinaten α und δ des Gestirns vorgewählt. Nach Auslösung des Startbefehls bewegt sich das Teleskop vollautomatisch auf dem kürzesten Weg und mit der für die Größe der erforderlichen Schwenkung zweckmäßigen Geschwindigkeit bis zur Übereinstimmung der zurückgemeldeten, hinsichtlich Refraktion automatisch korrigierten und vom Stundenwinkel automatisch auf Rektaszension umgerechneten Koordinaten.

Da damit der Stern in den Fangbereich der automatischen Nachführkorrektur kommt, wird er von dieser automatisch mit einer Genauigkeit von $\pm 0'',5$ auf die optische Achse zentriert.

Handelt es sich um Objekte, die eine nennenswerte Eigenbewegung zeigen (Mond, kosmische Station), so kann die automatische Nachführgeschwindigkeit um ± 5 Prozent mit einer Konstanz von 10^{-4} kontinuierlich variiert werden.

Eine entsprechende, kontinuierlich weiterlaufende Bewegung in Deklination läßt sich ebenfalls einstellen. Sie ist beliebig wählbar von $-0,75^\circ/\text{h}$ bis $+0,75^\circ/\text{h}$ und hält ebenfalls eine Konstanz von 10^{-4} .

Eine weitere Bequemlichkeit für den Beobachter stellt die automatische Umschaltung der Positions-Fernanzeigen und Vorwähleinstellungen dar, durch die erreicht wird, daß man stets im richtigen Quadranten abliest, also keinen Stundenwinkel – beziehungsweise Rektaszensionsfehler von ± 12 h oder Vorzeichenfehler in Deklination machen kann.

Zu dieser Teleskop-Anlage gehören die 20-m-Sternwartenkuppel, die Kuppelspalzbühne, die Beobachtungsbühne, das 2-m-PCC-Teleskop auf Stützmontierung mit Schaltschränken und Bedienungspulten, die Spektrographen und das Photometer.

Besonders bei den Arbeiten im Coudéfokus stellt die vollautomatische Kuppeldrehung und Spaltgardineneinstellung eine große Erleichterung während der nächtlichen Arbeit dar.

Sie erfolgt über ein verkleinertes Abbild der gesamten Teleskop-Anlage, über ein Phantom, das den geometrischen Verhältnissen der Teleskopbewegung angepaßt ist.

Bei allen Schaltungen wurde darauf geachtet, sie durch das Prinzip zu immunisieren gegen Güteschwankungen und Leistungsabfall der verwendeten Röhren und Transistoren.

Eine umfangreiche Dokumentation gestattet eine rasche Fehlerermittlung. Automatisch einsetzende Havarie-Schaltung sorgt dafür, daß laufende Arbeiten noch zu Ende geführt werden können.

Mit freundlicher Genehmigung entnommen der „Jenaer Rundschau“, 3.66.

Vom Nutzen der Raumfahrt

Während man den wissenschaftlichen Nutzen der Raumfahrt allgemein anerkennt, wird immer noch sehr oft die Frage nach dem praktischen Nutzen dieses neuesten Gebietes der Wissenschaft und Technik gestellt, das sich immer größeres Interesse in allen Kreisen der Menschheit erwirbt. Tatsächlich kann man heute schon nachweisen, daß rund 3200 Erfindungen und praktische Nutzenwendungen in Industrie und Wirtschaft fast ausschließlich der Entwicklung der Raumfahrt zu danken sind.

Ohne zu einer grundlegenden Behandlung dieses interessanten Problems gelangen zu wollen, seien einige Beispiele aus der jüngsten Entwicklung genannt, die dieses Thema schlagartig beleuchten:

1. Eine Krankheit, die bisher schwer zu bekämpfen war und die für die davon Betroffenen sehr nachteilige Folgen hat, ist die Netzhautablösung. Bei dieser Erkrankung tritt eine partielle Erblindung auf, die das Sehvermögen des Erkrankten aufs höchste gefährdet.

Neuerdings finden Versuche statt, bei beginnender Netzhautablösung die abgelösten Partien wieder auf der ernährenden Unterlage zu befestigen. Man nimmt dabei die Zentrifugalkraft zu Hilfe, indem man Menschenzentrifugen, wie sie bei der Vorbereitung bemannter Raumflüge gebraucht werden, verwendet.

Bei diesen Versuchen wird der Patient so gelagert, daß die Richtung der Zentrifugalkraft genau senkrecht zur Ebene der Auflösungsfläche der Netzhaut verläuft.

2. Bei der Rückkehr von Raumfahrzeugen zur Erde treten, ähnlich wie beim Durchbruch eines strahlgetriebenen Flugzeuges durch die Schallmauer, Stoßwellenvorgänge auf.

Beim Wiedereintritt in die Erdatmosphäre entwickeln sich Geschwindigkeiten, die sehr schnelle Stoßwellen erzeugen. Diese erhitzen ihrerseits die Luft rund um das Raumschiff und lassen die zum Schutz dienende Außenhaut abschmelzen.

Durch ähnliche, aber in einem Laboratorium künstlich erzeugte Stoßwellen kann man ein Plasma erzeugen. Unter Plasma versteht man ein abnormes Gas, das sich nicht mehr im Zustand gewöhnlicher Gase befindet. Die Erzeugung von Plasma mit Hilfe von Stoßwellen gibt vor allem die Möglichkeit, das Verhalten verschiedener Plasmen im Laboratorium zu studieren. Die neuen Erkenntnisse, die dabei gewonnen werden, ermöglichen erst eine Anwendung der Plasmaphysik für die Energieerzeugung der Zukunft auf der Grundlage der Kernfusion und für die Energieumwandlung von Wärme in Elektrizität durch die Magnetohydrodynamik, worunter wir die Bewegung eines Plasmas in einem Magnetfeld verstehen.

3. Für die Außenhaut von Raumflugkörpern benutzt man neue Farbenstriche, die eigens für den Zweck der Raumfahrt von der modernen chemischen Industrie entwickelt wurden.

Man hat nun kürzlich mit einer solchen Farbe in der Hauswirtschaft gebräuchliche Bratpfannen bestrichen und dadurch erreicht, daß man in diesen Pfannen Fleisch ohne jede Anwendung von Fett vollkommen garbraten konnte.

Ferner erwies sich, daß diese Farbenstriche für Raumschiffe eine außerordentliche Haltbarkeit besitzen. Würde man sie z. B. für den Anstrich von Häuserfassaden benutzen, würden diese Anstriche mehrere Generationen überdauern.

Herbert Paffke

Der Gemini-Antriebstornister

Bei dem Versuch mit Gemini (GT-9) sollte am 5. Juni 1966 zum ersten Mal der von der US Air Force und der LTV Aerospace Corporation entwickelte Antriebstornister AMU (Astronaut Maneuvering Unit) durch Eugene Cernan geprüft, angelegt und benutzt werden. Da die Geräte des Antriebstornisters jedoch nicht einwandfrei funktionierten, konnte das interessante Experiment nicht ausgeführt werden. Der Versuch soll während des Fluges von Gemini 10 wiederholt werden.

Der 72,6 kg schwere Antriebstornister ist trotz seiner geringen Abmessungen mit folgenden Systemen ausgestattet:

1. Antrieb und Steuerung für die freie und zielgerichtete Bewegung des Kosmonauten im Raum; - 2. Automatische Stabilisierung zum Einhalten einer gewünschten Lage; - 3. Sauerstoff- und Klimaanlage; - 4. Eigene Stromversorgung; - 5. Nachrichtenübermittlungsanlage; - 6. Telemetriegerät; - 7. Störungswarnsystem.

Die Experimentalausführung des AMU, wie sie Gemini 9 mitführte, erlaubt es dem ausgestiegenen Kosmonauten, sich bis zu 300 m weit vom Raumschiff zu entfernen und sich bis zu einer Stunde im freien Raum aufzuhalten. Der Tornister ist wegen des geringen Platzes im Innern der Gemini-Kapsel am Heck der Gerätebaugruppe und zwar mit der Vorderseite nach außen befestigt. Der Kosmonaut, der den Antriebstornister benutzen will, muß aussteigen und sich an Handgriffen zur Gerätebaugruppe bewegen. Auf der Brust trägt er ein mit der Gemini-Kapsel verbundenes Gerät für Sauerstoff- und Druckluftversorgung, sowie für Nachrichtenübermittlung. Vor dem Einsatz soll der Antriebstornister von dem Kosmonauten geprüft werden. Die Prüfliste umfaßt mehr als 35 Punkte. Während dieser Prozedur, die bei Vorversuchen zwischen 12 und 24 Minuten beanspruchte, muß sich der Kosmonaut an trapezförmigen Stangen, die an der Gerätebaugruppe angebracht sind, festhalten. Wenn die Prüfung zufriedenstellend verlaufen ist, soll der Astronaut den Antriebstornister mit seinem Raumanzug verbinden, die bisherige Verbindung zur Gemini-Kapsel lösen und den Tornister anschließen. Erst dann trennt er den Antriebstornister von der Gerätebaugruppe und stößt sich vom Raumfahrzeug ab. Beim Versuch von Gemini 9 sollte der Kosmonaut noch durch ein Kabel mit der Kapsel verbunden bleiben.

H. H.

Veränderlicher Stern ohne Lichtwechsel

Die kanadischen Astronomen S. Demos und J. W. Fennie vom David-Dunlap-Observatorium der Universität Toronto haben eine sensationelle und bisher einmalige Entdeckung gemacht. Es handelt sich um die beobachtete Einstellung des Lichtwechsels eines veränderlichen Sternes. Der Stern RU im Sternbild Giraffe gehört zu jenen veränderlichen Sternen, die ihren regelmäßigen Lichtwechsel Prozessen im Sterninneren verdanken. Er wurde nach seiner Entdeckung der Sternengruppe der Delta-Cepheiden zugeordnet. Bei diesen Sternen besteht eine Beziehung zwischen der Periode ihres Lichtwechsels und ihrer absoluten Helligkeit, so daß man sie z. B. gut für Entfernungsbestimmungen an fernen Galaxien, in denen Sterne dieses Typs vorkommen, benutzen kann. Der Stern RU in der Giraffe strahlt seit 1965 mit fast gleichmäßiger Lichtstärke als Stern der Größe 8,5.

Auf Grund einer Rückfrage bei Prof. Hoffmeister, dem Direktor der Sternwarte der Deutschen Akademie der Wissenschaften zu Berlin, Sonneberg in Thüringen, der seit Jahren regelmäßige Kontrollaufnahmen des nördlichen Sternenhimmels ausführt, gelang es auch, den Übergang vom Zustand des veränderlichen Sternes in den eines stabilen Strahlers festzustellen. Während in den Jahren 1961 und 1962 der Lichtwechsel zwischen der Sternengröße 8,2 und 9,1 mit einer Periode von 22 Tagen noch normal verlief, begann er im Jahre 1963 bereits nachzulassen. 1964 verstärkte sich dieser Zustand, und im Jahre 1965 kamen die periodischen Veränderlichkeiten des Sternes ganz zum Erliegen. Es ist das erste Mal, daß man so etwas beobachtet hat. Theoretisch war nach Eddington das Aufhören des Lichtwechsels bei einem Stern vom Typus Delta-Cephei zwar zu erwarten. Für den Übergang von der Veränderlichkeit bis zum stabilen Licht hat Eddington aber eine Zeitspanne von tausend bis zehntausend Jahren berechnet, während der Stern RU in der Giraffe diesen Übergang in dem unerwartet kurzen Zeitraum von rund vier Jahren vollzog.

Herbert Pfafe

Amateure beobachten und berichten

Die Sonnenfleckentätigkeit im 2. Vierteljahr 1966

Refraktor: 50 mm Öffnung, Vergrößerung 30 ×

| Monat | Rm | n | N | |
|-----------------|------|----|---|------------------------------|
| April | 24,0 | 11 | 0 | Rm = Monatsmittelwert |
| Mai | 20,3 | 14 | 2 | n = Anzahl der Beobachtungen |
| Juni | 31,2 | 5 | 0 | N = fleckenfreie Tage |
| I. Vierteljahr | 19,2 | 29 | 4 | |
| II. Vierteljahr | 23,5 | 30 | 2 | |

Im II. Vierteljahr ist die Sonnenfleckentätigkeit langsam weiter gestiegen, es waren kaum noch fleckenfreie Tage vorhanden. Besonders eindrucksvoll war eine ausgedehnte Gruppe mit Hofbrücken in den ersten Apriltagen. In der dritten April- und Maidekade steigerte sich die Gruppenzahl bis auf 3, während im übrigen Mai ein langsames Nachlassen sich bemerkbar machte.

Erich Schütz, Hildburghausen

Tätigkeitsbericht 1965 der Privatsternwarte Pulsnitz

Allgemeines. Die Pulsnitzer Stadtverwaltung wurde vom Rat des Kreises Bischofswerda ermächtigt, die beiden Wohnungen im Vorderhaus der Sternwarte instandzusetzen. Die Baukosten sind auf über 25 000 MDN veranschlagt.

Personelles. Das Ministerium für Volksbildung stellte für die Sternwarte eine Planstelle in Aussicht. Dieses Vorhaben ist noch nicht verwirklicht. Als freiwilliger Mitarbeiter, insbesondere für Volksbildungszwecke, war der Physiklehrer Heinz Spengemann tätig. Gäste der Sternwarte waren Dr. Fischer (CSSR) und Dr. Becking (Niederlande), ersterer zu geschichtlichen Studien, letzterer zur Untersuchung kohlestoffhaltiger Meteoriten.

Bibliothek. Fünf der alten astronomischen Drucke, darunter eine Inkunabel von 1499, wurden leihweise dem Verlag Edition Leipzig übergeben, den prüfen will, ob ein Faksimile-Druck möglich ist. Als erster Druck ist „Selenographia sive“ von Johannes Hevelius (1647) in Aussicht genommen.

Meteoritensammlung. Von der Akademie der Wissenschaften der UdSSR erhielt die Sternwarte auf dem Tauschwege acht neue Meteoriten. Sieben davon waren in den letzten Jahren auf dem Gebiet der UdSSR niedergegangen. Ferner wurden die Restbestände des Meteoritenforschers Bruno Schulz, Berlin-Köpenick, erworben. Die Zahl der Ende 1965 in der Sammlung vertretenen Meteoritenfälle betrug 274. Insgesamt enthält die Sammlung jetzt 323 kg meteoritisches Material.

Instrumente. Am großen Astrographen wurde das Leitfernrohr, der 270 mm Refraktor, $f = 382$ cm, fertiggestellt und in Betrieb genommen. Ein ordnungsgemäßes Beobachtungsprogramm durchzuführen war wegen Mitarbeitermangel noch nicht möglich.

Wissenschaftliche Arbeiten. Der Unterzeichnete arbeitete an einem Manuskript, das den Titel „Über einige bei großen Geschwindigkeiten zu erwartende Bewegungseffekte“ trägt. Die Arbeit behandelt Vorgänge, die ihrer schwierigen Beobachtungsmöglichkeit wegen bisher nur wenig Beachtung fanden, die aber in Zukunft bei Verfeinerung der Beobachtungsmethoden sowie durch die Raumfahrt Bedeutung erlangen dürften.

So muß bei einem Himmelskörper, der eine starke Beschleunigung erfährt und dadurch relativ zu seinem anfänglichen Bewegungszustand eine große Geschwindigkeit erhält, ein Zurückbleiben der Gravitation eintreten, wenigstens sofern man der Gravitation eine endlich große Ausbreitungsgeschwindigkeit relativ zu ihrem Ausgangsort zubilligt. Dieses Zurückbleiben der Gravitation führt zunächst dazu, daß der Himmelskörper einen neben ihm dahinwandernden zweiten Himmelskörper mit veränderter Intensität anzieht, nämlich nach vorn sowie nach den Seiten zu weniger, nach hinten zu mehr. Insgesamt ergibt sich hieraus eine Abnahme der Gravitation, was zu einem Auseinanderstreben der Himmelskörper führen sollte. Diesem „Intensitätseffekt“ der Gravitation wirken jedoch andere Effekte entgegen, so unter anderem ein von der gegenseitigen Lage der Himmelskörper abhängiger „Richtungseffekt“ der Gravitation. Bisher wenig beachtete Bewegungseffekte sind auch bei der optischen Beobachtung der Himmelskörper zu erwarten, sofern entweder der Beobachter oder die Himmelskörper mit c vergleichbare Geschwindigkeiten annehmen. Obwohl in beiden Fällen verschiedenartige Voraussetzungen für das Eintreten der Effekte vorliegen (Aberrationserscheinungen und Laufzeitenänderungen), zeigt es sich, daß ein Beobachter auf Grund dieser optischen Effekte nie entscheiden kann, ob er selbst sich bewegt oder ob die Himmelskörper sich in Bewegung befinden. Das Erkennen einer „Absolutbewegung“ bleibt ihm versagt. Ein Sonderfall liegt bei der Beobachtung der Himmelskörper durch Radarecho-Messungen vor, da in diesem Falle Zeiteffekte zur Beobachtung gelangen, die keiner Kompensation durch andere Effekte unterliegen. Sonst aber ergibt sich bei den meisten der untersuchten Bewegungseffekte ein Ausgleich der Effekte, der die Feststellung von Absolutbewegungen unmöglich macht. Damit stehen die Ergebnisse der Untersuchung in völliger Übereinstimmung mit der speziellen Relativitätstheorie. Auch die Formeln hat diese „Physik bewegter Körper“ mit der Speziellen Relativitätstheorie gemein.

Volksbildung. Die Sternwarte hatte 1965 5953 Besucher. Außerhalb der Sternwarte wurden 12 Vorträge gehalten.

Veröffentlichungen. Im Berichtsjahr wurde der Versand der Arbeit „Die Verwendung realer Effekte in der speziellen Relativitätstheorie“ beendet. Von den Empfängern wohnen 648 in der Deutschen Demokratischen Republik, 1573 in Westdeutschland, 632 im übrigen Ausland. 27 Stellungnahmen gingen ein, 18 zustimmend, 9 ablehnend.

JOHANNES CLASSEN

MITTEILUNGEN



DER DEUTSCHEN ASTRONAUTISCHEN GESELLSCHAFT MITGLIED DER IAF

Präsident: Prof. Dr. Johannes Hoppe, Direktor am Heinrich-Hertz-Institut der Deutschen Akademie der Wissenschaften zu Berlin, Vizepräsidenten: Prof. Dr. Hans Reichardt, Heinz Mielke, Sekretär: Dipl.-Gewl. Herbert Plaffe

Probleme des Raumfluges im Erde-Mond-Bereich

Dr. ERHARD HANTZSCHE

III. Ergänzungen

1. Ergänzungen und Berichtigungen zu Teil II

In Abb. 14 (S. 15) ist das Potentialgebirge in der Umgebung des Librationspunktes L_1 (Bahnebene, rotierendes Koordinatensystem) dargestellt.

In den Gleichungen auf S. 19 bedeutet Qr die elektrische Ladung des Raumschiffes.

In den Gleichungen (9), S. 27, müssen die letzten Klammern rechts lauten

$$\text{bei } S_1: (1 + x_m^4 - 2 x_m^2 \cos \varphi_m)^{1/2}$$

$$\text{bei } S_2: [(1 + x_m^2 - 2 x_m \cos \varphi_m)^{-1/2}]^{1/2}$$

In Gleichung (11 c), S. 27, ist $\eta = (\mu^2/2)^{1/2}$, und (11 e) ist die Gleichung für den Mittelwert $x(\theta)_m$, ebenso auf S. 28 oben, 5. Zeile. Dort fehlen ferner Klammern hinter π bzw. $\pi/2$.

In der vorletzten und letzten Zeile des Absatzes, der mit „Die Störkräfte...“ beginnt, muß es heißen: „wo die maximalen Abweichungen zwischen...“.

Die Ausführungen auf S. 31 gelten analog für Flüge vom Mond zur Erde.

In den Tab. 1 und 2, S. 24/25, ist der Betrag der Potentialdifferenzen angegeben.

Berichtigungen bzw. Bemerkungen zur Interpretation der Gleichungen (7) sowie der Abb. 2 und 3 in Teil I, siehe Anmerkung 3, S. 30. Die punktierte Linie in Abb. 4 (Lage der Librationspunkte, Teil I, S. 129) gilt für das Massenverhältnis Erde-

Mond. Die Potentiale dieser Punkte im Erde-Mond-System können ebenfalls aus Abb. 5 abgelesen werden (vgl. Tab. 2).

Ergänzungen zu Tabelle 4

Mondsonden

| Name | Start | Flugdauer bis
Mond, Std. | Startgeschw.
Δv km/sec | Kleinste Entfernung
ab Oberfläche, km |
|---------|-------------------|-----------------------------|-----------------------------------|--|
| Luna 7 | 65-77 4. 10. 1965 | 86 | - 0,085 | 0 |
| Luna 8 | 65-99 3. 12. 1965 | 83 | - 0,08 | 0 |
| Luna 9 | 66-6 31. 1. 1966 | | | 0 |
| Luna 10 | 66-27 31. 3. 1966 | | | 350 |

Weitere Raumsonden, die nicht in die Nähe des Mondes gelangten: Venus 2, 3; Pioneer 6. Der kleinste Mondabstand von Sonde 3, 1965-56, betrug 9200 km.

Ergänzungen zu Tabelle 5

Erdsatelliten mit hohem Apogäum

| Name | Apogäum 10 ³ km | Maximale Mondgravitation relativ
zur Erdgravitation (im Apogäum) |
|--------------------|----------------------------|---|
| Centaur 6 | 65-64 820 | 4,3 Prozent |
| Vela 6 | 65-58 121 | 0,26 Prozent |
| Molnija 1 B | 65-80 40 | 0,016 Prozent |
| Molnija 1 C | 66-35 39 | 0,016 Prozent |
| Transtage + OV 2-3 | 65-108 34 | 0,011 Prozent |
| LES 3 + 4 | 65-108 34 | 0,011 Prozent |
| Oscar 4 | 65-108 34 | 0,011 Prozent |

2. Potentiale

Zur Bedeutung der in den Abschnitten 2 und 4, Teil II (siehe auch die Abb. 13 und 14, sowie die Abb. 2 und 3, Teil I) eingeführten Potentiale sei hier noch folgendes ergänzt:

1. Für einen einzelnen isolierten Weltkörper, der sich kräftefrei bewegt, läßt sich ein skalares Potentialfeld in dem Sinne angeben, daß sich aus ihm durch Gradientenbildung der Vektor der Kraft, die auf eine beliebige andere Masse einwirkt, und damit deren Bewegungsgleichung in jedem Punkt des Raumes streng bestimmen läßt. Oder: das so definierte Potential geht als additiver Bestandteil in die Lagrange-Funktion einer anderen Masse ein, deren Bahn und Bewegung dann über das Hamiltonsche Wirkungsprinzip bzw. die äquivalenten Lagrange-Gleichungen berechnet werden kann. Das gilt für eine beliebige Massenverteilung im Innern des Weltkörpers.

Weiterhin ist die mechanische Gesamtenergie der Testmasse, die sich aus ihrer kinetischen Energie und der potentiellen Energie zusammensetzt, im Gravitationsfeld konstant. Bei vorgegebener Gesamtenergie ist die kinetische Energie des Körpers demnach eine eindeutige Funktion des Ortes, die sich aus dem Potential berechnen läßt. Diese Vorteile bei der Verwendung des Potentialfeldes legen den Versuch nahe, auch bei Berücksichtigung weiterer Himmelskörper mit einem Potential zu arbeiten.

2. Der vorstehend betrachtete Fall ist idealisiert, denn tatsächlich ist kein Weltkörper völlig isoliert, in seiner Umgebung befinden sich andere Massen, und die Bewegung des Weltkörpers ist nicht kräftefrei (beides hängt natürlich zusammen). Die Bewegung einer Testmasse wird deshalb stets auch durch die anderen Weltkörper mit beeinflußt, und in einem Inertialsystem sind die Kräfte stets zeitabhängig.

Auch in diesem Falle läßt sich ein Potentialfeld definieren, das sich additiv aus den Potentialen zusammensetzt, die die einzelnen Massen verursachen und das jetzt zeitabhängig ist. Durch Gradientenbildung (bei festgehaltener Zeit) läßt sich wieder das Feld des Kraftvektors ermitteln, der natürlich jetzt ebenfalls eine Funktion des Ortes und der Zeit wird. In gleicher Weise ist dieses zeitabhängige Potential Bestandteil der Lagrange-Funktion der Testmasse.

Dagegen gilt der Energiesatz nicht mehr, d. h. die Gesamtenergie der Testmasse ist nicht mehr konstant. Man kann also aus der Änderung des Potentials längs ihrer Bahn nicht mehr auf die Änderung des Betrages ihrer Geschwindigkeit schließen. Das geht allenfalls näherungsweise, wenn die zeitliche Änderung des Potentials längs der Bahn relativ gering ist (d. h. wenn das letzte Glied in der Gleichung S. 31 unten klein ist gegenüber den anderen Gliedern).

Wenn man z. B. im Erde-Mond-System ein geozentrisches Koordinatensystem wählt (das nahezu ein Inertialsystem ist), so ist der durch die Erde verursachte Anteil des Gravitationspotentials U_e zeitlich konstant, und nur der Anteil des Mondes U_m ist zeitabhängig (da sich der Mond in diesem Koordinatensystem bewegt). Der Energiesatz ist dann noch näherungsweise gültig

a) in Raumbereichen, wo das Mondpotential nur eine kleine Störung des Erdpotentials ist, $|U_m(t, t)| \ll |U_e(r)|$,

b) wenn der Testkörper seine Bahn in einer so kurzen Zeit T durchläuft, daß die zeitliche Änderung des Potentials währenddessen relativ klein bleibt, $|\delta U_m / \delta t| \ll |(U_m + U_e)/T|$.

Außerdem ist es natürlich in Ausnahmefällen möglich, daß sich zwischen einzelnen Punkten die Summe der zeitlichen Änderungen gerade aufhebt. Analoge Bedingungen gelten für ein selenozentrisches Koordinatensystem.

3. Die Ungültigkeit des Energiesatzes wird durch die zeitabhängigen Potentiale verursacht. Man kann nun diese Zeitabhängigkeit stets eliminieren, wenn man zu einem Koordinatensystem übergeht, in dem alle Weltkörper, die auf die Testmasse Kräfte ausüben, feste (d. h. zeitunabhängige) Koordinaten erhalten. Ein solches Koordinatensystem ist kein Inertialsystem mehr, d. h. es treten in ihm zusätzliche Trägheitskräfte auf, die vom Ort und der Geschwindigkeit des Testkörpers abhängen.

Im allgemeinen Fall wäre ein solches Koordinatensystem außerordentlich kompliziert und brächte keine Vorteile; relativ einfach wird es bei zwei Massen, die sich mit konstanter Winkelgeschwindigkeit umkreisen. Dann erfüllt bereits ein mitrotierendes Koordinatensystem die Bedingung, daß die Gravitationspotentiale zeitunabhängig werden. Trägheitskräfte sind dabei die Zentrifugalkraft und die Corioliskraft. Erstere ist nur vom Ort abhängig, man kann für sie ein Potential definieren und zum Gravitationspotential addieren. Es läßt sich zeigen, daß dann für eine Testmasse in diesem (zeitunabhängigen) Gesamtpotential der Energiesatz streng gilt (und zwar in Form des Jacobischen Integrals, vgl. Gleichung (4), Teil I), allerdings unter der einschränkenden Voraussetzung, daß die Testmasse so klein sein muß, daß sie die Bewegung der beiden anderen Massen nicht merklich beeinflusst.

Während also die Gültigkeit des Energiesatzes durch diese Koordinatentransformation wiederhergestellt wurde, ist es jetzt nicht mehr möglich, durch Bildung des Gradienten aus dem Potentialfeld das Kraftfeld und damit die Bewegungsgleichung zu ermitteln, da eine zusätzliche geschwindigkeitsabhängige Trägheitskraft (die Corioliskraft) auftritt, die nicht im Potential mit enthalten sein kann.

Wenn sich beide Weltkörper nicht auf einer Kreisbahn bewegen, werden die Trägheitskräfte noch wesentlich komplizierter, und der Potentialbegriff verliert weiter an Bedeutung. Für die numerische Berechnung von Bahnen ist es in jedem Fall nicht nur zweckmäßig, sondern notwendig, direkt vom Kraftfeld auszugehen; das Jacobische Integral dient dann lediglich als Kontrolle.

4. Die in Tab. 1 (Teil II, S. 24) unter 1 a) und 1 b) angegebenen Potentiale gelten für die isoliert gedachte Erde bzw. den isoliert gedachten Mond, und in 2 a) und 2 b) stehen die für denselben idealisierten Fall streng gültigen Geschwindigkeiten.

Die Potentiale des Erde-Mond-Systems 1 c) sind eigentlich zeitabhängig, doch in den dort ausgewählten Punkten des Raumes ist die Zeitabhängigkeit relativ klein. Wenn diese zeitabhängigen Potentiale überall bekannt sind, lassen sich daraus die Kräfte berechnen. Der Energiesatz gilt jedoch nicht, und die entsprechenden Geschwindigkeiten 2 c) gelten ebenfalls nur näherungsweise; allerdings sind die möglichen Fehler der dort angegebenen Werte nicht groß.

Die Potentiale in Tab. 2, 1) enthalten das Potential der Zentrifugalkraft und sind ebenso streng richtig wie die unter 1 c) der Tab. 1, sie sind jedoch im Gegensatz zu letzteren unabhängig von der Zeit. Die in Tab. 2, 2) angegebenen Geschwindigkeiten sind deshalb streng gültig.

Andererseits lassen sich jedoch aus dem Potentialfeld, das in den Abb. 13 und 14 dargestellt ist und für das einzelne Werte in Tab. 2, 1) stehen, nicht mehr die Kräfte bestimmen, die auf die Testmasse einwirken. Die Kräfte ergeben sich nur in dem Spezialfall aus diesen Potentialen, wenn die Geschwindigkeit der Testmasse im rotierenden Koordinatensystem gleich Null ist oder zumindest parallel bzw. antiparallel zur Rotationsachse des Systems gerichtet ist.

In jedem Fall sind alle in Tab. 2 angegebenen Geschwindigkeiten absolute Minimalwerte, die sich unter Berücksichtigung lediglich des Jacobischen Integrals ergeben. Sie bedeuten keinesfalls, daß man jeden Punkt des Raumes von irgendeinem anderen Punkt aus mit der 'aus den Potentialen errechneten Minimalgeschwindigkeit auch wirklich erreichen kann. Normalerweise sind die erforderlichen Geschwindigkeiten größer, wobei der Testkörper dann allerdings im Punkt höheren Potentials noch eine endliche Geschwindigkeit hat. Analoges wie hier beim Dreikörperproblem gilt ja bekanntlich auch schon im einfachen Zweikörperproblem.

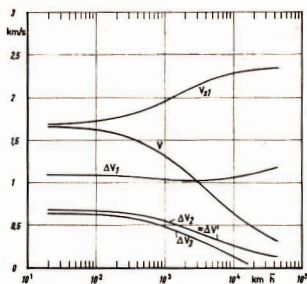
3. Erdsatelliten und Mondsatelliten

Die folgenden Bemerkungen sollen lediglich einige Aspekte berühren, die mit dem Raumflug im Erde-Mond-Bereich in Zusammenhang stehen. Eine vollständige Diskussion der Satellitenprobleme würde den Rahmen dieser Darstellung überschreiten.

Satellitenbahnen existieren innerhalb eines Raumbereiches, der ungefähr mit der Wirkungssphäre übereinstimmt. Am Rand dieses Gebietes sind die Störungen jedoch normalerweise schon so groß, daß der Raumflugkörper bereits nach einem oder wenigen Umläufen die Satellitenbahn wieder verläßt.

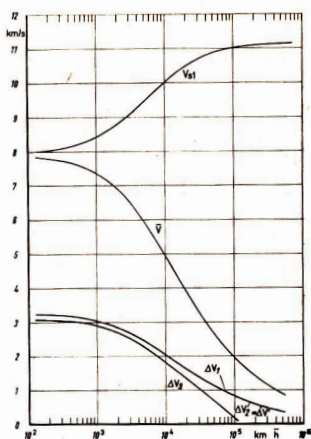
Ein Hinweis auf die Stabilität der Satellitenbahn ist die Größe der Störkräfte, die für die Verbindungsgrade Erde-Mond in der Abb. 10 dargestellt ist; aus den Abb. 8 und 9 erkennt man auch, welche Kräfte je nach Lage der Satellitenbahn in erster Linie berücksichtigt werden müssen, wenn man eine exaktere, d. h. über das Keplerproblem hinausgehende Beschreibung der Satellitenbewegung in Angriff nehmen will:

Für Erdsatelliten in Erdnähe (maximale Höhe $\approx 15 \cdot 10^3$ km) ist es hauptsächlich das Nichtzentralfeld der Erde (dazu bei Höhen < 300 km der Luftwiderstand), in



▲ Abb. 18 b

Abb. 18 a ▶



Geschwindigkeit von Erdsatelliten und Mondsatelliten

18 a: Erdsatelliten. $\bar{v}$ mittlere Bahngeschwindigkeit, v_{s1} ideale Geschwindigkeit beim Start ab Erdoberfläche; Δv Abbremsgeschwindigkeit beim Start vom Mond: Δv_1 beim Start mit parabolischer Geschwindigkeit $v_{s2} = v_p$, Δv_2 beim Start mit Minimalgeschwindigkeit $v_{s2} = v'_m$, Δv_3 beim Start $v_{s2} = v_1$; $\Delta v' = (V^2 - 1) \bar{v}$, d. h. Differenz zwischen parabolischer und Kreisbahngeschwindigkeit. Ideale Geschwindigkeit beim Start ab Mondoberfläche: $v_{s2} + \Delta v$.

18 b: Mondsatelliten: v_{s1} ideale Geschwindigkeit beim Start ab Mondoberfläche; Δv Abbremsgeschwindigkeit beim Start von der Erde. Übrige Bezeichnungen analog.

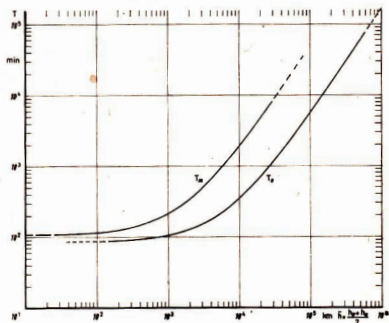


Abb. 17
Umlaufzeiten
von Erdsatelliten T_e
und Mondsatelliten T_m .

Höhen zwischen $15 \cdot 10^3$ und $100 \cdot 10^3$ km sowohl das Nichtzentralfeld der Erde als auch die Störungen durch Mond und Sonne, für noch größere Höhen im wesentlichen nur noch die letzteren.

Bei Mondsatelliten muß man für alle Höhen unterhalb etwa $8 \cdot 10^3$ km sowohl das Nichtzentralfeld des Mondes als auch die Störungen durch die Erde berücksichtigen, für größere Höhen hauptsächlich nur noch letztere und eventuell noch den Einfluß der Sonne. Wir haben dabei angenommen, daß Anteile der Störkraft, die weniger als 1 Prozent zur Gesamtstörung beitragen, vernachlässigt werden können.

Solange man diese Störungen unberücksichtigt lassen kann, ist die Umlaufzeit T eines Satelliten, dessen mittlere Höhe über der Oberfläche $\bar{h} = \frac{1}{2}(h_p + h_a)$ ist (h_p , h_a : kleinste und größte Höhe der elliptischen Bahn):

$$T = T_0 \left(\frac{R + \bar{h}}{R} \right)^{3/2}$$

(siehe Abb. 17, S. 156), und die mittlere Bahngeschwindigkeit $\bar{v}$ wird

$$\bar{v} = v_0 \left(\frac{R}{R + \bar{h}} \right)^{1/2} \quad (\text{Abb. 18a, b}).$$

Dabei sind $v_0 = \sqrt{gR}$

$$\text{und} \quad T_0 = 2\pi \sqrt{\frac{R}{g}} = \sqrt{\frac{3\pi}{\kappa \varrho}}$$

die Geschwindigkeit bzw. die Umlaufzeit des Nullsatelliten; R ist der Radius des Weltkörpers, g die Schwerebeschleunigung an seiner Oberfläche, ϱ seine mittlere Dichte und κ die Gravitationskonstante. Bemerkenswert ist, daß die Umlaufzeit des Nullsatelliten nur von der mittleren Dichte abhängt. Für die Erde ist $v_{0e} = 7,9098 \text{ km} \cdot \text{sec}^{-1}$, $T_{0e} = 84^m 35$, und für den Mond $v_{0m} = 1,6796 \text{ km} \cdot \text{sec}^{-1}$, $T_{0m} = 108^m 37$. Dabei sind beide Weltkörper als kugelförmig angenommen.

Die ideale Startgeschwindigkeit zum Einflug in eine Satellitenbahn mit der mittleren Höhe $\bar{h}$ beträgt beim Start von der Oberfläche

$$v_{s1} = v_0 \left(\frac{R + 2\bar{h}}{R + \bar{h}} \right)^{1/2}$$

es ist also $v_{s1} \geq v_0 \geq \bar{v}$, wobei die Gleichheitszeichen für den Nullsatelliten gelten.

Wenn man dagegen eine Mondsatellitenbahn durch Start von der Erdoberfläche erreichen will (oder umgekehrt eine Erdsatellitenbahn durch Start von der Mondoberfläche), braucht man zumindest die Startgeschwindigkeit $v_{s2} = v_1$, die die Potentialdifferenz bis zum Librationspunkt L_1 , überbrückt, in praxi jedoch die größere Geschwindigkeit $v_{s2} \geq v'_m$ (vgl. S. 32 in Teil II), also dieselben Startgeschwindigkeiten wie für jeden Mondflug von der Erde aus (bzw. für den Flug zur Erde vom Mond). Dazu kommt eine Abremsgeschwindigkeit Δv , wenn die gewählte Satellitenbahn erreicht ist, denn bereits der Start mit $v_{s2} = v'_m$ von der Erde führt zu selenozentrischen Hyperbelbahnen (S. 32), ebenso in umgekehrter Richtung. Die ideale Geschwindigkeit zum Einflug in eine Satellitenbahn um einen benachbarten Himmelskörper ist demnach $v_{s2} + \Delta v$. Für die Erde war $v_1 \approx 11,04 \text{ km} \cdot \text{sec}^{-1}$, $v'_m \approx 11,09 \text{ km} \cdot \text{sec}^{-1}$, für den Mond $v_1 \approx 2,32 \text{ km} \cdot \text{sec}^{-1}$, und $v'_m \approx 2,37 \text{ km} \cdot \text{sec}^{-1}$ (vgl. Tab. 1 und 2). Rechnet man mit den absoluten Minimalgeschwindigkeiten $v_{s2} = v_1$, so braucht man zum Start eines Nullsatelliten des Mondes von der Erde aus eine ideale Geschwindigkeit von $11,680 \text{ km} \cdot \text{sec}^{-1}$, wovon $0,643 \text{ km} \cdot \text{sec}^{-1}$ auf die Abbremsung entfallen. Im umgekehrten Fall würde eine ideale Geschwindigkeit von $5,449 \text{ km} \cdot \text{sec}^{-1}$ erforderlich sein, um einen Nullsatelliten der Erde vom

Mond aus zu starten, wovon jetzt $\Delta v = 3,127 \text{ km} \cdot \text{sec}^{-1}$ für die Abbremsung verbraucht werden. Verläuft die Satellitenbahn in größerer Höhe, wird der Geschwindigkeitsbedarf gewöhnlich etwas kleiner (da Δv abnimmt), er steigt jedoch, wenn die Startgeschwindigkeit größer als v_1 ist (sowohl v_{s2} als auch Δv wachsen an). Mit $v = v_2 = v_p$ beispielsweise (der parabolischen Geschwindigkeit) ist die ideale Geschwindigkeit für den Nullsatelliten des Mondes $12,284 \text{ km} \cdot \text{sec}^{-1}$, davon $\Delta v = 1,098 \text{ km} \cdot \text{sec}^{-1}$, und für den Nullsatelliten der Erde $5,653 \text{ km} \cdot \text{sec}^{-1}$, davon $\Delta v = 3,278 \text{ km} \cdot \text{sec}^{-1}$. In den Abb. 18 (S. 156) sind einige dieser Geschwindigkeiten in Abhängigkeit von der Bahnhöhe dargestellt. Alle Zahlen gelten unter Vernachlässigung des Luftwiderstandes.

Die Bahnen synchroner Erdsatelliten, die in einer mittleren Höhe $h = 35\,974 \text{ km}$ über der mittleren Erdoberfläche verlaufen, können beliebige Neigungen i gegen den Erdäquator und beliebige Exzentrizitäten e bis maximal $0,845$ haben. Sie liegen in einem Entfernungsbereich, wo die Summe der Störkräfte besonders klein ist (siehe Abb. 10 a), solange auch die Exzentrizität nicht zu groß wird. Ein synchroner Erdsatellit ist bekanntlich stationär, wenn $i \approx 0$ und $e \approx 0$ ist (äquatoriale Kreisbahn). Er kann dann über einem beliebigen Punkt des Äquators stehen, doch gibt es nur vier wirkliche Gleichgewichtspositionen über den Achsen der Äquatorellipse, von denen lediglich die Positionen über der kleinen Achse völlig stabil sind (nach Blitzler und Mitarbeiter 63); die Störungen sind jedoch sehr gering.

Im Gegensatz dazu können synchrone Mondsatelliten nicht existieren; sie müßten sich außerhalb des Bereichs bewegen, in dem Satellitenbahnen überhaupt möglich sind (vgl. Buchar 63). Die Störungen durch die Erde sind dort bereits zu groß. Es gibt jedoch eine Ausnahme: Befindet sich der Satellit in einem der Librationspunkte L_1 oder L_2 (evtl. auch noch: in ihrer Nähe), so verhält er sich wie ein synchroner und außerdem nahezu stationärer Mondsatellit. Allerdings ist bekanntlich bei dieser Bewegung ebenfalls die Erdgravitation maßgeblich mit beteiligt. Die mittlere Höhe über der mittleren Mondoberfläche beträgt dann $56\,281 \text{ km}$ bzw. $62\,776 \text{ km}$ (vgl. Tab. 3).

Literatur

- Blitzler, Kang, Mc Guire, J. Geophys. Res. 68 (1963), 950.
Buchar, Space Research III, 1963, 999.

Voyager-Einsatz verschoben

Der erste Einsatz der interplanetaren Sonden vom Typ Voyager wurde von der NASA von 1971 auf 1973 verschoben. Ursprünglich sollte Voyager 1 1971 auf eine Marsumlaufbahn gebracht werden, und 1973 sollten weitere Voyager-Instrumentenkapseln von Marsumlaufbahnen auf die Oberfläche des Nachbarplaneten gelandet werden. Dafür werden die USA drei weitere Mariner-Sonden für Flüge zum Mars und zur Venus einsetzen:

1. Mitte 1967 soll eine geringfügig modifizierte Mariner-4-Venussonde mit einer Atlas-Agena gestartet werden. Nach drei- bis viermonatigem Flug (Mariner 2 = 109 Tage) soll die mit verbesserten Meßgeräten ausgerüstete Station in geringerer Entfernung als Mariner 2 ($34\,760 \text{ km}$) an unserem inneren Nachbarplaneten vorbeifliegen.
2. und 3. Anfang 1969 sollen zwei neue und schwere Mariner-Sonden mit einem Atlas-Centaur Trägerraketensystem in Richtung unseres äußeren Nachbarplaneten gestartet werden. Nach etwa neunmonatigem Flug sollen die Stationen den Mars erreichen.

Für 1973 plant die NASA, zwei identische Voyager-Fahrzeuge mit einer Saturn 5 zu starten. Beide sollen in Marsumlaufbahnen eingesteuert werden und Instrumentenkapseln auf der Oberfläche des Planeten absetzen.

H. H.

USA-Raumfahrtbudget 1967

HANS-K. REMANE

Das Haushaltsjahr 1967 beginnt in den USA am 1. Juli 1966 und endet am 30. Juni 1967. In diesem Rechnungsjahr sollen insgesamt 6,74 Milliarden Dollar für Raketenentwicklung, Raketenproduktion und Raumflugobjekte zur Verfügung gestellt werden.

Die NASA (National Aeronautics and Space Administration) stellte für dieses Jahr gleich drei Programme auf, die sich auf 4,8 bis 5,5 Milliarden Dollar beliefen. Besonders empfohlen wurde das Programm mit dem 5,5 Milliarden Dollar. Angesichts des verbrecherischen Krieges in Vietnam war diese Summe keinesfalls in Übereinstimmung mit der derzeitigen Regierungspolitik zu bringen, so daß man sich gezwungen sah, Abstriche vorzunehmen. Das Budget für die NASA wurde auf 5,012 Milliarden Dollar gekürzt. Von dieser Kürzung wurden einige interessante und wichtige Projekte betroffen, u. a. das Projekt AOSO (Advanced Orbiting Solar Observatory), ein die Erde umkreisendes Sonnenobservatorium.

Von der Kürzung in Mitleidenschaft gezogen wurde auch das Voyager-Programm und das Apollo-Applications-Programm. Bei dem zuletzt genannten handelt es sich um ein sogenanntes Nachfolgeprogramm mit den beim Apollo-Mondlandeprogramm verwendeten Gerätetypen und den dabei gesammelten Erfahrungen. Für dieses Programm ist im anlaufenden Rechnungsjahr nur die Aufgabenstellung zu fixieren.

Sogar das Apollo-Mondprogramm, einst zur nationalen Aufgabe der USA erklärt, blieb von der Kürzung nicht verschont. Hierzu erklärte der stellvertretende Administrator der NASA, Dr. Robert Seamans jr.: „Wir machten bei der Durchsprache des Programms (dem Präsidenten) klar, daß wir nicht die Mittel haben, die unsere Leute gern dafür sehen würden... Wir glauben aber, daß wir (mit diesem Budget) eine Chance haben, die Mondlandung in diesem Jahrzehnt zu verwirklichen. Es sind jedoch absolut keine Mittel darin, um etwa auftretenden Schwierigkeiten begegnen zu können. Eine weitere Kürzung nur um weniger als 200 Millionen Dollar schiebt die bemannte Mondlandung hinaus.“

Die gesamten Ausgaben für das USA-Raumfahrtbudget 1967 wurden ursprünglich wie folgt geschätzt:

| | |
|---------------------------------|----------------------|
| NASA | 5 211 000 000 Dollar |
| Verteidigungsministerium | 1 650 000 000 Dollar |
| Atomenergiekommission | 174 000 000 Dollar |
| Handelsministerium | 27 000 000 Dollar |
| Nationale Wissenschaftsstiftung | 3 000 000 Dollar |
| | <hr/> |
| | 7 065 000 000 Dollar |

Von dieser Summe wurden aber nur 6,74 Milliarden Dollar vom Kongreß genehmigt. Auffällig hierbei ist die Summe, die dem Verteidigungsministerium zur Verfügung gestellt wurde. Diese finanziellen Mittel fließen überwiegend in das Hauptprojekt des Verteidigungsministeriums, das Projekt MOL (Manned Orbital Laboratory). Bei diesem Projekt handelt es sich um ein bemanntes Laboratorium, welches die Erde umkreisen soll. Diese Station wird nicht aus Einzelteilen in der Umlaufbahn zusammengefügt, sondern direkt in einem Stück mit einer Rakete Titan-III-C in die Umlaufbahn gebracht. Ihr Gewicht soll sich (Abmessung: 7 m Länge, Durchmesser etwa 3 m) auf etwa 7 t belaufen. Die Station besteht aus einem Raum für die Zwei-Mann-Besatzung und einer modifizierten Gemini-Z-Raumkapsel. In dieser Kapsel soll sich ein Besatzungsmitglied verdächtigen Satelliten nähern, sie untersuchen und gegebenenfalls vernichten. Der Kosmonaut wird mit entsprechendem Handwerkszeug ausgerüstet. Mit einer Farbsprühpistole können die Linsen der mit Kameras ausgestatteten Foto-Satelliten getrübt werden. Ein Sandstrahlgebläse vermag die Sonnenbatterien außer Betrieb zu setzen und ein Elektromagnet soll Kurzschlüsse in der Elektronik hervorrufen.

Präsident Johnson selbst hat dem Verteidigungsministerium den Auftrag erteilt, den militärischen Aspekten der Weltraumfahrt mehr Aufmerksamkeit zu schenken. Es soll so schnell wie möglich ein bemanntes militärisches Laboratorium geschaffen werden.

Neben friedlichen Raumfahrtprojekten nehmen sich diese sehr aggressiv an, zumal auch die wissenschaftlichen Ergebnisse der NASA den Militärs zugänglich gemacht wurden.

Die vorher genannte Summe von 5 012 000 000 Dollar, die auf die NASA entfällt, wurde wie folgt aufgeteilt:

| | |
|---------------------------|----------------------------|
| Forschung und Entwicklung | 4 246 600 000 Dollar |
| Bautätigkeit | 101 500 000 Dollar |
| Verwaltung | 663 900 000 Dollar |
| | <hr/> 5 012 000 000 Dollar |

Nach Angaben der NASA sollen sich die tatsächlichen Ausgaben wie folgt aufschlüsseln:

| | |
|---------------------------|----------------------------|
| Forschung und Entwicklung | 4 340 000 000 Dollar |
| Bautätigkeit | 300 000 000 Dollar |
| Verwaltung | 660 000 000 Dollar |
| | <hr/> 5 300 000 000 Dollar |

Der Betrag für die Verwaltung betrifft größtenteils die Löhne und Gehälter der in der NASA beschäftigten Angestellten, deren Zahl sich Anfang dieses Jahres auf rund 35 000 belief.

Die unter Forschung und Entwicklung aufgeführten Beträge gliedern sich wie folgt:

1. Bemannter Raumflug

| | |
|---------------------------|----------------------------|
| Gemini | 40 600 000 Dollar |
| Apollo | 2 974 200 000 Dollar |
| Studien für Zukunftsflüge | 8 000 000 Dollar |
| | <hr/> 3 022 800 000 Dollar |

2. Weltraumforschung und -anwendung

| | |
|---|--------------------------|
| Physik und Astronomie | 131 400 000 Dollar |
| Erforschung des Mondes und der Planeten | 197 000 000 Dollar |
| Universitätsprogramme | 41 000 000 Dollar |
| Trägerraketenentwicklung | 33 700 000 Dollar |
| Trägerraketenankauf | 152 000 000 Dollar |
| Biologische Wissenschaften | 35 400 000 Dollar |
| Meteorologische Satelliten | 43 600 000 Dollar |
| Nachrichtensatelliten | 26 400 000 Dollar |
| | <hr/> 660 500 000 Dollar |

3. Extreme Forschung und Technik

| | |
|--|--------------------------|
| Grundlagenforschung | 23 000 000 Dollar |
| Raumfahrzeugsysteme | 36 000 000 Dollar |
| Elektronik | 36 800 000 Dollar |
| Versorgungssysteme für Menschen | 17 000 000 Dollar |
| An-Bord-Energieversorgung und elektrische Antriebe | 42 500 000 Dollar |
| Kernenergetisch getriebene Raketen | 53 000 000 Dollar |
| Chemische Antriebe | 37 000 000 Dollar |
| Luftfahrt | 33 000 000 Dollar |
| | <hr/> 278 300 000 Dollar |

4. Sonstige Gebiete

| | |
|--|--------------------|
| Raumflugkörper-Verfolgung und Datenerfassung | 279 300 000 Dollar |
| Technische Verwertung | 4 800 000 Dollar |

Alle unter 1-4 aufgezählten Gebiete ergeben eine Gesamtsumme von 4 245 700 000 Dollar (im vorangegangenen Haushaltsjahr 4 511 464 000 Dollar).

Beim Projekt Apollo entfällt der größte Teil der Beträge auf die Entwicklung, Produktion und Erprobung der Saturn V. In dieses Projekt gehen insgesamt 1 191 000 000 Dollar ein. In der bisherigen Entwicklung dieser Trägerrakete sind schon beträchtliche Schwierigkeiten eingetreten.

Für eine wissenschaftliche, bemannte Raumstation und für die so oft in der westlichen Öffentlichkeit gelobte Nova-Rakete, die das Arbeitspferd der amerikanischen Raumfahrt werden sollte, sind auch in diesem Jahr keinerlei Mittel vorgemerkt.

Allgemein kann zu diesem Budget gesagt werden, daß es durch den Krieg in Vietnam stark in die Zange genommen wurde.

Literatur

1. Astronomie und Raumfahrt 5/6 (1964), 135. — 2. Weltraumfahrt und Raketentechnik 2 (1966).

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

Von der Zeitschrift „Astronomie und Raumfahrt“ sind die drei ersten Jahrgänge (1963, 1964, 1965, 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 Okosphäre Veränderlicher Sterne – Bald totales Rendezvous – Beobachtung von Jupitermondverfinsterungen 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 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 von Raumflugkörpern – Strahlenprobleme beim Flug ins All – Zukünftige Anwendungsmöglichkeiten von LASER in der Raumfahrttechnik – Berechnung der Ephemeriden künstlicher Erdsatelliten an der Ephemeridenzentrale der DDR – Gedanken zur Behandlung astronautischer Probleme im Astronomie-Unterricht – Energieversorgung in Raumkörpern – Echo 2, der zweite passive Relaisatellit – USA-Raketen-Budget – Die Grunderscheinungen und Anwendungsmöglichkeiten der Polarisation von Lichtstrahlen – Versuch zur Bestimmung der nächtlichen Extinktion aus Helligkeitsbeobachtungen des künstlichen Satelliten Echo 1 (1960) – Einiges zur Strahlungseinwirkung auf Satellitengeräte – Ergebnisse der Untersuchungen der kosmischen Strahlung – Vom Wirkungsquantum zum Sternspektrum – Funktechnische Satellitenbeobachtungsstation der Deutschen Astronautischen Gesellschaft – ISIS-Jonosphärensatelliten – Comsat – Das USA-Nachrichtensatelliten-Monopol – ELDO und ESRO – Probleme des Raumfluges im Erde-Mond-Bereich – Einige Betrachtungen zum Mondflug-Programm der USA – Künstliche Erdsatelliten kontrollieren die Einhaltung des Moskauer Teststoppabkommens. Über den Nachweis von Kernexplosionen in großen Höhen und im kosmischen Raum – Über die Verwendung von künstlichen Erdsatelliten zu Navigationszwecken – Nimbus A 1 – Eine Näherungsmethode zur Messung der Höhen von Mondbergen mit einfachen Mitteln – Funktechnische Beobachtungen der sowjetischen Erdsatelliten mit rund 60° bzw. 51° Bahnneigung.

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

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

Astronomie und Raumfahrt





Astronomie und Raumfahrt

Inhalt:

| | |
|---|-----|
| Neue Erkenntnisse im Bereich unseres Planetensystems · Prof. Dr. J. Hoppe . | 161 |
| Die radioastronomische Instrumententechnik II · H. D. Naumann | 166 |
| Psychologie und Weltraumfahrt · Hans-Konrad Remane | 174 |

| | |
|--|------------|
| Aus der Literatur · J. Classen | 184 |
| Fernrohrmangel in der Bundesrepublik — Sternwartenprojekt in Österreich —
Stürzt Ikarus 1968 auf die Erde? — Neues vom Jupiter — Neues Riesen-Radio-
teleskop — Raketenexperiment beobachtet — Satelliten auf Himmelsaufnahmen | |

Amateure beobachten und berichten

| | |
|--|-----|
| Die Sonnenfleckentätigkeit im 3. Vierteljahr 1966 · Erich Schütz | 185 |
|--|-----|

Mitteilungen der Deutschen Astronautischen Gesellschaft

| | |
|--|-----|
| Informationen über Surveyor 1 · Karl-Heinz Neumann | 186 |
| XVII. Internationaler Astronautischer Kongreß · Herbert Pfaffe | 191 |

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

Redaktion: 102 Berlin 2, Liebknechtstr. 31, Fernsprecher: 51 53 84/85. „Astronomie und Raumfahrt“ erscheint 1966 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

Neue Erkenntnisse im Bereich unseres Planetensystems

Prof. Dr. J. HOPPE

Die durch astronautische Experimente erschlossenen Möglichkeiten zur Erforschung des erdnahen und des interplanetaren Raumes werden von zahlreichen Instituten und Observatorien der Welt wahrgenommen, sei es, daß Geräte entwickelt und in den Raum hinausgeschickt, sei es, daß die zahlreichen zur Erde gesendeten Informationen aufgenommen, analysiert und wissenschaftlich verarbeitet werden oder auch nur die Bewegung der künstlichen Raumkörper beobachtet bzw. registriert wird und die gewonnenen Ergebnisse für dynamische, geodätische oder physikalische Untersuchungen verwendet werden. Hierbei ist es zweckmäßig, zwei große Forschungseinrichtungen zu unterscheiden: einmal die astronautischen Untersuchungen und Experimente und zum anderen die eigentliche Raumforschung.

Die Ergebnisse und Erfolge der ersten Arbeitsrichtung sind vielfach Voraussetzung für die Durchführung von Arbeiten auf dem Gebiete der Raumforschung.

Es ist nicht immer möglich, auch nicht nötig, diesen Trennungsstrich scharf zu ziehen, weil es in der Natur der Sache liegt, daß zahlreiche Überschneidungen stattfinden. Doch hat es sich im internationalen Rahmen ergeben, daß über die neuesten Ergebnisse der astronautischen Forschung und Technik auf dem alljährlich stattfindenden Kongreß der Internationalen Astronautischen Föderation berichtet wird, wohingegen die neuesten Erkenntnisse der Raumforschung bei den ebenfalls international besuchten und alljährlich veranstalteten Kongressen des COSPAR bekanntgemacht werden.

Die Bezeichnung COSPAR für die internationale wissenschaftliche Institution ist eine Abkürzung aus dem Englischen und bedeutet: Komitee für Raumforschung (Committee on Space Research).

Der letzte COSPAR-Kongreß fand in der Zeit vom 10. bis 19. Mai 1966 in Wien statt, und zwar die neunte Plenarversammlung und das siebente Symposium der Internationalen Raumwissenschaft. Von den zahlreichen dort behandelten Problemen soll hier nur über einen kleinen Teil berichtet werden, nämlich über die neuen Erkenntnisse, die über die großen Körper im Bereiche unseres Planetensystems gewonnen wurden.

Dabei wurde auf dem Symposium nicht nur über Ergebnisse berichtet, die mit den Mitteln der Raumfahrt und der Raumforschung unmittelbar erzielt worden sind, sondern auch über solche, die nach den herkömmlichen Methoden der Boden-Astronomie gewonnen werden konnten. Die beiden Forschungsrichtungen der Raum-Astronomie und der Boden-Astronomie ergänzen sich gegenseitig.

So wird es voraussichtlich wohl noch lange bleiben, wobei die allerdings wesentlich kostspieligere Raum-Astronomie allmählich an Umfang gewinnen dürfte. Schließlich wird einmal der Tag kommen, an dem in weitgehend automatisch arbeitenden Observatorien auf unserer Nachbarwelt, dem Monde, gerade diejenigen Messungen ausgeführt werden, die am Erdboden durch die unvermeidbaren Störungen der Erdatmosphäre nur mit beschränkter Genauigkeit möglich sind.

Um diesem, durch den Aerosol-Schlamm getrübbten Grunde des stets in turbulenter Wallung befindlichen irdischen Luftozeans zu entfliehen, hat sich der Astronom schon frühzeitig aus den dunstigen Niederungen auf die Höhen der Berge zurückgezogen und hat dort seine Observatorien errichtet. Der nächste Schritt, den schädlichen Einfluß der Erdluftschichten aus den Strahlungsmessungen auszuschalten, war die Beobachtung von Ballonsonden und Höhenraketen. Solche Höhenbeobachtungen astronomischer Objekte werden noch für lange Zeit ihre Bedeutung behalten.

Um die meist nicht leichten, weitgehend automatisch und photographisch arbeitenden Beobachtungsinstrumente in die gewünschte Höhe zu bringen, verwendet man meist aus zahlreichen Einzelballons bestehende Gespanne. Über diese Technik berichtete ausführlich A. Dollfus im Zusammenhang mit einer Untersuchung über die Rotation des Merkur.

Die gewonnenen photographischen Bilder des Merkur, die hellere und dunklere Gebiete zeigen, werden mit älteren visuellen und photographischen Darstellungen des Planeten verglichen. Die aus den älteren Beobachtungen vom Jahre 1909 bis zur Gegenwart abgeleiteten Rotationszeiten überspannen den Bereich von 20 bis 117 Tagen, zeigen also kein befriedigend übereinstimmendes Resultat. Auch die Beobachtungen von Dollfus brachten kein eindeutiges, gesichertes Ergebnis. Unabhängig davon ist durch Radarmessungen sehr wahrscheinlich gemacht, daß die Achsenumdrehung des Merkur bei 59 Tagen liegt.

Infolge der relativ geringen Entfernung des Merkur zur Sonne ist auf seiner Oberfläche eine verhältnismäßig hohe Temperatur zu erwarten. Werte zwischen 550 und 625 °K werden für den kurzwelligen Strahlungsbereich von 5000 bis 12 000 Å angegeben.

Um so überraschender war nach einer Mitteilung von Epstein das Ergebnis, daß auf Grund von Strahlungsmessungen im 3–4-mm-Bereich auch auf der von der Sonne beleuchteten Seite des Planeten eine Temperatur von nur 200 °K gefunden wurde. Die Erklärung dafür ist, daß Temperaturangaben, die aus verschiedenen Wellenlängenbereichen resultieren, nicht übereinzustimmen brauchen, weil sie im Grunde genommen keine echten Temperaturen darstellen, sondern Angaben über die Intensität der Strahlung. Je mehr nun die gerade gemessene Strahlung von der des schwarzen Körpers abweicht, um so mehr kann die aus ihr abgeleitete Temperatur von der tatsächlichen Temperatur des Körpers abweichen.

Da die in der Erdatmosphäre im Höhenbereich zwischen 20 und 50 km befindliche Ozonschicht die UV-Strahlung der Gestirne unterhalb 2900 Å praktisch nicht durchläßt, muß zur Untersuchung der Strahlung im UV-Bereich das Meßinstrument in Höhen über 50 km gebracht werden. D. C. Evans berichtete über spektrale Messungen der reflektierten Strahlung von Venus und Jupiter im Bereich von 2500 bis 3000 Å.

Die Ergebnisse des Venuspektrums lassen sich bei einer angenommenen chemischen Zusammensetzung der Venusatmosphäre von $90\% \text{N}_2 + 9\% \text{CO}_2 + 1\% \text{Ar}$ auf zweierlei Weise interpretieren:

1. durch Absorption und Streuung an der Obergrenze der aus H_2O -Kristallen gebildeten Wolkenoberfläche im Niveau von 60 mb;
2. durch Streuung in der Atmosphäre und Reflexion an einer Wolkenobergrenze in 10 km Höhe (250 mb Fläche), über der eine Ozonschicht von 0,03 bis 0,1 cm-Atm, d. h. ein Drittel bis ein Zehntel der irdischen Ozonmenge, liegt.

Die zweite Deutung wird von dem Autor für die wahrscheinlichere gehalten, wobei dem Stickstoff eine entsprechend geringe Sauerstoffkomponente beigemischt ist.

Die Deutung des UV-Spektrums der reflektierten Strahlung des Jupiter führt auf eine 10-km-Atmosphäre aus molekularem Wasserstoff über einer geschlossenen, aber mehrfach geschichteten Wolkendecke, wobei es sich im wesentlichen um Rayleigh-Streuung handelt.

R. Goldstein teilte die Ergebnisse von Radaruntersuchungen an der Venus mit. Die Radaranlage besaß eine Sendeleistung von 100 KW im 12,5-cm-Band und eine 28-m-Antenne. Es gelang, die Parameter der Rotation dieses Planeten zu ermitteln. Danach besitzt die Venus eine retrograde Achsendreherung mit einer siderischen Periode von $242,6 \pm 0,6$ Tagen. Das Nordende der Rotationsachse ist auf einen Punkt an der Sphäre gerichtet mit den Koordinaten $\alpha = 98^\circ \pm 5^\circ$ und $\delta = -69^\circ \pm 2^\circ$, also nahe dem Südpol der Ekliptik.

C. Sagan und J. B. Pollack vergleichen die mit ballonastronomischen Methoden erhaltenen Albedovariationen der Venus im Sichtbaren und im nahen Infrarotgebiet mit den aus Mehrfachstreuung mit Hilfe der Mie'schen Theorie für Eiskristalle berechneten Werten. Der dabei erhaltene H_2O - und CO_2 -Gehalt (maximal 100 g H_2O pro cm^2 und 10^6 -cm-atm CO_2) ergibt den erwarteten Glashauseffekt der Venusatmosphäre mit hohen Oberflächentemperaturen und kann auch die von Mariner II festgestellte Randverdunkelung im mm-Bereich sowie die Infrarot-Randverdunkelung der Venus erklären.

Zur Gewinnung einer besseren Vorstellung über die Außenschichten der Planeten Venus, Mars und Jupiter berechnet M. Shimizu Atmosphärenmodelle mit Berücksichtigung von photochemischen Dissoziations- und Rekombinationseffekten unter dem Einfluß der solaren UV-Strahlung. Es ergibt sich für die 3 Planeten folgendes Bild:

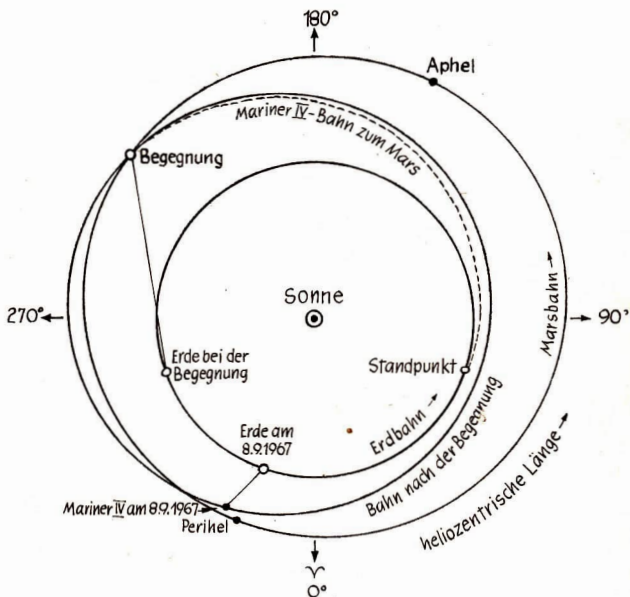
| Planet | Venus | Mars | Jupiter |
|--------------------------------------|---------------------------------------|---------------------------------------|------------------------------|
| Druck | 7 mb (Wolkenobergrenze) | 6 mb (am Boden) | 2830 mb (Wolkenobergrenze) |
| Skalenhöhe: $h = \frac{RT}{g\mu}$ *) | 8 km | 10 km | 8 km |
| mittlere Temperatur | 215 °K | 170 °K | 130 °K |
| chemische Zusammensetzung | $CO_2 + (N_2 + Ar)$
10 % 90 % | $CO_2 + (N_2 + Ar)$
50 % 50 % | $H_2 + He$
60 % 40 % |

Die Unsicherheit, die diesen berechneten Werten anhaftet, ist in der Hauptsache durch die Unkenntnis über die prozentualen Anteile der stofflichen Zusammensetzung der Gashüllen der drei Planeten bedingt.

Einen breiten Raum nahmen die Berichte über die durch Mariner IV angeregten bzw. ermöglichten Untersuchungen der physikalischen Zustände des Planeten Mars ein.

Angeregt wurde z. B. K. D. Rakos zu einer außerordentlich interessanten Bodenbeobachtung der Verfinsterung des Marsmondes Phobos mit dem Ziele, den Druck der Marsatmosphäre an der Oberfläche des Planeten zu bestimmen. Die Schwierigkeit der Messungen bestand darin, den Abfall der Helligkeit des Phobos beim Eintauchen in den Kernschatten des Mars mit der erforderlichen Genauigkeit zu ermitteln, wobei die unmittelbare Nähe des um den Faktor 10^5 mal helleren Planeten erheblich störte.

* R = Universelle Gaskonstante, T = Temperatur, g = Erdbeschleunigung, μ = Molekularmasse (Mol).



Schematische Darstellung der Bahnen von Mars, Erde und Mariner IV. Am 8. September 1967 findet die nächste nahe Begegnung mit der Erde statt.

Die Messungen wurden im Jahre 1965 mit einer lichtelektrischen Apparatur am 61-inch-Reflektor des U.S. Naval-Observatoriums in Flagstaff und am 84-inch-Teleskop auf dem Kitt-Peak National Observatory ausgeführt. Aus dem beobachteten Helligkeitsverlauf im Höhenbereich von 160 bis 9 km ergibt sich der Oberflächendruck der Marsatmosphäre je nach dem angenommenen Modell zu 10 bis 30 mb. Mit dem bisher angenommenen Wert von 80 mb sind die Beobachtungen nicht zu deuten. Unsere Unkenntnis der chemischen Zusammensetzung der Marsatmosphäre ergibt sich deutlich aus den beiden stark unterschiedenen Modellen. Beim ersten wird angenommen: 65 % N_2 , 30 % CO_2 und 5 % Ar; beim zweiten 70 % CO_2 und 30 % Ar.

Die Raumsonde Mariner IV hat die schwierige technische Aufgabe gelöst, Aufnahmen von der Marsoberfläche aus geringem Abstand zu gewinnen und die in Einzelimpulse aufgelösten Bilder über eine Entfernung von 216 Millionen Kilometer zur Erde zu übertragen (siehe Abb.). Die dadurch gewonnenen Informationen über die Beschaffenheit der Marsoberfläche gehen weit über das hinaus, was bisher auf Grund optischer (visueller und photographischer) Beobachtungen

von der Erde aus bekannt war. Insbesondere sind es die bisher unbekannt gewesenen Marsringgebirge, deren Gesamtzahl in dem erkennbaren Größenbereich zwischen 5 und 150 km zu rund 10 000 abgeschätzt werden konnte. Die genauen areographischen Positionen der 22 gewonnenen Bilder wurden mitgeteilt.

Besonders wichtige Informationen brachten die Beobachtungen der Bedeckung der Raumsonde Mariner IV durch den Planeten Mars im Bereich der 13-cm-Strahlung. Aus dem Verlauf der Dämpfung sowie Frequenzänderungen der empfangenen Signale während des Durchgangs des Meßstrahles durch die verschiedenen tiefen Schichten der Marsatmosphäre konnten einige ihrer physikalischen Parameter abgeleitet werden. Auch hier mußten wieder Modellatmosphären benutzt werden, die sich wesentlich durch ihre chemische Zusammensetzung unterscheiden.

Modell I ist eine reine CO_2 -Atmosphäre, Modell II dagegen hat 80 % CO_2 und 20 % Ar. In dem von A. Kliore gegebenen Bericht werden die ermittelten Parameter der Marsatmosphäre gegenübergestellt, die in der beim Eintritt bzw. Austritt durchstrahlten Gegend herrschten.

Der Eintritt erfolgte in südlicher areographischer Breite bei $\varphi = -50,5^\circ$ und bei $\lambda = -177^\circ$ (Ost), also in der Gegend des Mare Chronium-Elektris. Der Austritt fand über dem Mare Acidalium in $\varphi = +60^\circ$ und $\lambda = +34^\circ$ (West) statt. Beim Eintrittsort stand die Sonne 23° über dem Horizont, und da die Ortszeit 13^{h} anzeigte, erkennt man sofort, daß es sich um einen Wintertag handelt. Am Austrittsort war gerade die Mitternacht vorüber ($0^{\text{h}}30^{\text{m}}$) und die Sonne befand sich 14° unterhalb des Horizontes (Sommernacht).

Die Tabelle zeigt den Vergleich zwischen den errechneten Werten

| Oberflächenwerte | Modell | Eintritt | Austritt |
|---|--------|----------|----------|
| Skalenhöhe (km) | — | 9 | 12 |
| Massendichte (10^{-5} g/cm^3) | I | 1,43 | 1,65 |
| | II | 1,55 | 1,85 |
| Temperatur ($^\circ\text{K}$) | I | 180 | 240 |
| | II | 175 | 235 |
| Druck (mb) | I | 4,9 | 8,4 |
| | II | 5,2 | 8,8 |

Aus den tages- und jahreszeitlichen Verhältnissen ist zu verstehen, warum die Nachttemperatur beim Austritt höher liegt als die Tagestemperatur im Eintrittsbereich. Es kommt dem Menschen so zum Bewußtsein, was es bedeutet, daß Mars ein erdähnlicher Planet ist und daß die meist ganz allgemein gestellte Frage, welche Temperatur an der Oberfläche eines Planeten herrscht, eigentlich unbeantwortbar ist.

Die Bedeckung von Mariner IV fand am 15. Juli 1965 zwischen $2^{\text{h}}31^{\text{m}}11,2^{\text{s}}$ und $3^{\text{h}}25^{\text{m}}9,5^{\text{s}}$ WZ statt, dauerte also fast 1 Stunde. Aus der genauen Kenntnis der Bahn konnte somit der Abstand der Oberflächengebilde vom Massenzentrum des Planeten ermittelt werden. Es ergaben sich die beiden „Radien“ des Planeten von $3384 \pm 3 \text{ km}$ (Eintritt) und $3379 \pm 4 \text{ km}$ (Austritt). Mit aller Vorsicht erkennt man die Abplattung des Mars sowie seine von einer Niveaufläche abweichende, gebirgige Oberflächenschicht, und es wird verständlich, warum der durch meteorologische Verhältnisse ungleiche Oberflächendruck gerade im Bereich einer Niederung größer ist als auf dem Hochland.

Erwähnt sei noch, daß Mars um den Höhenbereich von 123 km eine Ionosphäre besitzt, deren maximale Elektronendichte auf der Tagseite $9 \cdot 10^4$ und auf der Nachtseite nur $< 4 \cdot 10^3 \frac{\text{Elektronen}}{\text{cm}^3}$ beträgt.

Im Zusammenhang mit den Untersuchungen am Planeten Mars steht auch ein Vorschlag, der von S. F. Singer vorgebracht wurde. Um eine Reihe ungeklärter Fragen im System der Marsmonde zu bewältigen, sollte ein künstlicher, evtl. sogar bemannter Marssatellit geschaffen werden, von dem aus durch unmittelbare Beobachtungen das zu ermitteln wäre, was heute noch unbekannt ist, nämlich Größe und Gestalt der beiden Monde, evtl. Oberflächenformen, Rotation, Masse und Albedo. Sollte Mars außer diesen beiden Satelliten noch kleinere besitzen, würden diese sehr bald entdeckt werden.

Die fast genau in der Äquatorebene des Mars auf nahezu kreisförmigen Bahnen umlaufenden Liliput-Weltkörper sind ihrer Herkunft nach umstritten. Handelt es sich um eingefangene Planetoiden oder um echte Monde? Welchen Einfluß haben der Luftwiderstand, die Abbremsung durch eine den Mars umgebende Staubwolke und die Gezeitenreibung auf die Bewegung dieser Satelliten? Diese wegen ihrer Kleinheit von der Erde aus nicht beobachtbaren Effekte, deren Bedeutung für die Kosmogonie der Marsmonde bekannt ist, könnten durch die Schaffung eines künstlichen Marssatelliten in kürzester Zeit bestimmt werden.

Die radioastronomische Instrumententechnik II

H. D. NAUMANN

6. Grundprobleme des Empfanges extraterrestrischer Radiostrahlungen

Empfang und Nachweis kosmischer Radiofrequenzstrahlungen bereiten, wie allein aus dem dafür zu treibenden Aufwand ersichtlich ist, enorme Schwierigkeiten.

Dafür gibt es zwei Gründe:

- Die extraterrestrischen Radiostrahlungen haben Rauschcharakter, d. h. ihre Intensität schwankt statistisch mit der Zeit. Damit aber sind diese Signale von der gleichen Art wie die Störspannungen, die in allen technischen Einrichtungen der Empfangsapparatur, also der Antenne, der Antennenzuleitung und dem Empfänger selbst auf Grund elementarer Vorgänge (Wärmebewegung der Elektronen, statistische Schwankungen der Emission in Röhren) entstehen. Auch diese Spannungen haben Rauschcharakter. Da sie als Störgrößen auftreten, muß das eigentliche Nutzsignal eindeutig von ihnen getrennt werden.
- Die Intensität extraterrestrischer Radiostrahlungen ist sehr gering, in den meisten Fällen um vieles kleiner, als die in der Empfangsapparatur entstehenden Rauschspannungen. Die Strahlungsdichte der ungestörten Sonne be-

trägt z. B. bei 20 cm Wellenlänge $2 \cdot 10^{-21} \frac{\text{W}}{\text{HZ} \cdot \text{m}^2}$. Bei Verwendung einer

8-m-Parabolantenne und Empfang nur einer Polarisationsrichtung wird dem Empfänger eine Leistung von $3 \cdot 10^{-20} \frac{\text{W}}{\text{HZ}}$ angeboten. Das störende Eigenrauschen eines konventionellen Empfängers beträgt bei dieser Wellenlänge etwa $6 \cdot 10^{-20} \frac{\text{W}}{\text{HZ}}$, also das Doppelte [8]. Es ergibt sich also das Problem, Energien zu messen und nachzuweisen, die kleiner sind als die Eigenstörgeräusche der Empfänger. Zu beachten ist bei obigem Beispiel noch, daß es sich bei der Sonne schon um den stärksten Radiostrahler handelt.

Aus diesen beiden Tatsachen ist ersichtlich, daß das wesentlichste Problem der radioastronomischen Empfangstechnik die Entwicklung extrem rauscharmer Verstärker ist. Auf diesem Gebiet hat die Radioastronomie stark fördernd auf die Nachrichtentechnik rückgewirkt.

7. Kenngrößen

Zu diesen Besonderheiten physikalischer Natur kommen noch mehr formelle, vor allem bezüglich der Darstellung der Strahlungseigenschaften extraterrestrischer Quellen. Anstelle der Angabe der Energie bedient man sich dazu meist des Temperaturbegriffes, der dem Sternfreund weniger vertraut ist.

Man denkt sich die Empfangsenergie von einem abgeschlossenen Hohlraum herführend, der die Antenne umgibt. Angegeben wird die absolute Temperatur, die dieser Hohlraum haben müßte, um im Frequenzbereich der Empfängerbandbreite die gleiche Strahlungsleistung an die Antenne zu liefern wie die betreffende Quelle. Bei dieser Temperatur besteht zwischen der Antenne und der schwarzen Hohlraumstrahlung Strahlungsgleichgewicht in dem System. Eine entsprechende Betrachtung zeigt, daß am Antennenabschluß eine Rauschspannung U_R auftritt, die als von einem ohmschen Widerstand R erzeugt gedacht werden kann, dessen Wert gleich dem Antennenstrahlungswiderstand ist und der die oben definierte Temperatur T_A , die man auch äquivalente Rauschtemperatur nennt, hat [3] (siehe Teil I).

Rein formell läßt sich nach dem Strahlungsgesetz von Raleigh — Jeans auch im Radiofrequenzgebiet einer Strahlungsquelle mit den Koordinaten ϑ, φ und der Strahlungsintensität $I(\delta, \varphi)$ eine äquivalente Strahlungstemperatur $T_s(\delta, \varphi)$ zuordnen. Richten wir eine Antenne auf diese Strahlungsquelle, so registrieren wir eine Erhöhung der Rauschleistung am Empfängereingang. Sie wird gekennzeichnet durch eine Temperaturerhöhung ΔT_A des Empfängereingangswiderstandes. Die genaue Bestimmung von ΔT_A , aus der sich die Strahlungstemperatur der Quelle ermitteln läßt, ist die wichtigste Aufgabe der radioastronomischen Instrumententechnik. Es handelt sich dabei um eine Strahlungsabsolutmessung, nicht etwa um eine Temperaturmessung. Aus oben Gesagtem geht hervor, daß die Kenngröße T_A bzw. ΔT_A eine reine fiktive Größe ist.

Ist die räumliche Ausdehnung der Strahlungsquelle klein gegenüber der Öffnung des Antennendiagramms (siehe Teil I), so ergibt sich die beobachtete mittlere Antennentemperatur zu

$$T = \frac{1}{\Omega} T_s(\vartheta, \varphi) \iint \alpha \varphi \alpha \vartheta.$$

Für oben definierte Größe ΔT_A erhält man daraus

$$\Delta T_A = T \cdot \frac{G_0 \cdot \Omega}{4\pi}$$

Ω ist dabei der Raumwinkel, G_0 der Antennengewinn. Man kann damit T und somit T_s bestimmen, wenn man ΔT_A genau mißt [3], [9].

8. Die Empfängertechnik

Die Schwierigkeit der Empfangstechnik besteht also darin, das seinem Charakter nach dem Eigenrauschen der Empfangseinrichtungen gleiche und äußerst schwache „kosmische Rauschen“ von eben jenem Eigenrauschen zu unterscheiden und quantitativ auszuwerten. Dafür hat sich eine, die Radioastronomie kennzeichnende Empfängertechnik entwickelt.

Die Kompensationsmethode

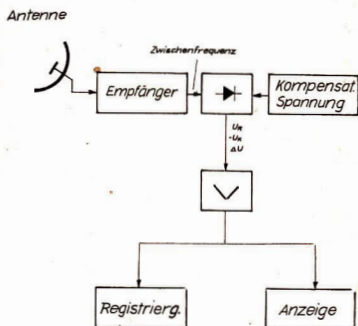
Im einfachsten Fall kann man an den Empfänger, in dem zunächst eine meist zweimalige Umsetzung der Empfangsfrequenz in eine 2. Zwischenfrequenz erfolgt, einen Detektor, eine Gleichrichterdiode mit quadratischer Kennlinie anschließen. Diese Diode erzeugt zunächst aus dem Eigenrauschen des Empfängers eine Gleichspannung U_R . Richtet man nun die Antenne so aus, daß keine Strahlung empfangen wird, so kann man diese Gleichspannung durch eine gleichgroße, entgegengesetzt gerichtete Spannung U_K kompensieren. Wird nun eine Radiostrahlung empfangen, entsteht dadurch eine weitere Spannungskomponente ΔU , die durch die Erhöhung der Antennentemperatur verursacht wird. Am Diodenausgang entstehen damit drei Gleichspannungskomponenten: U_R , U_K und ΔU . Da sich U_R und U_K kompensieren, erscheint nur noch ΔU , die verstärkt und angezeigt oder registriert werden kann. Abb. 6 zeigt das Schema dieses Verfahrens. Die Empfindlichkeit dieses Verfahrens kann jedoch nicht beliebig hoch getrieben werden, was seine Ursache in durch natürliche Vorgänge bedingten, inneren Schwankungen der Meßgeräte hat. Bei Galvanometern als Anzeigegeräte entsteht z.B. ein Vibrieren des Zeigers durch die ständigen Zusammenstöße der Meßspule mit den Luftmolekülen. Dieses Zittern begrenzt die Ablesbarkeit kleiner Zeigerausschläge [8], [10].

Eine entsprechende Rechnung zeigt, daß diese Schwankungen um so kleiner werden, und damit eine um so kleinere Intensität extraterrestrischer Radiowellen nachweisbar ist, je größer die Bandbreite des Empfängers und je größer die Zeitkonstante, d.h. die „Trägheit“ der Ausgangsapparaturen des Empfangsgerätes ist.

Praktisch ergibt sich eine weitere Verringerung der Empfindlichkeit durch relativ langsame Verstärkungsänderungen des Empfängers, die das Kompensationsgleichgewicht stören und Nullpunktinstabilitäten des Anzeigeelementes verursachen.

Die Modulationsmethode

Eine höhere Empfindlichkeit erreicht man mit der sogenannten **Abb. 6 Schema der Kompensationsmethode.**



Modulationsmethode, die in zahlreichen Ausführungsformen bekannt ist und heute in den meisten radioastronomischen Empfangsanlagen angewendet wird.

Das Grundprinzip besteht darin, daß der Empfängereingang abwechselnd auf die Empfangsantenne und eine künstliche Rauschquelle definierter Rauschleistung geschaltet wird. Die Umschaltung erfolgt etwa 30mal je Sekunde. Synchron mit diesem Schalter geht ein am Ausgang des Empfängers angeordneter Schalter, der den Ausgang über 2 Filter auf eine Registriereinrichtung schaltet. Die Einrichtung wird so dimensioniert, daß das Registriergerät eine Spannung aufzeichnet, die proportional ist der Differenz zwischen Antennenrauschtemperatur T_A und der Rauschtemperatur T_0 der künstlichen Rauschquelle:

$$U_{ANZ} \sim T_A - T_0.$$

Damit ist die Anzeige unabhängig vom Eigenrauschen. Das Prinzip dieses Verfahrens zeigt Abb. 7.

Antenne

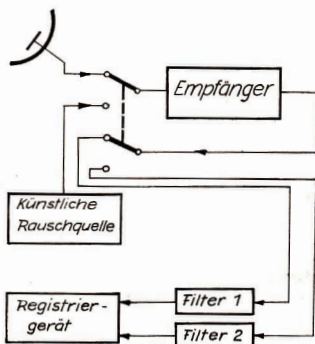


Abb. 7 Schema der Modulationsmethode.

Quantenelektronische Verstärker

In den letzten Jahren sind bei der Entwicklung hochempfindlicher, d. h. rauscharmer Verstärker dadurch enorme Fortschritte gemacht worden, daß man völlig neuartige, quantenphysikalische Effekte für Verstärker nutzbar machte. Diese Geräte sind als Molekularverstärker oder Maser bekannt geworden. Neben der Radioastronomie haben sie vor allem auch in der Raumfahrttechnik große Bedeutung.

Grundlage der Maser ist die Wechselwirkung zwischen elektromagnetischen Wellen und der inneren Energie der Materie. Bekanntlich bewegen sich Elektronen nur auf bestimmten, erlaubten Bahnen um einen Atomkern. Jeder dieser Bahnebenen kann ein bestimmtes Energieniveau zugeordnet werden. Geht ein Elektron von einem Energieniveau auf ein anderes über, wird Energie entweder abgestrahlt oder aufgenommen, je nachdem, ob das primäre Niveau höher oder niedriger ist als das sekundäre. Jeder Energiedifferenz $\Delta E = E_2 - E_1$ kann nach der Beziehung $\Delta E = h \cdot f$ (h = Plancksches Wirkungsquantum) eine Frequenz f der emittierten oder absorbierten Energie zugeordnet werden.

Da nun im Gleichgewichtszustand die Zahl der Elektronen in einem höheren Energieniveau kleiner ist als in einem niederen, sind auch Elektronenübergänge von einem niederen Niveau zu einem höheren wahrscheinlicher als umgekehrt.

Wird ein quantenhaftes System mit zwei Energieniveaus E_1 und E_2 einer elektromagnetischen Welle der Frequenz f ausgesetzt und besteht zwischen f und $\Delta E = E_2 - E_1$ obige Beziehung, so wird sich im Endresultat eine Absorption von Energie durch die Materie ergeben, wobei quantenhafte Übergänge von E_1 zu dem

höheren Energieniveau E_2 stattfinden. Um zu erreichen, daß Übergänge von dem höheren zu dem niederen Niveau stattfinden, muß eine Erhöhung der Zahl der Elektronen im höheren Energieniveau erzielt werden. In diesem Fall findet dann eine Emission von Energie durch die Materie statt, wobei 2 Formen zu unterscheiden sind:

1. Unter dem Einfluß des äußeren Feldes finden Übergänge statt, die sich nicht in Phase mit dem verursachenden Feld befinden, sondern unregelmäßig vollziehen (spontane Übergänge).
2. Unter dem Einfluß des äußeren Feldes finden Übergänge statt, die sich in Phase mit dem verursachenden Feld vollziehen (induzierte Übergänge).

Letztere bilden die Grundlage der Arbeitsweise der Maser. Um eine Verstärkerwirkung zu erzielen, ist zunächst dafür zu sorgen, daß die Zahl der Elektronen im höheren Niveau erhöht wird, d. h. das System muß aus dem thermischen Gleichgewicht gebracht werden. Mit der zu verstärkenden Mikrowelle werden sodann Quantenübergänge induziert, wobei eine phasenrichtige Emission stattfindet. Ist die dabei emittierte Energie größer als die zur Anreicherung des höheren Energieniveaus aufgewandte, so ergibt sich eine Verstärkerwirkung.

Diese Verstärker, von denen es ebenfalls eine ganze Reihe technischer Ausführungsformen gibt, haben den Vorteil der extremen Rauscharmut. Man kann mit ihnen noch Leistungen nachweisen, die um einige Zehnerpotenzen kleiner sind als jene, die mit herkömmlichen Verstärkern nachweisbar sind. Allerdings ist der Aufwand erheblich. So müssen die Maser z. B. mit flüssigem Helium gekühlt werden.

Heute sind viele der großen radioastronomischen Empfangsanlagen mit Masern ausgerüstet. Mit diesen Verstärkern gelang z. B. erstmalig der Empfang kosmischer Radioquellen im Zentimeterwellenbereich [11]. Auch die Radarortung der Planeten gelang durch den Einsatz von Masern.

9. Frequenzen für die Radioastronomie

Der für radioastronomische Beobachtungen nutzbare Frequenzbereich wird zunächst durch die physikalischen Eigenschaften der Erdatmosphäre auf Frequenzen zwischen 0,1 und 10 GHz begrenzt. Es gilt hier das gleiche wie das schon in einem früheren Beitrag betreffs des Funkverkehrs mit Satelliten und Raumsonden Gesagte [12]. Innerhalb dieses Bereiches interessieren den Radioastronomen nur spezielle Gebiete, in denen extraterrestrische Radiostrahlungen festgestellt wurden, so z. B. ein Gebiet um 1425 MHz für die Registrierung der 21-cm-Strahlung des interstellaren Wasserstoffes.

Als äußerst störend für radioastronomische Beobachtungen erweisen sich heute die irdischen Funkdienste. Es ist bekannt, daß die Funktechnik im weitesten Sinne in den letzten Jahren einen rasanten Aufschwung genommen hat. Die Vielzahl der entstandenen Funkdienste hat dazu geführt, daß die derzeit technisch nutzbaren Frequenzen für die verschiedensten Zwecke dicht belegt sind und es kaum noch nicht genutzte Lücken gibt.

Diese Tatsache bedingt, daß auch die meisten der für den Radioastronomen interessanten Frequenzen bereits anderweitig belegt sind. Da die meisten irdischen Funkdienste mit einer Freiraumausstrahlung arbeiten, ist es unvermeidlich, daß ein Radioteleskop auch diese Wellen mit aufnimmt, wenn sich ein Sender in „erreichbarer“ Nähe befindet. Diese Wellen irdischen Ursprungs aber stellen für radioastronomische Beobachtungen Störgrößen dar, dies um so mehr, als hier — wie erläutert — sehr schwache Signale registriert werden müssen.

Man bemüht sich deshalb schon seit langem, für die Radioastronomie bestimmte Frequenzbereiche zu reservieren. Diese zweifelsohne nicht leichte Aufgabe zeigte erst in neuerer Zeit einen nennenswerten Erfolg.

Bereits 1959 wurde vom INTERNATIONAL RADIO CONSULTATIV COMMITTEE (CCIR), der UNION RADIO SCIENTIFIQUE INTERNATIONALE (URSI) und der IAU der von August bis Dezember 1959 in Genf tagenden Postfachkonferenz die absolute Freihaltung einiger Frequenzbänder für die Radioastronomie vorgeschlagen [14]. Das Ergebnis dieser Konferenz war jedoch unbefriedigend, denn lediglich der Bereich 1400 MHz bis 1427 MHz wurde den Astronomen exklusiv zugesprochen. Für die anderen beantragten Bereiche wurde keine entsprechende Regelung getroffen.

Günstiger waren die Ergebnisse der Funkverwaltungskonferenz der INTERNATIONAL FERNMELDEUNION (UIT), die im November 1963 in Genf stattfand. Zu den Hauptaufgaben dieser Konferenz gehörte es, für die Zwecke des Weltraumfunkverkehrs, der Raumforschung und der Radioastronomie entsprechende Frequenzbereiche festzulegen. Für radioastronomische Forschungen wurden insgesamt 11 Frequenzbereiche mit einem Gesamtumfang von rund 900 MHz zugewiesen. Die einzelnen Bereiche sind in Tabelle 3 zusammengestellt [13]. Das auf dieser Konferenz unterzeichnete Abkommen trat am 1. Januar 1965 in Kraft.

10. Der Standort einer radioastronomischen Beobachtungsstation

Als die ersten Radiosternwarten entstanden, bevorzugte man als Standorte, wie auch bei der Errichtung „optischer“ Sternwarten, natürliche Geländeerhebungen. Maßgebend für diese Standortwahl war in erster Linie der Wunsch nach einem möglichst großen, sichtbaren Himmelsausschnitt.

In den letzten Jahren können wir nun feststellen, daß sich die Radioastronomen mehr und mehr statt auf Bergen in geschützten Tälern niederlassen. Die meisten der in den letzten Jahren entstandenen großen Radioteleskope sind in Talkesseln und Talmulden errichtet worden.

Ursache dieser Tendenz ist die bereits im vorigen Abschnitt erwähnte, zunehmende Störung radioastronomischer Beobachtungen durch irdische Funkdienste. Während es unterhalb 1000 MHz vor allem Rundfunk- und Fernsender sowie kommerzielle Sender sind, die die Frequenzbänder belegen, werden über 1000 MHz Richtfunklinien, Radarsender und militärische Funkdienste betrieben. Störungen

Tabelle 3: Frequenzbereich für die Radioastronomie nach der Genfer Funkverwaltungskonferenz 1963

| Frequenzbereich
(MHz) | Frequenzumfang
(MHz) | Bemerkungen |
|--------------------------|-------------------------|----------------|
| 37,75— 38,25 | 0,5 | |
| 73,00— 74,60 | 1,6 | exklusiv |
| 1 400,00— 1 427,00 | 27,0 | exklusiv |
| 1 664,40— 1 668,40 | 4,0 | |
| 2 690,00— 2 700,00 | 10,0 | exklusiv |
| 4 990,00— 5 000,00 | 10,0 | exklusiv |
| 10 680,00—10 700,00 | 20,0 | exklusiv |
| 15 350,00—15 400,00 | 50,0 | exklusiv |
| 19 300,00—19 400,00 | 100,0 | exklusiv |
| 31 300,00—31 500,00 | 200,0 | exklusiv |
| 33 000,00—33 400,00 | 400,0 | z. T. exklusiv |

durch diese Funkdienste werden auch durch die Reservierung bestimmter Frequenzbänder für die Radioastronomie nicht ganz beseitigt, zumal sich besonders die militärischen Sender vieler Länder meist nicht an internationale Frequenzvereinbarungen halten.

Aus diesem Grunde versucht man, bereits den Standort einer Radiosternwarte so zu wählen, daß die Einstrahlungen von irdischen Sendern weitgehend abgeschirmt werden. Ideale Bauplätze sind unter diesen Gesichtspunkten Talmulden oder Talkessel, die von Hügelketten umgeben sind. Natürlich bringt ein solcher Standort eine Einengung des Himmelsausschnittes mit sich, der erfaßt werden kann. Insbesondere muß man dann auf die Beobachtung solcher Objekte verzichten, deren Kulmination unterhalb des durch die umgebenden Berge bedingten minimalen Erhebungswinkels der Antenne liegt. Handelt es sich dabei um astronomisch besonders interessante Objekte, sind Kompromißlösungen notwendig. So entschloß man sich, den 25-m-Spiegel der Universitätssternwarte Bonn auf dem etwa 400 m hohen Stockert in der Eifel zu errichten, um die Beobachtung des Milchstraßenzentrums, das für unsere Breiten nur etwa maximal 10° über den Horizont steigt, zu ermöglichen [14].

11. Grenzen der Leistungsfähigkeit optischer und radioastronomischer Instrumente

Die Leistungsgrenze radioastronomischer Beobachtungsinstrumente wird sowohl durch innere als auch äußere Störungen begrenzt. Die inneren Störungen bestehen in dem schon mehrfach erwähnten Empfängerrauschen, die äußeren, sieht man von speziellen Erscheinungen bei bestimmten diskreten Frequenzen ab, in dem thermischen Rauschen des Erdbodens und der Atmosphäre.

Die Rauschtemperatur der Erdoberfläche beträgt etwa 300°K . Der Einfluß dieser Störungsquelle kann jedoch durch eine entsprechende Formgebung der Antenne weitgehend ausgeschaltet werden. Da in der Radioastronomie Antennen verwendet werden, die eine starke Richtwirkung besitzen, wird aus der rückwärtigen Richtung, also aus der Richtung Erdoberfläche kein größerer Strahlungsanteil aufgenommen, wenn die Antenne steil gegen den Himmel gerichtet ist.

Das atmosphärische Rauschen ist kleiner als das Rauschen des Erdkörpers und liegt bei senkrecht nach oben gerichteter Antenne unter 100°K .

Viel größer als dieser Störpegel ist bei Verwendung konventioneller Empfänger der innere Störbeitrag. In diesem Fall wird die Leistungsfähigkeit der Radioteleskope allein durch das Beobachtungsinstrument begrenzt. Eine Änderung dieses Tatbestandes hat sich erst in den letzten Jahren durch die Anwendung des Masers ergeben. Ein solcher Verstärker hat in der Praxis Rauschtemperaturen von 5°K und weniger. Dieses geringe Rauschen aber kann man praktisch nicht ausnutzen.

Zum Gesamtempfängerrauschen tragen auch die „Umgebungselemente“ des Masers (Antennenzuleitungen, Schutzkuppeln der Antennen u. a. m.) bei, so daß man beim Einsatz von Masern noch auf Empfängerrauschtemperaturen bis zu 100°K kommt. Dabei kommen immerhin äußerer und innerer Störpegel in die gleiche Größenordnung.

Interessant ist in diesem Zusammenhang ein Vergleich mit der optischen Astronomie [14]. Auch hier existieren innere und äußere Störquellen, die die Leistungsfähigkeit eines Instruments begrenzen. Betrachtet man z. B. ein lichtelektrisches Teleskop, so ergeben sich sehr große Analogien zu einem Radioteleskop [14]:

Dem Eigenrauschen des Empfängers entspricht beim lichtelektrischen Instrument der Dunkelstrom (darunter versteht man den ohne Lichteinfall vorhandenen Strom) der Fotozelle. Der thermischen Radiostrahlung der Atmosphäre entspricht

in der optischen Astronomie das Nachthimmelleuchten, das bekanntlich durch die kosmische UV-Strahlung verursacht wird und eine ebenso nicht zu beseitigende natürliche Grenze für optische Beobachtungen darstellt.

In beiden Fällen sind Maßnahmen zur Verringerung der inneren Störungen nur solange sinnvoll, als sie wesentlich größer sind als die äußeren. Da das beim gegenwärtigen Stand der Technik bei beiden Forschungsmethoden nicht mehr der Fall ist, wird die Leistungsfähigkeit optischer und radioastronomischer Beobachtungsinstrumente in erster Linie durch den äußeren Störpegel begrenzt.

Einige interessante Zahlen, die der bereits mehrfach angeführten Arbeit von Mezger [14] entnommen sind, seien in diesem Zusammenhang noch angeführt.

Mit dem größten Spiegelteleskop, dem 5-m-Palomar-Spiegel, kann bei optimalen Meßbedingungen ein Stern der Größenklasse 23,8^m beobachtet werden, was einer Strahlungsleistung von $7 \cdot 10^{-6} \frac{W}{m^2}$ entspricht. Bei einem mittleren Radioteleskop von 25 m Durchmesser, wie er auf dem Stockert (Eifel) steht, liegt die Nachweisgrenze bei Beobachtung der 21-cm-Strahlung bei $10^{-21} \frac{W}{m^2}$. Bei der Beobachtung breitbandiger Radiostrahlungen im Frequenzgebiet von 1,5 GHz liegt sie bei $10^{-19} \frac{W}{m^2}$.

Während der Intensitätsbereich optischer Beobachtungen ohne Berücksichtigung der Sonne 10 Größenordnungen umfaßt, umfaßt er bei der Beobachtung der kosmischen Kontinuumsstrahlung bei 20 m Wellenlänge etwa 4 Größenordnungen.

12. Radioastronomische Forschungssatelliten

Neue Möglichkeiten darf sich die Radioastronomie aus dem Einsatz von Satelliten erhoffen. Der wesentlichste Vorteil, der daraus entspringt, ist die Ausdehnung radioastronomischer Beobachtungen auf Frequenzbereiche, die vom Erdboden her auf Grund der abschirmenden Wirkung der Atmosphäre nicht zugänglich sind. Auf diese Frage wurde bereits in einem früheren Beitrag von Neumann [15] hingewiesen. Der Wellenlängenbereich, der außerhalb der Atmosphäre beobachtbar ist, ist etwa 13 Zehnerpotenzen größer als der von der Erdoberfläche aus zugängliche. Von hier aus kann man Strahlungen zwischen 3000 Å und 15 m Wellenlänge untersuchen, außerhalb der Erdoberfläche jedoch solche zwischen $3 \cdot 10^{-3}$ Å und 3 km Wellenlänge, wobei die Erweiterung nach größeren Wellenlängen hin für die Radioastronomie besonders interessant ist. Die Grenzwellenlänge von 3 km wird durch die Absorption des interstellaren Gases bedingt. Sie ist die Grenze für radioastronomische Beobachtungen überhaupt. Da bereits eine Elektronenkonzentration von 100 pro cm³ eine vollständige Absorption von 3-km-Wellen bedingt, können sich Wellen mit größerer Wellenlänge nur über Entfernungen < einer AE ausbreiten [15].

Bis zum gegenwärtigen Zeitpunkt sind noch keine speziellen radioastronomischen Satelliten gestartet worden. Hingegen gehörten radioastronomische Beobachtungen verschiedentlich zum Aufgabengebiet allgemeiner Meßsatelliten.

Der erste Satellit mit radioastronomischen Teilaufgaben war der am 27. März 1964 gestartete, englisch-amerikanische Satellit ARIEL 2 (1964–15 A), der für Untersuchungen der galaktischen Radiostrahlung instrumentiert war. Das Experiment wurde von einer Forschergruppe unter Leitung von Dr. F. G. Smith von MULLARD RADIO ASTRONOMY OBS. der Universität von Cambridge erarbeitet, die Ausrüstung von der GEC STANMORE LAB. entwickelt und gebaut. Empfangen und registriert wurde die Radiostrahlung zwischen 0,75 und 3 MHz.

Die Empfangsanlage von ARIEL 2 bestand aus dem Empfänger, 2 Antennensystemen sowie, als Zubehör, einer Frequenzkontrolleinrichtung (Quarzoszillator) und einem Steuergerät. Die Hauptantenne bestand aus einem Drahtdipol, der ausgefahren wurde, nachdem der Satellit die Umlaufbahn erreicht hatte. Er diente zur Aufnahme einer Festfrequenz in der Nähe von 3 MHz. Die zweite Antenne bildete ein magnetischer Dipol, der durch zwei Ferritrahmen an jeder Seite des Satellitenkörpers gebildet wurde. Diese Antenne empfing die Strahlung im gesamten Arbeitsbereich.

Der Empfänger überstrich kontinuierlich den Arbeitsfrequenzbereich und nahm dabei die Charakteristik des empfangenen galaktischen Rauschens auf. Die Frequenzwanderung wurde durch eine Automatik gesteuert [16].

Radioastronomische Untersuchungen im Langwellenbereich gehören auch zu den Aufgaben der amerikanischen OGO-Satelliten. OGO 2 (1965–81 A) z. B., der am 14. Oktober 1965 gestartet wurde, war mit einer 18 m langen Spezialantenne aus Federbronze, die einen Durchmesser von 13 mm hatte, und den zugehörigen Empfangsanlagen für radioastronomische Beobachtungen ausgerüstet [17].

Für das Jahr 1967 ist seitens der USA der erste Start spezieller radioastronomischer Satelliten angekündigt. Es soll sich dabei um etwa 127 kp schwere Satellitenkörper handeln, die mit einer 450 m langen, v-förmigen Empfangsantenne ausgerüstet sind. Die Satelliten sollen eine Umlaufhöhe von etwa 6000 km haben.

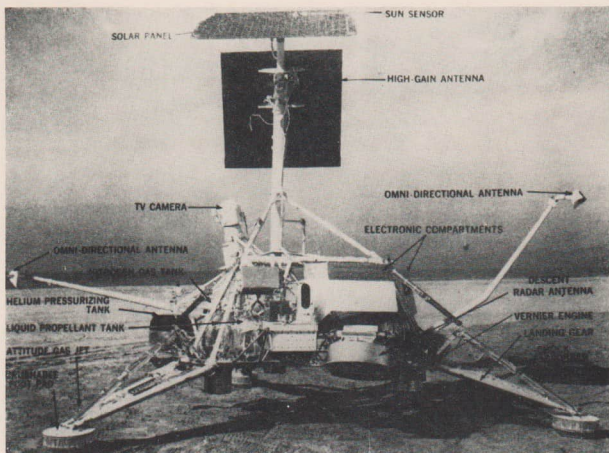
Literatur:

- [8] Prinzier, H., Fürstenberg, F.: Empfänger und Antennen der Radioastronomie, Radio und Fernsehen, 6 (1957), H. 12, S. 368–375. — [9] Fürstenberg, F., Prinzier, H.: Ein Beitrag zur Strahlungsabsolutmessung, Wiss. Mitteilungen des Heinrich-Hertz-Instituts Berlin-Adlershof, 3 (1956/57), S. 31 ff. — [10] Salomonowitsch, A.: Radioastronomie, Wissenschaft und Fortschritt, 3 (1953), H. 2, S. 54–57. — [11] Alsop, L. E., u. a.: Observations of discrete sources at 3 cm wavelength using a maser; — US — Naval Res. Lab. Report, 1958 (genaue bibl. Daten unbekannt). — [12] Naumann, H. D.: Einige Probleme des Nachrichtenverkehrs mit künstlichen Satelliten und Raumsonden, Astronomie und Raumfahrt, 1963, H. 1, S. 1–10. — [13] Zusammenstellung in: Electronics, 36 (1963), H. 47, S. 14/15. — [14] Mezger, P.: Radioastronomie und Funkstörungen, radio — mentor, 26 (1960), H. 9, S. 722–730. — [15] Neumann, K. H.: Astronomische Ergebnisse der Astronautik, Astronomie und Raumfahrt, 1965, H. 2, S. 40–44. — [16] O. V.: Kosmisches Rauschen wird empfangen, Elektronik, 12 (1963), H. 10, S. A 23. — [17] Kr.: OGO II, ein Erdsatellit als geophysikalisches Observatorium, Funkschau, 38 (1966), H. 6, S. 188.

Psychologie und Weltraumfahrt

HANS-KONRAD REMANE

Seinerzeit wurde der 1934 verstorbene Professor Haber gefragt, wie der Mensch den Zustand der Schwerelosigkeit bei einem Raumflug ertragen wird. Seine Antwort auf diese Frage gipfelte in der Behauptung, daß der Kosmonaut nach 24 Stunden Aufenthalt im Zustand der Schwerelosigkeit völlig verstört in einer Ecke des Raumschiffes hocken und nach seiner Mutter rufen wird. Demnach könnte also geschlossen werden, daß die bemannte Weltraumfahrt nicht stattfindet. Wir betreiben aber nun schon einige Jahre bemannte Weltraumfahrt, und bisher hat noch keiner der Kosmonauten, die unseren Heimatplaneten umkreisen, in seiner



Surveyor 1

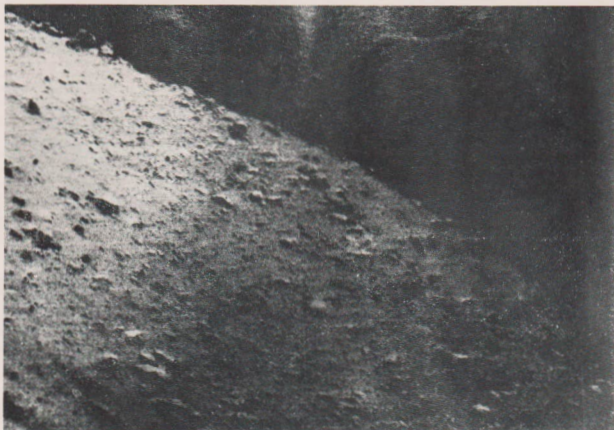
Das Mondlandefahrzeug Surveyor 1. Die Bezeichnungen bedeuten (von links nach oben und von rechts oben nach unten): eindrückbarer Fuß, Gasdüse für die Lagekontrolle, Tank für flüssigen Treibstoff, Heliumpreßgas-Tank, Stickstoffpreßgas-Tank, ungerichtet strahlende Antenne, Fernsehkamera, Fläche mit den Solarzellen, Sonnensensor, Richtantenne, ungerichtet strahlende Antenne, elektronische Ausrüstung, Lande-radarantenne, Vernier-Triebwerk, Ausleger für die Landefüße, Landestoßfeder.

Rechts: Eine Aufnahme des nahe dem Landepunkt von Surveyor 1 liegenden großen Steins. Bei dieser Aufnahme wurde die lange Brennweite des Fernsichtsystems eingesetzt. Sie zeigt deshalb eine große Zahl von Struktureinheiten. Des Gesichtsfeld bei dieser Aufnahme betrug nur 6 Grad. Der Stein ist etwa 45 cm lang und hat eine Höhe von ungefähr 20 cm. Dieses Bild ist aus zwei Aufnahmen zusammengesetzt.





Ein Blick auf den Mondhorizont. Die Scheibe, die über dem Horizont hängt, ist lediglich ein Lichtreflex im Kamerasystem. Der hier überblickbare Teil der Mondoberfläche zeigt die normale, wenig gegliederte Struktur. Deutlich sind die einzelnen auf der Mondoberfläche verstreuten Steine zu erkennen. Der Abstand bis zum Horizont beträgt etwa 1,5 bis 2 km.



Der Blick auf den Mondhorizont in südöstlicher Richtung vom Landepunkt des Surveyor 1. Der Horizont ist hierbei nur wenige hundert Meter vom Landepunkt entfernt. Von Surveyor 1 aus blickt man auf den Außenwall eines größeren Kraters. Hinter dem Horizont fällt der Krater nach innen ab. Die am Horizont erkennbaren Steine haben Durchmesser von 1 bis 2 Metern. Die im Vordergrund befindlichen Steine sind dagegen nur 1 bis 10 cm groß. Wir beobachten hier das Phänomen, daß nahe dem Kraterrand größere Steine zu finden sind als in einiger Entfernung von ihm.



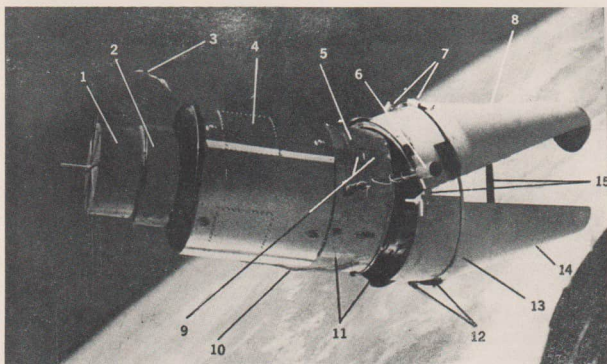
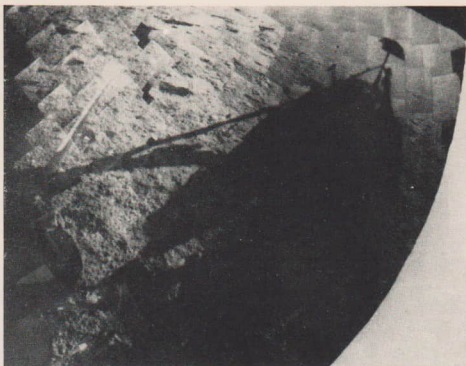
Links: Einer der drei Füße, auf denen Surveyor 1 steht, aufgenommen mit langer Brennweite. Der Fuß ist wenige Zentimeter in den Mondboden eingesunken. Die Wabenstruktur im unteren Teil des Fußes, aus deren Zerstörung man auf den Härtegrad des Mondbodens schließen wollte, zeigt keine merkbare Deformation. Das deutet darauf hin, daß der Mondboden weich sein muß. Die rechts teilweise sichtbare Scheibe ist eine fotometrische Schwärzungsskala zur Bestimmung des Grautons der einzelnen Aufnahmen.



Mitte: Der Blick in Richtung zum Südwest-Horizont. Man erkennt eine Ansammlung von abgerundeten Steinblöcken. Bisher wurden sie als Wall bzw. Auswurf eines relativ alten größeren Mondkraters gedeutet. Eigenartig ist die abgerundete Struktur, die auf eine „Verwitterung“ hindeutet.

Darunter: Detailaufnahme eines relativ kleinen Teils des Mondbodens nahe dem Landepunkt von Surveyor 1. Interessant sind die im linken Bildteil erkennbaren Steine, die rechtwinklige Strukturen zeigen. Das deutet auf kristalline Bildung dieser Steine hin.

Ein Bild, das aus einer großen Zahl einzelner Aufnahmen, die mit langer Brennweite gewonnen worden sind, zusammengesetzt ist. Damit ist praktisch der eigene Schatten von Surveyor 1 einige Stunden vor Sonnenuntergang erkennbar. Die Struktur des Mondbodens im unteren Teil des Bildes erinnert wiederum an die Luna-9-Aufnahmen.



Der ATDA-Satellit, mit dem Gemini 9 zusammengekoppelt werden sollte, nach einer Aufnahme aus dem Raumfahrzeug Gemini 9. (ATDA = Augmented Target Docking Adapter.) Die Zahlen bedeuten:

1 Batterieteil – 2 Sektor mit Antriebsdüsen für Lagereglung, enthält Ausströmdüsen mit 11 kp Schub – 3 Teil, das bei der Trennung von der Atlas-Stufe am Satellitenkörper hängenblieb – 4 Instrumentenhauptkörper – 5 Packung für das S-10-Experiment, das von dem Astronauten, der die Gemini-Kapsel zu verlassen hatte, von dem ATDA-Satelliten abmontiert und in die Gemini-Kapsel zurückgebracht werden sollte – 6 Dipolantennenstab für das L-Band-Radar – 7 Sprengbolzen, mit denen die Halterung des Nasenkonus entfernt werden sollte – 8 Eine Hälfte des Nasenkonus – 9 Ein zweiter Behälter des S-10-Experiments – 10 Wahrscheinlich Trennungsmaterial – 11 Adapter für das Zusammenkoppeln – 12 Weitere Sprengbolzen für Trennung des Nasenkonus – 13 Metallband, das den Nasenkonus zusammenhält – 14 Zweite Hälfte des Nasenkonus – 15 Federn, die die beiden Hälften des Nasenkonus auseinander drücken sollten.

Ecke gegessen und nach seiner Mutter gerufen, sondern im Gegenteil, die Kosmonauten berichteten vielmehr darüber, daß sie den Zustand der Schwerelosigkeit sehr gut vertragen.

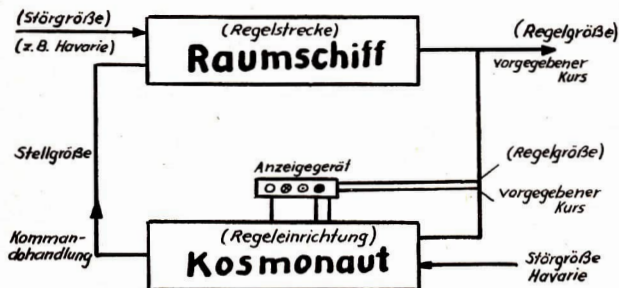
Die Probleme, die im Zustand der Schwerelosigkeit usw. auftreten und auftreten könnten, bilden ein neues wichtiges Forschungsgebiet der bemannten Weltraumfahrt, nämlich das Gebiet der ingenieurtechnischen Raumpsychologie. Dieses Gebiet ergab sich aus der Situation, daß man jetzt dazu übergegangen ist, Raumschiffe mit mehreren Kosmonauten zu besetzen. Diese Besatzungen müssen dabei sehr oft über längere Zeiträume hinweg in einem abgeschlossenen und begrenzten Raum zusammenleben und auch gemeinsamen Tätigkeiten nachgehen.

Die ingenieurtechnische Raumpsychologie beschäftigt sich mit dem subjektiven Erleben der Kosmonauten, also mit Erscheinungen, die dem Kosmonauten unmittelbar als Wahrnehmungen, Gedanken, Willensentschlüsse usw. gegeben sind. Die einzelnen Hauptaufgaben dieses noch sehr jungen Forschungsgebietes sollen im folgenden etwas näher umrissen werden.

1. Untersuchung des Schemas „Mensch – Raumschiff“ und der psychologischen Aspekte des Zusammenwirkens der Kosmonauten bei kollektiver Tätigkeit unter den Bedingungen eines kosmischen Fluges

Den Untersuchungsgegenstand bildet hierbei das System „Mensch – Raumschiff“. Mensch und Raumschiff bilden in diesem System einen Regelkreis, bei dem der Mensch den eigentlichen Regler darstellt.

Unter Regeln versteht man nach TGL 14 591 einen technischen Vorgang in einem abgegrenzten System, bei dem eine technische oder physikalische Größe die zu regelnde Größe (Regelgröße) fortlaufend erfaßt und durch Vergleich ihres Signals mit dem Signal einer anderen Größe (Führungsgröße) im Sinne einer Angleichung an deren Signal beeinflußt wird. Der hierzu notwendige Wirkungsanlauf vollzieht sich in einem abgeschlossenen Kreis, dem Regelkreis. Das Bild dieses Regelkreises, auf das System „Mensch – Raumschiff“ zugeschnitten, hat dann folgendes Aussehen:



Von Bedeutung hierbei ist die Existenz von Störgrößen, welche in mannigfaltiger Form auftreten und technischen und subjektiven Charakter haben.

Allein schon die Auswahl der Kosmonauten für einen geplanten Raumflug wirft wichtige psychologische Probleme auf. Zweifellos ist allen Kosmonauten ein hohes

Maß an Willensstärke und Leistungsfähigkeit eigen. Das Verfügen über derartige Fähigkeiten bildet aber noch keine Garantie für die erfolgreiche Ausführung eines Unternehmens. Der Erfolg ist vielmehr von einem ganzen Komplex von Fähigkeiten abhängig. Wichtig dabei ist das Problem der psychologischen Verträglichkeit. Bei den einzelnen Kosmonauten läßt sich hinsichtlich ihrer psychologischen Besonderheiten eine Anzahl individueller Unterschiede feststellen. Auch in dieser Hinsicht gleichgeartete Kosmonauten brauchen unter den Bedingungen eines längeren Raumfluges nicht zu harmonisieren. Eine Störung der Harmonie birgt in einem abgeschlossenen ökologischen System (denn die Besatzung lebt während der gesamten Flugzeit in einem begrenzten Raum) immer Gefahren in sich, da sich einem derartigen System kein Kosmonaut entziehen kann.

Das gute Zusammenleben der Kosmonauten erfordert gute Beziehungen zueinander, um ein erfolgreiches Zusammenwirken bei eventuellen Störungen am Raumschiff zu gewährleisten. Daher ist es auch erforderlich, daß die vorgesehene Besatzung während der Vorbereitungszeit gemeinsam trainiert, lebt und sich auch gemeinsam erholt.

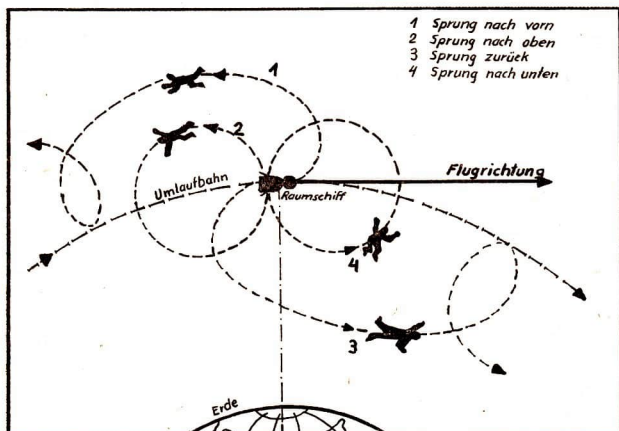
Es handelt sich bei einem Kosmonautenkollektiv um eine Anzahl von Organismen, deren Verhalten einer wechselseitigen Steuerung unterliegt. Das Tun eines einzelnen beeinflußt das Tun anderer. Eine derartige Anzahl von Organismen wird in der Psychologie als Gruppe bezeichnet. Auf Grund der Gemeinsamkeit der Ideen, Ziele, Interessen, des Zusammenlebens der Kosmonauten, kann man die Besatzung eines Raumschiffes als gomphotere Gruppe bezeichnen (gompho – griechisch = zusammengeballt). Diese Gruppe ist dann nicht mehr als Summe (arithmetische Summe) von Individuen, sondern als Ganzes zu bewerten.

2. Analyse der Wechselwirkung zwischen Kosmonaut und Raumschiff und der Wirkung des freien Raumes auf den Kosmonauten

Das normale Schema „Mensch – Raumschiff“ unterscheidet sich nur in unwesentlichen Zügen vom Schema „Mensch – Strahlflugzeug“. Genau wie beim Blick aus dem Fenster eines Strahlflugzeuges erhält der Kosmonaut beim Raumflug den Eindruck einer Vorwärtsbewegung. Hierzu muß aber noch ergänzend gesagt werden, daß gleichförmige Geschwindigkeiten auf den menschlichen Organismus keinen Einfluß haben und es dem Organismus völlig gleich ist, ob er sich mit 1 km/h, 10, 100, oder auch 1000 km/h fortbewegt. Abgesehen davon, daß eine völlig gleichförmige Geschwindigkeit in der Praxis nicht erreicht werden kann, sind wir auch nicht in der Lage, eine derartige gleichförmige Geschwindigkeit mit unseren Sinnesorganen zu erfassen. Heutzutage ist jeder Raumflug auch mit Höhen- und Richtungsänderungen verbunden. Beim Ausstieg eines Kosmonauten aus der Kabine in den freien Raum kommen aber noch einige andere Faktoren hinzu. Zu allererst macht sich beim Kosmonauten das Fehlen einer Stützfläche bemerkbar. Solange sich der Mensch auf dem festen Erdboden bewegt, ist dieser zugleich die Stützfläche für ihn. Im Raumschiff ist es sein Konturensessel und das ihn umgebende Instrumentarium. Beim Verlassen des Raumschiffes gelangt er in eine Situation, in der er keine Stützfläche mehr besitzt. Dies bedeutet aber nicht, daß die Stützreflexe verschwinden.

An der Entwicklung des Stützreflexes sind hauptsächlich Nervenimpulse beteiligt, die ihren Ausgangspunkt in den Fußsohlen und den Beugemuskelgruppen der Beine haben. Bei der Koordinierung der Bewegungshandlungen des Kosmonauten spielen derartige Impulse eine wesentliche Rolle.

Da jeder Aufenthalt eines Menschen in einem bestimmten Raum mit einer Art räumlicher Spannung verbunden ist, die aber nicht immer als Muskelspannung auftreten muß, tritt unter den gegebenen Verhältnissen im freien Raum ebenfalls eine Spannung auf.



Hört die Wirkung der Schwerkraft nämlich auf, entstehen ungewöhnliche Bedingungen für die Funktion des Zentralnervensystems (Veränderungen in der Arbeit der Analysatoren), des Vestibularapparates (durch ungewöhnliche Impulsgebung), der Blutgefäße und der Muskeln. In diesem Zustand tritt der bekannte sensorische Hunger auf. Rückgang der Geistesfähigkeiten und der Arbeitsfähigkeit, Illusionen und Sinnestäuschungen, Apathie und Schlaflosigkeit sind nur einige Symptome, die in diesem Zustand auftreten.

Zur Überwindung dieser ungewöhnlichen Bedingungen und der besseren Koordination seiner Bewegungen muß der Kosmonaut mit sehr gut entwickelten Mechanismen ausgestattet werden. Hierzu gehören das elastische Seil und die Rückstoßpistole. Der Ablauf der erschwerten Handlungen beginnt aber bereits beim Ausstieg des Kosmonauten aus der Kabine. Diese Arbeit wiederum ist abhängig von den konstruktiven Besonderheiten des gesamten Ausstiegssystems.

Nach dem Verlassen des Ausstiegssystems kommen neue Schwierigkeiten hinzu. Wenn zum Beispiel ein Kosmonaut zwecks Erledigung von Montagearbeiten u. a. das nach der Erde orientierte Raumschiff verläßt, indem er einen Sprung parallel zur Flugrichtung des Raumschiffs vollführt, so gelangt er nach einer halben Umrückung mit derselben Geschwindigkeit, die er sich selbst zu Beginn des Sprunges verliehen hat, auf die Bahn zurück. Springt der Kosmonaut entgegengesetzt einer nach der Erde gerichteten Seite, also vertikal nach oben, so beschreibt er dabei eine geschlossene Kurve. Bei einem Sprung entgegengesetzt der Flugrichtung seines Raumschiffes gleitet der Kosmonaut abwärts in Richtung Erde und schwebt dann nach vorn.

Dies sind nur einige Besonderheiten der kosmischen Bewegungsgesetze. Die ingenieurtechnische Raumpsychologie steht also vor der Aufgabe, die Wirkung der Schwerelosigkeit auf den psychischen Organismus auf der Grundlage des hydrostatischen Blutdrucks und des Fehlens der Stützfläche genau zu untersuchen.

Dies führt zwangsläufig zu Verknüpfungen mit anderen Gebieten der Raumfahrtmedizin. Weiterhin besteht die Aufgabe darin, auf der Grundlage experimenteller Forschungen, Empfehlungen zu geben über die optimal günstigste Gestaltung von Koordinierungsmechanismen (z. B. Rückstoßpistole) und anderen Elementen des Raumschiffs (z. B. des Ausstiegssystems).

3. Untersuchung des Aufnahmeprozesses von Informationen über die jeweiligen Zustände des zu steuernden Raumschiffes

Die Aufgabe der ingenieurtechnischen Raumpsychole besteht hier in der Beantwortung der Frage, welchen Informationsbetrag der Kosmonaut pro Zeiteinheit aufnehmen kann, welches die beste Form der Informationsdarbietung ist und in welchen Mengen und welcher Zeitfolge eine Information geliefert werden soll.

Bisherige Untersuchungen ergaben, daß das Ablesen der Informationen von jedem Gerät und ihre geistige Verarbeitung 0,28–0,8 Sekunden dauert. Schnell aufeinanderfolgende Signale beanspruchen bis zur Reaktion rund 0,25 Sekunden. Diese Zeit wird in der Ingenieurpsychologie als Latenzzeit bezeichnet.

So z. B. erfordert die Ermittlung der Verhältnischarakterisierung in der Raumkapsel 2,2–3,1 Sekunden. Hierin sind die Erfassung der Temperatur, Gehalt an Sauerstoff Kohlensäure usw. eingeschlossen.

Bei Lichtsignalen liegt die Latenzzeit zwischen 0,8–1,2 Sekunden. Diese Zeit ist ein in gewissen Grenzen veränderliche Größe und richtet sich hauptsächlich nach Stärke und Farbe des Lichtsignals, der Entfernung und der Lage des Signals auf der Anzeigetafel.

Bei Versuchen stellte man auch fest, daß die Informationen vom Kosmonauten weitaus besser empfangen werden können, wenn sie im oberen Teil des betreffenden Gerätes und nicht von Skalen mit Seitenlage abgelesen werden. Bei letzteren kommt es sehr oft zum Auftreten von Fehlern durch Parallaxe. Auf Grund dieser Ergebnisse erachten es die Wissenschaftler für eine Notwendigkeit, die Geräte, die die wichtigsten Angaben über Erscheinungen liefern müssen, im oberen Teil der kombinierten Geräte anzubringen.

Der Mensch ermüdet sehr schnell, schweift ab, vergißt und bleibt hinsichtlich Genauigkeit und Reaktionsvermögen hinter dem Anzeigegerät der Automatik zurück. Dies macht sich deutlich bemerkbar, sobald mehrere Signale auf einer Leuchtafel erscheinen. Die Psychologen schlußfolgerten daraus und empfahlen, ein Signal anfangs als unterbrochenes Aufblitzen zu gestalten und erst dann, wenn der Kosmonaut reagiert hat, soll es ständig leuchten.

Da auf jeder Etappe des Raumfluges nur bestimmte Geräte vom Kosmonauten genutzt werden, z. B. werden die Geräte für Start und Landung beim Flug in der Umlaufbahn kaum benutzt, ist es angebracht, Daten etappenweise zu übermitteln.

Ideale Möglichkeiten bieten sich hier im Einsatz von Indikatoren mit Bildröhren; in Form von Radar- und Fernsehschirmbildern.

Die Wirksamkeit der Tätigkeit des Kosmonauten hängt hauptsächlich davon ab, wie schnell und genau er die Informationen aufnimmt.

4. Analyse der Prozesse, die mit der Verarbeitung der Information, ihrer Speicherung und der Bildung einer Entscheidung des Kosmonauten verbunden sind

Bei dieser Aufgabe kommt es darauf an, den sensomotorischen Eingang des Kosmonauten und seine Möglichkeiten, Signale zu empfangen, unter dem Aspekt der Raumflugbedingungen zu erforschen. Hinzu kommt die Bewertung der Informationsmenge, die durch ein Signal dem Kosmonauten übermittelt wird.

Fragen der zeitlichen Verteilung und Sättigung der Signale mit Informationen werden in der Informationstheorie oft behandelt, spielen aber auch in der ingenieurtechnischen Raumpsihologie eine bedeutende Rolle. Zugleich darf hier aber auch nicht verschwiegen werden, daß die Psychologen derzeit zu diesem Problem in ihren Meinungen noch nicht konform gehen. Die eine Gruppe der Psychologen sieht der Informationstheorie und ihrer Anwendung auf psychischen Gebieten sehr hoffnungsvoll entgegen, während andererseits sich eine nicht geringe Zahl von Psychologen in den Mantel der Skepsis hüllt.

Jüngere Forschungen zum Problem der Wahrnehmung und sensomotorischen Reaktionen zeigten, daß das menschliche Nervensystem über eine Art „Rechenmechanismus“ verfügt, der die Signale nach Prinzipien ausnutzt, die in der Statistik angewendet werden. Die statistische Verarbeitung des aufgenommenen Signals bildet auch ein wesentliches Merkmal bei dem Prozeß des Erinnerns und der Bildung einer Entscheidung.

Eine klare und eindeutige Antwort zu diesem Problem kann heute noch nicht gegeben werden. Hierzu ist es nämlich notwendig zu erforschen, wie eine Information, die vom Nervensystem aufgenommen und verarbeitet wird, berechnet werden kann. Von diesem Charakter hängt in erheblichem Maße die Effektivität jeglicher Handlungen ab, z. B. die Beeinflussung der Bedienungselemente durch den Kosmonauten.

5. Untersuchung der Steuerungshandlung des Kosmonauten

Die bereits vorhandenen Kenntnisse zu diesem Problem der Steuerungshandlung haben ihren Ursprung in anderen Forschungsgebieten. Sie bilden praktisch den Extrakt aus den Forschungen der Biomechanik, Physiologie, Arbeitspsychologie u. a. Fachrichtungen.

Messungen, die bei verschiedenen Forschungsaufgaben durchgeführt wurden, ließen erkennen, daß beispielsweise Handbewegungen in Körperrichtungen schneller als in entgegengesetzter Richtung ablaufen. Dabei zeichnet sich die Bewegung „vom Körper weg“ durch eine höhere Genauigkeit aus. Beim Kosmonauten kommt noch hinzu, daß er auch Bewegungen ausführen muß, die zur vertikalen und horizontalen Achse seines Körpers in einem Winkel stehen.

Derartige Bewegungen sind in ihren Geschwindigkeiten kleiner als Bewegungen, die direkt auf einer Hauptachse vollzogen werden. Die ingenieurtechnische Raumpsihologie hat hier die Aufgabe, auf der Grundlage der Ergebnisse der in 1. — 4. genannten Aufgaben die Steuerungshandlungen eingehend zu untersuchen. Ausschlaggebend für die Steuerungshandlung ist u. a. die Gestaltung der Bedienungselemente. Bedienungselemente müssen schnell und genau identifiziert werden können und den Besonderheiten des Bewegungs- und Empfindungsapparates des Menschen angepaßt sein. Bisher wurden nämlich alle herkömmlichen Steuerungselemente allein auf Grund rein technischer Maßstäbe entwickelt.

Zur Untersuchung der Steuerungshandlungen und zur Ermittlung der Zeit, die für verschiedene Operationen während eines kosmischen Fluges erforderlich ist, konstruierte und erbaute eine Gruppe von Spezialisten in der Sowjetunion das Modell einer Raumschiffkabine mit dem zugehörigen Steuerungssystem. Die Kosmonautenkanzel und die Instrumententafel wurden dem Originalraumschiff detailgetreu nachgebildet. Die ganze Anlage ist mit einem System synchronisiert, welches die Verschiebung einer Nachbildung des sichtbaren Teils der Erde und des Sternenhimmels so gewährleistet, wie es die Kosmonauten während eines echten Fluges beobachten können. Eine weitere spezielle Anlage ermöglicht die Veränderung der Winkellage des Raumschiffes durch Betätigung des Steuerhebels.

Abschließend kann zu diesem Überblick über die Hauptaufgaben der ingenieurtechnischen Raumpsycho-logie gesagt werden, daß schon die ersten Erkenntnisse dieser noch so jungen Wissenschaft sehr aufschlußreich sind und eine reelle Möglichkeit zur optimalen Lösung des Problems der Wechselwirkung im Schema „Mensch – Raumschiff“ bieten.

Literatur:

1. B. F. Lomow: „Ingenieurpsychologie“.
2. M. Czerny: „Schwererfreier Raum u. Schwerelosigkeit“, in „Bild der Wissenschaft“, Heft 5, 1966.
3. W. Lebedew: „Sechs in einem Raumschiff“, in „Urania“, Heft 5, 1965.
4. TGL 14 591.
5. „Presse der Sowjetunion“.

Aus der Literatur

Fernrohrmangel in der Bundesrepublik

Das größte in der Bundesrepublik befindliche Spiegelteleskop hat 106 cm Öffnung und steht auf dem Hohen List, der Filiale der Bonner Universitätssternwarte. Das nächstgrößere mit 100 cm Öffnung besitzt die Hamburger Sternwarte, jedoch ist dieses Instrument bereits über 50 Jahre alt. Zwar wird in der Bundesrepublik mit beträchtlichen Mitteln die Weltraumforschung gefördert – so sollen in Zukunft allein etwa 30 Millionen DM. jährlich an die Europäische Organisation für Weltraumforschung (ESRO) gezahlt werden –, ertragreiche Weltraumforschung setzt jedoch eine leistungsfähige erdgebundene Astronomie voraus. Für die Summe, die dem jährlichen (!) Beitrag an die ESRO entspricht, ließe sich ein 3-m-Spiegelteleskop bauen, das mindestens 20 Jahre lang nutzbringend arbeitsfähig wäre. (Sterne und Weltraum, 5, 7, 153, 1966).

Sternwartenprojekt in Österreich

Die Wiener Universitätssternwarte war zwar seinerzeit großzügig im NW der Stadt auf der Türkenschanze angelegt worden, entspricht aber heute nicht mehr den Ansprüchen, die an eine moderne Sternwarte gestellt werden. Nunmehr soll auf der zweithöchsten Erhebung des Wiener Waldes, dem 880 m hoch gelegenen Mitterschöpl, eine neue Sternwarte errichtet werden. Die Entfernung von dem Institut auf der Türkenschanze beträgt in Luftlinie nicht ganz 50 km. Als Hauptinstrument wurde ein Spiegelteleskop in Gabelmontierung mit einer freien Öffnung des Hauptspiegels von 150 cm in Auftrag gegeben. (Sterne und Weltraum, 5, 7, 162, 1966).

Stürzt Ikarus 1968 auf die Erde?

Der Kleinplanet Ikarus wird 1968 die Erdbahn kreuzen. In vielen Ländern erschienen alarmierende Presse- und Fernsehberichte über die Folgen dieses Ereignisses. Inzwischen ist die Bahn von Ikarus durch S. Herrick und R. G. Totten in Los Angeles neu berechnet worden. Es ergab sich, daß die größte Annäherung an die Erde am 15. Juni 1968 mit einer Distanz von 6,4 Millionen km erfolgt. Die Unsicherheit beträgt nur etwa 160 bis 320 km. Bereits Anfang Juli 1968 kam Ikarus der Erde auf etwa 133 Millionen km nahe, wobei seine Helligkeit mit 19m angegeben wird. (VdS-Nachrichtenblatt, 15, 7, 86, 1966).

Neues vom Jupiter

Eine überraschende Entdeckung machten Astronomen des Mond- und Planeten-Laboratoriums der Universität Arizona in den USA, wo seit kurzem ein hochempfindliches Instrument für Wärmemessungen an Himmelskörpern arbeitet. Jupiter strahlt zweieinhalbmal mehr Hitze aus, als er selbst von der Sonne erhält. Die Quelle dieser Hitzeentwicklung ist noch unbekannt. (Naturwissenschaftliche Rundschau, 19, 6, 250, 1966).

Neues Riesen-Radioteleskop

Das größte schwenkbare Radioteleskop der Welt wurde vom Nationalen Observatorium für Radioastronomie in der Nähe von Green Bank (West-Virginia) nach einer Bauzeit von sieben Jahren und einem Kostenaufwand von 13 Millionen Dollar in Betrieb genommen. Die 300 Tonnen schwere Parabolspiegel-Antenne hat einen Durchmesser von 42 m und eine Spiegelfläche von ungefähr 1250 qm. (Naturwissenschaftliche Rundschau, 19, 6, 249, 1966).

Raketenexperiment beobachtet

Am Abend des 22. April 1966 wurde an vielen Orten Süddeutschlands ein merkwürdiges Leuchtphänomen wahrgenommen, ein Objekt von etwa Jupiterhelligkeit, das in zehn Sekunden zu einer Scheibe von doppeltem Vollmonddurchmesser anwuchs und nach drei Minuten wieder verblaßt war. Es handelte sich um ein Experiment des Max-Planck-Institutes für extraterrestrische Physik in München. Von Hammaguir in der Sahara aus war eine französische Rakete vom Typ Rubin abgeschossen worden, die in etwa 2000 km Höhe zwei Bariumwolken ausstieß. Das Max-Planck-Institut hat schon mehrere derartige Experimente durchgeführt. Das Ziel dieser Versuche ist, in mehr als 30 Erdradien Abstand einen künstlichen Kometen zu erzeugen. Es kann mit weiteren derartigen Leuchterscheinungen gerechnet werden, eventuell auch solchen, die nicht nur im südlichen Deutschland sichtbar sind. (Sterne und Weltraum, 5, 6, 127, 1966, und VdS-Nachrichtenblatt, 15, 8/9, 110, 1966).

Satelliten auf Himmelsaufnahmen

Auf einer planmäßigen Aufnahme im Sternbild Jagdhunde mit einer Schmidt-Kamera $f = 101$ cm, 1 : 3,5 vom 20. Februar 1966, konnte H. Vehrenberg in Falkau die zufälligen Bahnspuren von drei Erdsatelliten feststellen, nämlich von Kosmas 103, Kosmos 106 (Satellit) und Kosmos 106 (Rakete). U. Güntzel-Lingner bemerkt hierzu, daß die Erdsatelliten in ihrer jetzigen Konzentration die photographische Himmelsüberwachung empfindlich beeinträchtigen können. (Sterne und Weltraum, 5, 6, 128, 1966).

J. CLASSEN

Amateure beobachten und berichten

Die Sonnenfleckentätigkeit im 3. Vierteljahr 1966

Refraktor: 50 mm, Vergrößerung 30fach

| Monat | R_m | n | N |
|----------------|-------|----|---|
| Juli | 30,2 | 12 | 0 |
| August | 31,4 | 18 | 2 |
| September | 28,5 | 16 | 0 |
| 1. Vierteljahr | 19,2 | 29 | 4 |
| 2. Vierteljahr | 23,5 | 30 | 2 |
| 3. Vierteljahr | 30,0 | 46 | 2 |

R_m = Monatsmittelwert

n = Anzahl der Beobachtungen

N = fleckenfreie Tage

Abwechslungsreiche Bilder in der Anordnung und Form der Fleckengruppen bot die Sonne in den letzten Tagen des Juli und August und von Septembermitte an. Bei dieser gesteigerten Fleckentätigkeit waren oft 4–5 Gruppen sichtbar, und die täglichen Relativzahlen erreichten Werte bis zu 60. Am 17. September hatte der Hauptfleck einer Gruppe mit seiner konzentrischen Penumbra einen Durchmesser von rund 25 000 km, um ihn herum waren im Halbkreis mehrere kleine Flecken sichtbar. Im August war die Fackeltätigkeit besonders lebhaft.

ERICH SCHÜTZ, Hildburghausen

MITTEILUNGEN



DER DEUTSCHEN ASTRONAUTISCHEN GESELLSCHAFT MITGLIED DER IAF

Präsident: Prof. Dr. Johannes Hoppe, Direktor am Heinrich-Hertz-Institut der Deutschen Akademie der Wissenschaften zu Berlin, Vizepräsidenten: Prof. Dr. Hans Reichardt, Heinz Mielke, Sekretär: Dipl.-Gewi. Herbert Pfaffe

Informationen über Surveyor 1

KARL-HEINZ NEUMANN

Nachdem mit Luna 9 am 3. Februar 1966 zum ersten Mal ein Raumflugkörper weich auf einem anderen Himmelskörper landete, gelang es den USA am 2. Juni 1966, ihre Sonde Surveyor 1 weich auf der Oberfläche des Mondes aufzusetzen. Auch sie erhielten sehr detaillierte Fotos der Umgebung des Landepunktes ihrer Sonde.

Als Trägerrakete startete von Cape Kennedy am 30. Mai 1966 um 14^h41^m WZ, eine Atlas-Centaur. Es war der zehnte Start. Alle drei Triebwerke der Atlas-D arbeiteten 142,2 s, danach wurden die beiden äußeren Triebwerke getrennt, und der mittlere Raketenmotor arbeitete 97,1 s weiter. Das Brennschlußkommando für diesen Motor gab die autonome Steuerungsanlage der Centaur-Stufe zum Zeitpunkt T + 239,3 s. Eine Sekunde später wurde der Atlas-Booster getrennt. Die Zündung der Centaur-Stufe fand zum Zeitpunkt T + 252,0 s statt. Bekanntlich handelt es sich bei der Centaur-Stufe um eine Rakete, die mit flüssigem Wasserstoff und Sauerstoff arbeitet und mit zwei Pratt & Whitney-Raketentriebwerken mit der Typenbezeichnung RL10 A-3 CM-1 ausgerüstet ist, von denen jedes einen Schub von 6,85 Mp lieferte. Ihre Brennzeit betrug 437,3 s und war damit um 4,7 s größer als vorgesehen. Da aber der spezifische Impuls, den die Triebwerke hatten, etwas unter dem vorgesehenen Wert lag, gab es keine sehr großen Abweichungen von der vorgesehenen Brennschlußgeschwindigkeit.

Ende der Brennzeit war T + 689,3 s. Die Schutzkappe um den Surveyor-Raumflugkörper war bereits zum Zeitpunkt T + 203,1 s abgetrennt worden. 26 Sekunden nach Brennschluß wurden auf Funkkommando die drei Stützbeine von Surveyor aufgeklappt, 10 Sekunden später die beiden Antennen. Eine der beiden Antennen für ungerichtete Abstrahlung der Signale hatte sich dabei verklemmt und war

nicht vollständig herausgeklappt worden. Die Trennung des Surveyor-Fahrzeuges erfolgte zum Zeitpunkt $T + 757,1$ s, also nur 0,1 s früher als vorgesehen. Im Gegensatz zu den Starts der Ranger-Raumsonden der Amerikaner war hierbei auf das Zwischenstadium einer Satellitenbahn verzichtet worden. Die Mondflugbahn wurde somit durch direkten Einflug erreicht.

Die Geschwindigkeit bei Brennschluß betrug 10,6 km/s und wich damit nur um 50 m/s von dem vorgesehenen Wert ab.

Ohne Bahnkorrektur wäre die Landung auf der Mondoberfläche etwa 400 km weiter südwestlich vom Landungsort erfolgt. Damit hätte Surveyor die Mondoberfläche in einem Gebiet erreicht, das in der südwestlichen Ecke des für die Apollo-Landungen vorgesehenen Gebietes liegt. (Das Apollo-Landegebiet befindet sich zwischen 5 Grad nördlicher und südlicher Breite und 45 Grad östlicher und westlicher Länge auf der Mondoberfläche.)

Am 31. Mai 1966 um 6^h20^m WZ war ein 43 Minuten dauerndes Bahnkorrekturmanöver eingeleitet worden. Zuerst erfolgte die Ausrichtung der Sonde in der Weise, daß die drei Hilfstriebwerke in Richtung Erde wiesen. Sie wurden für 20,75 s eingeschaltet. Damit erfolgte eine Geschwindigkeitsänderung um 20,3 m/s, und es waren 40 Prozent der Bahnkorrekturmöglichkeiten ausgeschöpft. Für die Bahnkorrektur hätten die Vernier-Triebwerke maximal 50,2 s arbeiten können. Um 19^h03^m WZ war die Sonde wieder nach der Sonne und dem Leitstern Canopus ausgerichtet.

Die Vernier-Triebwerke mußten noch während der letzten Phase des Landevorgangs eingesetzt werden. Sie konnten insgesamt eine Geschwindigkeitsänderung von 160 m/s erzielen. Wäre kein Bahnkorrekturmanöver notwendig gewesen, hätte die letzte Phase der Landung nach dem vorgegebenen Programm erfolgen können. Diese Geschwindigkeitsänderungskapazität hätte ausgereicht, in 4 m Höhe über dem Mondboden eine Geschwindigkeit von 1,5 m/s zu erreichen. Da aber durch den Treibstoffverbrauch beim Bremsmanöver die Gesamtmasse von Surveyor 1 herabgesetzt worden war, brauchte durch die Vernier-Triebwerke die Geschwindigkeit nur um 120 m/s abgebremst zu werden, um 4 m über dem Mondboden die vorgesehenen Ausgangswerte zu erhalten. Die Steuerung des Bremsvorganges der Vernier-Triebwerke konnte deshalb nicht programmgemäß erfolgen, sondern mußte durch das RADVS (Radar Altitude Doppler Velocity Sensor) ausgeführt werden.

Das Lageorientierungs- und Änderungssystem erhielt seine Informationen während der Freiflugphase als erstes vom Sonnensensor. Diese Informationen wurden benutzt, um mit Hilfe der Gasdüsen Surveyor 1 nach der Sonne auszurichten. Als Primärsensoren verwendete man Cadmium-Sulfid-Fotozellen, die Feinkorrektur erfolgte mit Hilfe von Sekundärsensoren, die ein kleineres Gesichtsfeld hatten. Danach erfolgte die Ausrichtung nach dem Stern Canopus ebenfalls mit Photosensoren. Wenn die Ausrichtung nach der Sonne oder Canopus verloren ging, wurde das System automatisch auf eine Kreiselsteuerungsanlage umgeschaltet, die es gestattete, daß die Sonde so gedreht wurde, daß die optischen Sensoren sowohl die Sonne als auch den Stern Canopus wiederfinden konnten. Das Ausrichten von Surveyor 1 auf den Mond erfolgte 30 Minuten vor dem Einschalten des Bremsraketenmotors. Bei dem Bremsraketenmotor handelt es sich um ein Feststofftriebwerk, das einen vorher bekannten Schub und eine bekannte Brennzeit hatte. Die Zündung erfolgte auf Kommando eines Höhenradars, dessen Parabolspiegel sich an der Öffnung der Ausströmdüse dieses Triebwerkes befand. Kurz vor der Zündung wurde dieses abgeworfen. In einem Abstand von 83 km von der Mondoberfläche begann das Triebwerk zu arbeiten (nach anderen Quellen in 75 km Höhe). Die Geschwindigkeit der Sonde betrug zu diesem Zeitpunkt 2,59 km/s. In 11,3 km Höhe wurde das Triebwerk abgeworfen. Die Geschwindigkeit von Surveyor 1 be-

trug zu diesem Zeitpunkt 640 km/h. Danach begann das Vernier-Triebwerkssystem zu arbeiten. In rund 4 m über der Mondoberfläche bei Brennschluß des Vernier-Triebwerkes betrug dann die Geschwindigkeit 5,6 km/h, die Aufsetzgeschwindigkeit 13 km/h.

Beim Landungsanflug betrug die Abweichung von der Vertikalen des Landungs-ortes weniger als 5 Grad. Die Koordinaten des Landungspunktes waren 2°29' südlicher Breite und 43°19' westlicher Länge. (Koordinaten nach den in der Astronautik üblichen Angaben, im Gegensatz zu in der Astronomie üblichen Längenbezeichnungen sind Ost und West vertauscht.)

Die Landung erfolgte am 2. Juni 1966 um 6^h17^m WZ. Die Startmasse von Surveyor 1 betrug 1020 kg, nach anderen Quellen nur 995 kg. Die Masse des auf dem Mond gelandeten Surveyor-Flugkörpers machte 285 kg aus.

Surveyor 1 besitzt drei Landefüße mit einem maximalen Durchmesser von 4,3 m. Die Grundstruktur ist ein Gerüst, in dem in einzelnen Abteilungen die Apparaturen und Behälter untergebracht sind. Im Zentrum befindet sich das Feststofftriebwerk mit kugelförmigem Treibstoffbehälter sowie Ausströmdüse und an deren Ende angebrachtem Radarparabolspiegel, darüber ein etwa 3 m hoher Mast mit einer beweglichen Fläche mit Solarbatterien, die außerdem einen Sonnensensor trägt. Er sorgt für die Ausrichtung dieser Fläche nach der Sonne. Ferner ist an diesem Hauptmast eine quadratisch geformte Richtantenne zur Bildübertragung angebracht, die auf die Erde gerichtet werden kann. Diagonal gegenüber sind die beiden Antennen mit ungerichteter Abstrahlung befestigt. Zwischen zwei der Ansätze der Ausleger für die Aufsetzfüße befindet sich die Fernsehkamera. In ihrem Blickfeld liegen sowohl die beiden Füße als auch der Helium-Druckgas-Behälter, der Stickstoffgas-Behälter und zwei der „Absetzbehälter“ zur Bestimmung des Härtegrades der Mondoberfläche. Außerdem ist noch eine der beiden ungerichtet strahlenden Antennen angebracht.

Die Fernsehkamera arbeitet mit einem Spiegel, dessen Azimut und Höhenwinkel durch Kommandos von der Erde mit Hilfe von Potentiometern verändert werden kann. Das Objektiv befindet sich in horizontaler Lage (wie bei Luna 9), und die Fernsehkamera befindet sich darunter. Die Brennweite des Objektivs ist veränderlich. Diese Veränderungen werden durch Funkkommandos von der Erde gesteuert. Das gleiche gilt für die Fokussierung von 1,20 m bis unendlich. Die Belichtungszeit wird automatisch eingestellt. Durch die Veränderung der Brennweite läßt sich der Winkel des Gesichtsfeldes der Kamera von 25,2 Grad bis auf 6,4 Grad einengen. Die mit der langen Brennweite erzielten Aufnahmen der Mondoberfläche haben ein sehr hohes Auflösungsvermögen. Bei den Aufnahmen fast senkrecht nach unten betrug das Auflösungsvermögen etwa 0,5 mm.

Auf der der Kamera entgegengesetzten Seite sind in dem Gittergerüst die Behälter mit der elektronischen Apparatur untergebracht. Ferner befindet sich hier das Radargerät, mit dem während des Arbeitens der Vernier-Triebwerke der Abstand von der Mondoberfläche sowie die Relativgeschwindigkeit nach dem Prinzip der Doppler-Verschiebung gemessen worden sind. Die drei Ausleger mit den Landebeinen befinden sich in einem Winkelabstand von 120 Grad an den Enden von drei an den Füßen zusammenlaufenden rohrförmigen Abstützungen. Die beiden unteren sind mit Scharnieren am Rand des Grundgitters befestigt, während die dritte, sozusagen starre Verbindung, die über beiden rohrförmigen Stützen verläuft, ein Federsystem zum Auffangen des Landestoßes besitzt. Die drei Füße sind trommelförmig und haben etwa 30 cm Durchmesser. An ihrer Unterseite sind sogenannte Belastungsmesser angebracht. Es handelt sich dabei um eindrückbare Aluminium-Wabenmuster. Aus der Stärke des Eindrückens dieser Wabenmuster durch den Aufprall beim Landungsstoß kann man Rückschlüsse auf die

Härte des Mondgesteins ziehen, da die Aufsetzgeschwindigkeit genau bekannt ist. Eine vorläufige Auswertung ergab, daß die Oberfläche an den Stellen, an denen die drei Füße aufsetzten, keineswegs sehr hart sein kann. Es befindet sich hier aber auch keine merkliche Staubschicht. Die Füße sanken rund 5 cm in die relativ weiche, leicht eindrückbare Oberfläche ein. Erst darunter vermutet man härteres Gestein. Die Tragfähigkeit des Mondes ist also — wie schon Luna 9 bestätigt hatte — relativ groß. Man vermutet, daß bei gleicher Oberflächenbeschaffenheit wie in dem Landegebiet von Surveyor 1 ein Astronaut, der auf der Mondoberfläche läuft, nur knapp zwei Zentimeter einsinken würde. Der Mondboden in dem Landegebiet dürfte irdischem, trockenem, sandigem Lehm Boden entsprechen. Diese vorläufigen Ergebnisse wurden noch dadurch erhärtet, daß drei weitere Belastungsmesskörper, die etwa am Ansatz der drei Fußstützen am Grundgerüst befestigt waren, nach dem Aufsetzen getrennt wurden und auf die Mondoberfläche herunterfielen. Auch bei ihnen, die die Belastungen in ähnlicher Weise wie die drei Füße gemessen haben, konnte an den Aluminium-Waben keinerlei Deformation festgestellt werden, was auf eine relativ weiche Oberflächenschicht schließen läßt.

Kurz nach der Landung auf der Mondoberfläche trat das Kamera-System von Surveyor 1 in Tätigkeit. Die ersten 10 Bilder, die zur Erde übertragen wurden, hatten eine Zeilenauflösung von 200 pro Bild. Die Übertragung dieser Bilder erfolgte über eine der beiden ungerichtet strahlenden Antennen. Ein Bild wurde in jeweils 61,8 s übertragen.

Man hatte als erstes die Übertragung von 200 Zeilen mit der ungerichteten Antenne gewählt, um die Sicherheit zu haben, wenigstens einige Bilder der Mondoberfläche zu gewinnen. Nachdem durch diese Bilder erwiesen war, daß das Kamera-System einwandfrei funktionierte, ging man dazu über, eine Auflösung von 600 Zeilen pro Bild zu wählen. Die Abstrahlung erfolgte nun über die Richtantenne, die inzwischen auf die Erde ausgerichtet war. Die Sendeleistung betrug 10 W, und ein Bild konnte in 3,6 s zur Erde gesendet werden. Nach der Landung konnten weitere 4 Stunden Bilder zur Erde übertragen werden, damit hatte man am ersten Tage bereits 140 Aufnahmen der Mondoberfläche erhalten. Zum Empfang der Bilder diente lediglich die Station Goldstone in Californien, da nur bei dieser Station eine maximale Bildqualität gesichert war. Auch sämtliche Funkkommandos wurden lediglich von dieser einzigen Station an Surveyor 1 übertragen. Zwei weitere Stationen, Johannesburg in Südafrika und Tidbinbilla in Australien, haben nur technische Daten der Surveyor-Sonde aufgenommen, also Daten über das Funktionieren der einzelnen Apparaturen bzw. der Temperatur und anderer Werte an verschiedenen Instrumentenpackungen. Diese Daten konnten nur gesendet werden, wenn keine Bilder übertragen wurden.

Diese ersten Bilder ergaben über die Struktur der von der Fernsehkamera erfaßten Mondoberfläche praktisch fast das gleiche Bild wie die von Luna 9 bekannten Einzelheiten. Der Horizont hatte einen Abstand von ungefähr 1,5 km. Auf der relativ ebenen Mondoberfläche erkennt man eine große Zahl von einzelnen Steinen, deren Dimensionen — von Ausnahmen abgesehen — maximal 30 bis 50 cm nicht überschreiten. Ebenfalls ist eine relativ große Zahl verschieden großer Krater in der näheren und weiteren Umgebung zu sehen.

Da die ersten Aufnahmen von Surveyor 1 bereits bei einem wesentlich höheren Sonnenstand als bei Luna 9 erhalten wurden, erscheint die Mondoberfläche bedeutend ebener. Erst die Aufnahmen, die bei sehr niedrigem Sonnenstand (vor Sonnenuntergang) gewonnen wurden, zeigen die gleiche Struktur wie die Luna-9-Aufnahmen.

Eine ganze Reihe von Besonderheiten konnte auf einigen der zahlreichen Aufnahmen entdeckt werden.

In südöstlicher Richtung von Surveyor 1 ist die Horizontbegrenzung durch einen Krater rand gebildet. Der Horizontabstand beträgt hier nur wenige hundert Meter. Es ist der äußere Rand des Kraters, der nach innen abfällt. Die Anzahl der hier sichtbaren Steine ist relativ groß. Die am Horizont (Krater rand) erkennbaren Steine haben größere Dimensionen als diejenigen der näheren Umgebung von Surveyor 1. Ihre Durchmesser liegen zwischen 1 und 2 Metern. In Richtung zum Landepunkt nehmen die Durchmesser der Steine ab, d. h. also, je größer der Abstand vom Krater rand ist, desto kleiner die Dimension der einzelnen Brocken.

Nordöstlich vom Landepunkt erkennt man auf den Aufnahmen den Kamm eines über den Horizont herausragenden Gebirges. Dieses Gebirge mag etwa 20 km vom Landepunkt entfernt sein. Es ragt rund 150 m über den Horizont hinaus. Das Gebirge erstreckt sich über eine Länge von etwa 5 km. Man nimmt an, daß es sich hierbei um den Kamm des eingesunkenen Kraters von rund 100 km Durchmesser handelt, in dem der Landeort von Surveyor liegt.

Eine weitere außergewöhnliche Besonderheit sind Ansammlungen von abgerundeten Steinen in Richtung zum Südwest-Horizont. Ihre Dimensionen (sie scheinen direkt auf der Oberfläche zu liegen) erreichen maximal etwa 1 m.

Auf einer Aufnahme mit hohem Auflösungsvermögen sind einzelne Steine zu erkennen, die rechtwinklige Kanten besitzen, in ihrem Äußeren also Ziegelsteinen ähneln. Man vermutet, daß es sich hierbei um eine Kristallstruktur handelt.

Bereits am 7. Juni 1966 waren in 6 Übertragungsperioden, die täglich etwa 10 Stunden benötigten, rund 4000 Bilder zur Erde gesendet worden. In einer Zwischenauswertung gab man bekannt, daß die Bilder schlußfolgern lassen, daß bei der Landung von Astronauten auf dem Mond keine grundsätzlichen Schwierigkeiten auftreten. Allerdings gibt es zahlreiche Gefahren. Diese liegen in den in bestimmten Gebieten auftretenden relativ großen Steinen (1 bis 2 m) sowie in den trichterförmigen Kratern.

Dr. Shoemaker, einer der führenden NASA-Wissenschaftler bei diesem Unternehmen, äußerte: „Es wird eine sehr reiche Oberfläche für den Astronauten auf dem Mond zu erforschen geben. Sie ist keineswegs so monoton und uninteressant, wie wir bisher vermutet haben.“

Am Morgen des 9. Juni 1966, als der Mondmittag für die Station bereits erreicht war, wurde die Bildübertragung gestoppt. Es gab drei wesentliche Gründe dafür.

1. Infolge des fast senkrechten Einfalls des Sonnenlichtes traten praktisch keine Schatten auf, was die Bilder so kontrastarm werden ließ, daß keinerlei Einzelheiten mehr zu erkennen waren.
2. Das fast senkrecht einfallende Sonnenlicht erzeugte eine sehr starke Erwärmung der Apparatur. Um diese bei der Belastung nicht zu überfordern, entschloß man sich für das Ausschalten.
3. Das Personal der Goldstone-Station in Californien war der völligen physischen Erschöpfung nahe. Man hatte ursprünglich damit gerechnet, daß Surveyor 1 nur wenige Stunden nach seiner Landung Bilder übertragen werde. Man war selbst überrascht, daß die Systeme so einwandfrei weiterfunktionierten. Das Personal hatte vom Zeitpunkt der Landung an täglich weit mehr als 10 Stunden anstrengendste Arbeit zu leisten. Man beabsichtigt für die nächsten Surveyor-Unternehmen den Personalstab stark zu erweitern, so daß dann auch im Schichtbetrieb gearbeitet werden kann.

Am 10. Juni 1966 wurde die Bildübertragung wieder aufgenommen. Bis zum Sonnenuntergang wurden durch Surveyor 1 insgesamt 10 383 Bilder zur Erde übertragen. An die Station wurden mehr als 100 000 Kommandos gesendet. Die ersten

Fehler und Schwierigkeiten traten erst in den letzten zwei Tagen vor Sonnenuntergang auf. Eines der beiden Potentiometer, das den Höhenwinkel der Kamera einstellte, arbeitete nicht mehr einwandfrei. Beim zweiten Potentiometer ergaben sich zum Zeitpunkt des Sonnenuntergangs ebenfalls Schwierigkeiten. Man nimmt an, daß der Grund darin besteht, daß der Behälter, in dem sich die Potentiometer befanden, im Laufe der Zeit immer stärker werdenden Gasverlust hatte. Die erwartete Lebenszeit der Potentiometer betrug 25 Stunden, sie haben aber über 100 Stunden gearbeitet.

Bei der letzten Bildübertragung, kurz vor Sonnenuntergang, erhielt man 523 Bilder, die außerordentlich aufschlußreich waren und eine bedeutend größere Zahl von Einzelheiten erkennen ließen, als bei früheren Aufnahmen. Man entdeckte neue Formen und Teilkrater, die vorher unsichtbar waren. Nach Sonnenuntergang wurden noch 20 Aufnahmen gemacht, wobei man versuchte, die Sonnenkorona zu fotografieren. Interessant ist, daß eines der Bilder den Planeten Jupiter zeigt. Das wird möglicherweise helfen, den Landungsort auf dem Mond noch genauer zu präzisieren. Eine Funkverbindung war noch bis $2\frac{1}{2}$ Tage nach Sonnenuntergang intakt. Während der Mondnacht ließ man nur zwei Empfänger in Betrieb, die ihren Strom aus den Batterien erhielten. Das Einschalten von Surveyor 1 sollte nicht vor dem 6. Juli 1966 erfolgen, also nicht vor dem Erreichen des zweiten Mondmittags für die Sonde. Nach zahlreichen vergeblichen Versuchen gelang das Einschalten am 12. Juli 1966, wenige Tage danach allerdings riß die Funkverbindung wieder ab.

XVII. Internationaler Astronautischer Kongreß

HERBERT PFAFFE

Unter Beteiligung von mehr als tausend Wissenschaftlern aus 33 verschiedenen Ländern der Erde fand vom 10. bis 15. Oktober 1966 in Madrid der von der Internationalen Astronautischen Föderation (IAF) veranstaltete XVII. Internationale Astronautische Kongreß statt. Er zeichnete sich nicht so sehr durch spektakuläre Sensationen, sondern viel mehr durch wissenschaftliche Sachlichkeit und eine ausgesprochene Arbeitsatmosphäre aus, die in den zahlreichen Parallelsitzungen zu den verschiedensten Problemen der Raumfahrt zum Ausdruck kam. An sich ist das für einen wissenschaftlichen Kongreß eine Selbstverständlichkeit, aber ich gestatte mir, das hier noch einmal besonders zu betonen, weil man doch noch vielen Menschen begegnet, die der Astronautik nur dann Interesse entgegenbringen, wenn sensationell anmutende Ereignisse eintreten, ohne dabei zu berücksichtigen, daß diese als neue Qualität in der Astronautik in Erscheinung tretenden Experimente immer nur dann eintreten können, wenn ihnen eine entsprechende Quantität von Einzelforschungen voran gegangen ist, die nur in außerordentlich zäher und zielstrebigster Arbeit erzielt werden können.

Durch den Kongreß zog sich wie ein roter Faden die Tatsache, daß der Raumflug nunmehr in die Etappe der unmittelbaren Vorbereitung des bemannten Fluges zum Mond getreten ist. Deswegen wandte sich auch dem Symposium über ein zukünftiges internationales Laboratorium auf dem Mond ein besonderes Interesse zu. Auf diesem Gebiet wird schon intensiv für die Zukunft, das heißt, für die Zeit nach der Landung der ersten Mannschaften auf dem Mond, gearbeitet. In diesen Vorträgen spielten neben der Energieversorgung und Schaffung von künstlichen Atmosphären in den Observatorien und Laboratorien, die auf dem Mond angelegt werden sollen, auch chemische Probleme eine Rolle, darunter die Regeneration von Trinkwasser aus Urin, Waschwasser und der Flüssigkeit, die aus dem Mund des Kosmonauten ausgeschieden wird. Zu diesem umfangreichen wissenschaftlichen Komplex trugen

mit neuen Erkenntnissen und grundlegenden wissenschaftlichen Arbeiten neben den sowjetischen und amerikanischen Wissenschaftlern auch Spezialisten aus Frankreich, Italien und Schweden bei. Andere wichtige Gebiete, auf denen es interessante Vorträge gab, waren: Zukünftige Antriebe von Raumflugkörpern, Satelliten für den praktischen Gebrauch, bioastronautische Fragen, technische Systeme für Messungen und für fotografische Aufnahmen aus Satelliten, die Gesetzmäßigkeiten der Bewegungen von Raumflugkörpern und die Bedeutung der Behandlung astronautischer Probleme bei der Erziehung und Ausbildung von Schülern sowie Fach- und Hochschülern.

Zu dem zuletzt genannten Thema hatte der Präsident der Deutschen Astronautischen Gesellschaft, Prof. Dr. habil. Johannes Hoppe, einen Bericht aus der Arbeit der Arbeitsgruppe „Astronautik und Schule“ des Präsidiums der Deutschen Astronautischen Gesellschaft zu bieten, der allgemeines Interesse fand und auch Fragen bei den Teilnehmern auslöste. Anknüpfend an den in der DDR obligatorisch gewordenen Astronomieunterricht an den 10. Klassen der allgemeinbildenden polytechnischen Oberschulen wurde in dem Vortrag darüber berichtet, wie mit Unterstützung der Arbeitsgruppe die wichtigsten Ergebnisse der Astronomie und Astronautik in verschiedene Fächer und Lehrpläne unserer Schulen Eingang gefunden haben.

In der Sektion „Technische Systeme für das Messen und Fotografieren der Raumflugkörper“ wurden neue Tatsachen über die Instrumentierung der Raumflugkörper Mariner 4 und Surveyor 1 bekannt. An interessanten Fotos und Karten der Marsoberfläche konnte man neue Aufschlüsse über die Struktur der Marsoberfläche gewinnen. Bezüglich des weichgelandeten Mondflugkörpers Surveyor 1 erfuhr man Einzelheiten darüber, unter welchen Umständen ein neuer Funkkontakt zu der Mondsonde aufgenommen werden konnte. Bekanntlich hatte man, bevor Lunar Orbiter 1 die Mondsatellitenbahn erreichte und zu fotografieren begann, eine Paddel mit Solarbatterien von Surveyor 1 durch Funkkommando von der Erde hoch aufgerichtet, um bei niedrigem Sonnenstand einen langen, gut fotografierbaren Schatten zu erhalten. Nun zeigte es sich, daß bei tiefem Sonnenstand, wenn die Sonnenstrahlen nahezu senkrecht die Sonnenpaddel treffen, durch die Solarbatterien genügend Energie zur Neuaufnahme der Tätigkeit des Senders geliefert wird.

Die verschiedenen Landegebiete für eine bemannte Landung auf dem Mond, die von Lunar Orbiter 1 fotografiert und bezüglich ihrer physikalischen Parameter von den sowjetischen Mondsatelliten Luna 10 und 11 vermessen wurden, legen nach einem ausführlichen Vergleich ihrer unterschiedlichen Bodenstrukturen den Schluß nahe, daß sich für eine erste Landung von Menschen auf dem Mond der Ozean der Stürme, der am Westrand der sichtbaren Mondhalbkugel liegt, am besten eignet. Die Sowjetunion und die USA werden in dieses Gebiet noch weitere weichlandende und den Mond umkreisende Raumflugkörper entsenden.

Der amerikanische Astronaut Conrad, der auf dem Kongreß anwesend war, gab der Hoffnung Ausdruck, mit zur ersten Mannschaft, die den Mond erreicht, zu gehören. Die ersten amerikanischen Astronauten, die den Mond betreten, sollen 35 kg „Mondmaterial“ zur Erde zurücknehmen.

Besonders interessante Ergebnisse vermittelten die sowjetischen Wissenschaftler auf dem Gebiet der Bioastronautik. Sehr interessant war ein Film, der zeigte, wie sich unmittelbar nach ihrer Landung die mit Kosmos 110 zweiundzwanzig Tage durch das Weltall geflogenen Hunde Ugoljok und Weterok erst wieder langsam an das irdische Schwerfeld gewöhnen mußten und wie sie von Tag zu Tag unterschiedlich, aber ständig besser und bestimmter auf die verschiedenen Experimente im irdischen Laboratorium reagierten.

Der Kongreß war von einer herzlichen völkerverbindenden Atmosphäre getragen. Alle Vortragenden Wissenschaftler gingen von der selbstverständlichen Voraussetzung aus, daß die Forschungsergebnisse auf den verschiedensten Gebieten der Astronautik nur friedlichen wissenschaftlichen Zielen dienen dürfen und der gesamten Menschheit im Interesse ihrer schnelleren wissenschaftlich-technischen, ökonomischen und kulturellen Entwicklung zugänglich gemacht werden müssen. Das ist eine Grundvoraussetzung, die sich aus dem Statut der Internationalen Astronautischen Föderation (IFA) ergibt. Die Föderation ist bedeutend älter als die am 4. Oktober 1957 mit dem Start von Sputnik 1 begonnene Epoche der aktiven Raumfahrt. Während es bis 1957 die Hauptaufgabe der IAF war, durch theoretische wissenschaftliche Arbeiten nachzuweisen, daß die Raumfahrt in unserem Zeitalter von der Theorie zur Praxis gelangen kann, besteht die vordringliche Aufgabe der IAF heute darin, auf ihren jährlichen Kongressen eine Übersicht über das immer gewaltiger werdende Material zu geben, das von den einzelnen Wissenschaftszweigen, die von der Astronautik berührt werden, gesammelt wurde. In zahlreichen theoretischen Vorträgen wurden die Entwicklungsmöglichkeiten und die erreichbaren Ziele für die nächsten Jahre abgesteckt.

Astronomie und Raumfahrt

Sonderheft 1

Herausgeber und Redaktion beabsichtigen, ein Sonderheft der Zeitschrift auszuliefern, falls genügend Vorbestellungen dafür eingehen. Dieses Heft wird folgende interessante Beiträge enthalten:

Wettersatelliten

Das Saturn-Programm

Das Apollo-Programm

Schwerelos Mensch und schwebefreier Raum

Sind passive Nachrichtensatelliten noch aktuell?

Eldo-Kostenneuverteilung

Schutz von Raumfahrzeugbauteilen durch Oberflächenbehandlung

Neue Ergebnisse der astronautischen Wissenschaft (Cospar-Kongreß)

Astronautische Projekte der Gegenwart (Ein Mondflughafen —
MOL = Militärische Raumstationen der USA — Japans vierte
Raketengeneration)

Betrachtungen zum Problem der Raumanzüge

Sternwarten im Weltall

Preis des Sonderheftes 1,50 MDN. **Bestellungen bitte direkt an den Deutschen Kulturbund, Abt. Natur und Heimat, 102 Berlin, Liebknechtstraße 31. Die Bestellungen werden ausgeführt, wenn gleichzeitig der Betrag von 1,50 MDN (nur per Postanweisung) mit dem Vermerk „Für Astronomie und Raumfahrt Sonderheft“ eingegangen ist.** Es empfiehlt sich, sofort zu bestellen, da eine zweite Auflage nicht herausgebracht werden kann. Auslieferung voraussichtlich März 1967.

Herausgeber und Redaktion

hJ 31052

Heinrich

5/B

Astronomie und Raumfahrt
Maximilianstr. 10