Astronomie und Raumfahrt

1964 1

Inhalt:

Die Zuverlässigkeit von Raumflugkörpern · *Karl-Heinz Neumann* 1

Strahlenprobleme beim Flug ins All · *Dr. med. W. Schmidt* 5

Zukünftige Anwendungsmöglichkeiten von Lasern in der Raumfahrttechnik · *Dipl.-Ing. Hans-Dieter Naumann* 10

Geometrische und Wellenoptik in der Astronomie. Die Abbildungsfehler, ihre Entstehung und Korrektur · *Ing. Max Rötsch* 15

Aus der Literatur

Messung der Strahlungsdosen, die von J. A. Gagarin und G. S. Titow während der ersten kosmischen Flüge empfangen wurden 23

Elektronen im inneren Strahlungsgürtel der Erde 24

Zeitliche Variationen der Intensität der Teilchen im inneren Strahlungsgürtel von Oktober 1959 — Dezember 1960 24

Der äußere Strahlungsgürtel der Erde in einer Höhe von 320 km 25

Projekt der Satellitenortung mit Hilfe von Laser-Geräten 25

Sowjetische Fachzeitschrit „Künstliche Satelliten der Erde" · Inhaltsverzeichnis 1962 25

Amateure beobachten und berichten

Bericht über die Sonnenfleckentätigkeit vom letzten Vierteljahr 1963 · *Erich Schütz* 28

Beobachtung der Mondfinsternis 1963, 7, 6/7 in Gera · *Hartmut Müller* 28

Mitteilungen der Deutschen Astronautischen Gesellschaft

Berechnung der Ephemeriden künstlicher Erdsatelliten an der Ephemeridenzentrale der DDR · *M. Lange* 30

Gedanken zur Behandlung astronautischer Probleme im Astronomie-Unterricht. Ergebnis unserer Arbeitsgruppe Astronautik und Schule · *Edgar Otto jun.* 34

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

Redaktion: Berlin C 2, Littenstraße 79 a. Versand: Deutscher Kulturbund, Abt. Natur und Heimat, Berlin C 2, Littenstraße 79 a. Fernsprecher: 51 53 84/85. „Astronomie und Raumfahrt" erscheint 1964 mit 4 Einzelheften und 1 Doppelheft. Bezugspreis einschließlich Zustellgebühr 9,00 DM, zu überweisen an die obige Versandadresse. Einzelheft 1,50 DM, Doppelheft 3,00 DM.

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

Die Zuverlässigkeit von Raumflugkörpern

KARL-HEINZ NEUMANN

In den vergangenen Jahren konnte man recht häufig Presse- oder Rundfunkmeldungen lesen oder hören, in denen über das Mißlingen amerikanischer Erdsatelliten- oder Raumsondenstarts berichtet wurde. Man kann sich die Frage vorlegen, worauf es zurückzuführen ist, daß gerade bei den Raumfahrtunternehmungen der USA so viele Fehlschläge auftreten. In der letzten Zeit hört man kaum noch etwas davon; das liegt aber nicht daran, daß die Fehlstartquote bedeutend geringer geworden ist, sondern nur daran, daß Meldungen über den Fehlstart militärischer Satelliten nicht mehr an die Öffentlichkeit dringen. Der unbefangene Betrachter mag meinen: Es existieren betriebssichere und zuverlässige Flugzeuge, warum sollte man da nicht in der Lage sein, auch betriebssichere Raketen zu bauen? Unbemannte Flugkörper müßten doch bedeutend zuverlässiger sein, da hier keine Irrtümer der Piloten vorkommen können. Die Praxis hat aber bewiesen, daß gerade das Gegenteil der Fall war.

Zwei Hauptgründe für das häufige Versagen von Raketen lassen sich anführen: Erstens ist es die bei Raketen grundsätzlich andere Antriebsart und zweitens erwiesen sich die automatischen Steuerungs- oder Fernsteuerungsanlagen als weit unzuverlässiger, als man erwarten konnte. Die beiden genannten Fakten werden deutlich, wenn man die technischen Ursachen für die vielen Fehlschläge der USA untersucht. Bei neun von zehn Versagern lagen die Fehler entweder im Triebwerk oder, was den größten Teil ausmacht, in der Steuerungsanlage.

Betrachten wir zunächst die Hauptfehlerquelle, die Steuerungsanlage einer Rakete. Im Prinzip arbeitet eine automatische Raketensteuerung folgendermaßen:

Durch besondere Meßgeräte wird beim Aufstieg laufend die Bewegungsrichtung und die Geschwindigkeit der Rakete kontrolliert. Bei Abweichungen vom vorgegebenen Programm werden durch eine elektronische Rechenanlage das notwendige Korrekturkommando bestimmt und die Lenkorgane in der notwendigen Weise in Tätigkeit gesetzt. Daraus wird bereits erkennbar, daß es sich um eine äußerst komplizierte Anlage handeln muß, die im wesentlichen aus elektronischen und auch feinmechanischen Elementen besteht. Daß die Zahl der einzelnen Elemente einer Steuerungsanlage in die Hunderte geht, kann man sich denken.

Will man die Zuverlässigkeit einer derartigen Apparatur abschätzen, so darf man nicht glauben, daß die gesamte Anlage eine Zuverlässigkeit von 95 Prozent habe, wenn die Zuverlässigkeit aller einzelnen Bauelemente 95 Prozent beträgt. Je größer nämlich die Zahl der Elemente ist, desto geringer wird die Gesamtzuverlässigkeit der Anlage. Sie ist gleich dem Produkt der Einzelzuverlässigkeiten oder in der Formel ausgedrückt:

$$P_{Gesamt} = p_1 \cdot p_2 \cdot p_3 \cdots p_a$$

Dabei sind p_1, p_2, p_3 ... die Zuverlässigkeiten der Komponenten des Gerätes. Daraus geht hervor, daß beispielsweise eine einfache Steuerungsanlage, die aus 100 Komponenten besteht, von denen jede eine Zuverlässigkeit von 99 Prozent hat, nur eine Gesamtzuverlässigkeit von 36,5 Prozent hätte, das heißt, zwei Drittel aller Anlagen würden versagen. Nehmen wir 400 einzelne Komponenten mit der gleichen Zuverlässigkeit, so ist die Gesamtzuverlässigkeit der Anlage nur 3 Prozent, d. h. von 100 Geräten würden 97 versagen.

Bei handelsüblichen Bauelementen ist eine 99prozentige Zuverlässigkeit durchaus zufriedenstellend. Wie hoch aber die Anforderungen für die Astronautik sind, läßt sich aus dem eben gesagten leicht ableiten. Dabei muß man nun noch bedenken, daß wir

hier nur eine einzige Anlage, nämlich das Steuerungssystem betrachtet haben. Die Zahl der bei einer Rakete in Betracht kommenden Komponenten geht aber in die Zehntausende.

Nach diesen Überlegungen könnte man zu der Ansicht kommen, daß der Raumflug praktisch unmöglich ist. Die Entwicklung der Astronautik – vor allem in der Sowjetunion – hat das Gegenteil bewiesen.

Betrachten wir deshalb die Entwicklung im Hinblick auf die Mißerfolge etwas genauer. Als erstes einmal die Gesamtzahl der nicht gelungenen Unternehmungen der USA, die Tabelle 1 gibt uns darüber Auskunft.

TABELLE 1

Jahr	Prozentsatz der nicht gelungenen Starts der USA
1958	76,5
1959	47,5
1960	45,0
1961	33,0

Diese Prozentzahlen beziehen sich allein auf astronautische Einsätze, also auf Starts von Erdsatelliten, Mond- oder Raumsonden. Nicht mitgerechnet sind hier die zahlreichen Raketenstarts der verschiedensten Typen, die der Erprobung oder anderen Zwecken dienten.

Die prozentual unverhältnismäßig hohe Zahl von Versagern im Jahre 1958 ist vor allem auf die zahlreichen Vanguard-Fehlstarts zurückzuführen. Bei der Vanguard-Rakete handelt es sich um einen Satellitenträger, der speziell für das Internationale Geophysikalische Jahr entwickelt worden war. Dabei hatte man versucht, mit einem Minimum an Mitteln auszukommen. Daneben lief aber die Entwicklung militärischer Raketensysteme schon mit einem unvergleichlich höheren Aufwand. Nur hier, bei einem wissenschaftlichen Projekt, wollte man offenbar sparen, hier sollte für alles eine Minimallösung gefunden werden.

Für die drei Stufen benutzte man als Grundlage der Entwicklung schon vorhandene Raketen, die lediglich modifiziert werden mußten. Die Steuerungsanlage war besonders kompliziert und aufwendig, dabei aber übermäßig miniaturisiert, denn man mußte mit jedem Gramm sparen, um die vorgesehenen 10 kp Satellitennutzlast auf die Bahn bringen zu können.

Als Ergebnis erhielt man eine Rakete, die sich als vollkommener Versager erwies. Bei zwölf Starts gelangten nur drei Satelliten auf eine Umlaufbahn, 75 Prozent aller Starts mißlangen also. Abgesehen von den beiden ersten Versagern, wobei die Rakete explodierte bzw. auseinanderbrach, sind alle weiteren Fehlstarts auf ein Versagen der Steuerungsanlage zurückzuführen, was sich in zu geringem Schub oder im Nichtzünden der oberen Stufe äußerte. Das zeigt, daß man den Fragen der Zuverlässigkeit zu wenig Beachtung geschenkt hatte. Es waren nicht genügend Mittel vorhanden, um eine ausgereifte Konstruktion auszuführen. Ebenfalls eine entscheidende Rolle spielte die Tatsache, daß auch die Zeit für eine allseitige Erprobung des Raketensystems bzw. seiner Baugruppen nicht vorhanden war. Aus Zeit- und Geldnot wurden die einzelnen Elemente in ungenügendem Maße vorher den verschiedenen harten Belastungen ausgesetzt, denen sie später in der Praxis standhalten sollten. Die Zeitnot trat vor allem deshalb auf, weil die Sowjetunion bereits im Oktober und November 1957 ihre beiden ersten Satelliten auf die Bahn gebracht hatte. Wenn man schon gewichtsmäßig weit hinter der UdSSR zurückbleiben mußte, so wollte man doch wenigstens rein zeitlich schnell aufholen. Das „Amerikanische Prestige" verlangte den Termindruck auf die Forschergruppen, die an dem Satellitenprogramm arbeiteten. Dadurch, daß zu wenig

Mittel bereitgestellt und zu wenig Kräfte eingesetzt wurden, war man schon Mitte 1957 bei der Entwicklung der Trägerrakete in sehr starken Zeitverzug geraten.

Aber auch Beispiele aus der Gegenwart zeigen, daß es mit der Zuverlässigkeit der Raketen in den USA noch sehr im argen liegt. Betrachten wir die Entwicklung der amerikanischen Versuche zur Erforschung des Mondes. Man begann hier schon ziemlich frühzeitig, da man hoffte, damit etwas von dem verlorenen Prestige wiederzuerlangen. Die Tabelle gibt einen Überblick über die amerikanischen Versuche zur Erforschung des Mondes:

TABELLE 2

Datum	Raumflugkörper	Ziel	Ergebnis
17. 8. 1958	Pioneer 0	Mondsatellit	Nach 77 Sekunden explodiert
11. 10. 1958	Pioneer I	Mondsatellit	Geschwindigkeit zu gering, Max. Entfernung 114 000 km
8. 11. 1958	Pioneer II	Mondsatellit	3. Stufe nicht gezündet
6. 12. 1958	Pioneer III	Mondannäherung	Geschwindigkeit zu gering, Max. Entfernung 102 320 km
3. 3. 1958	Pioneer IV	Mondannäherung	Max. Annäherung 60 000 km
24. 9. 1959	Atlas-Able	Mondsatellit	Bei Triebwerksprobelauf explod.
26. 11. 1959	Atlas-Able	Mondsatellit	Bei Start Verkleidung der Sonde gelöst, Sonde zerstört
25. 9. 1960	Atlas-Able	Mondsatellit	Zu starke Bahnabweichung, gesprengt
15. 12. 1960	Atlas-Able	Mondsatellit	Atlas explodiert
23. 8. 1961	Ranger I	Mondannäherung	2. Stufe nicht gezündet
18. 11. 1961	Ranger II	Mondannäherung	2. Stufe nicht gezündet
26. 1. 1962	Ranger III	Mondlandung	Bahnabweichung, größte Mondannäherung 36 800 km
23. 4. 1962	Ranger IV	Mondlandung	Funksystem ausgefallen, harte Landung auf der Mondrückseite Bahnabweichung,
18. 10. 1962	Ranger V	Mondlandung	Max. Annäherung 720 km, keine Meßwertübertragung

Sie zeigt, daß kein einziger Versuch geglückt ist. Lediglich zwei Versuche kann man als Teilerfolg buchen: Die Annäherung von Pioneer IV an den Mond und die harte Landung von Ranger IV auf der Mondrückseite. Pioneer IV hat aber seine eigentliche Aufgabe, Messungen der Strahlungsverhältnisse in Mondnähe durchzuführen, nicht erfüllt, da der Abstand zu groß war. Es war vorgesehen, den Mond in 3000 bis maximal 10 000 km Abstand zu passieren. Auch der zweite Teilerfolg ist im Sinne der eigentlichen Aufgabe als mißlungen zu bezeichnen, denn die Sendeanlage fiel 9 Stunden nach dem Start aus, so daß kein einziger Meßwert zur Erde übertragen werden konnte. Es wurde also lediglich etwas auf den Mond transportiert, von dem niemand den geringsten Nutzen hatte. Das bisherige absolute Fehlschlagen der Ranger-Serie hat übrigens dazu geführt, daß dieses Programm vorläufig gestoppt und eine Kommission zur Überprüfung des ganzen Projektes eingesetzt wurde. Der 6. Start eines Ranger war ursprünglich für Anfang 1963 vorgesehen.

Vergleichen wir dagegen die Verwirklichung des Mondforschungsprogramms der Sowjetunion, so kann man feststellen, daß bei den Starts das Ziel erreicht wurde. Bei Lunik I erfolgte eine Annäherung auf rund 6000 km, alle vorgesehenen Messungen in Mondnähe wurden ausgeführt. Lunik II erreichte die Mondoberfläche programmgemäß, und hier gelang es, die Messung bis zum Aufprall durchzuführen. Lunik III lieferte die ersten Fotos der Mondrückseite. Auch der Flug von Luna 4, der ersten sowjetischen Mondsonde mit fast 1,5 Tonnen Nutzmasse, erbrachte wertvolle wissenschaftliche Ergebnisse.

Die Mißerfolge der Amerikaner zeigen deutlich, daß auch heute noch die Erhöhung der Zuverlässigkeit eine bedeutende Rolle spielt.

Aus der ersten Tabelle ist zu ersehen, daß die Quote der nicht gelungenen Starts zurückgeht. Man könnte daraus schließen, daß die USA Erfolge bei der Bekämpfung der Unzuverlässigkeit aufzuweisen haben. Betrachten wir das etwas näher:

Zweifellos schenkt man den Fragen der Zuverlässigkeit auch in den USA erhöhte Beachtung, gewisse Fortschritte sind zu verzeichnen. Ein anderer wesentlicher Faktor macht sich hier aber noch bemerkbar. Bei den als Grundstufen für astronautische Unternehmungen eingesetzten Raketen handelt es sich durchweg um Typen, mit deren Erprobung vor rund 6 Jahren begonnen wurde. Meist werden die Thor und die Atlas eingesetzt. Das stetige Absinken der Fehlstartquote ist verständlich, da diese Raketen im Laufe der Jahre weiter vervollkommnet wurden, d. h., ihre Zuverlässigkeit stieg an. Daß im Anfangsstadium des Einsatzes eines Raketentyps meist eine höhere Fehlstartquote auftritt, läßt sich deutlich bei der Scout-Trägerrakete zeigen. Es handelt sich um eine vierstufige Feststoffrakete, die erstmalig im Dezember 1960 für einen scharfen Satellitenstart Verwendung fand. In 2 Jahren bis Ende 1962 erfolgten 10 Satellitenstarts mit diesem Typ, wobei nur 4 Satelliten auf eine Umlaufbahn gelangten, 60 Prozent aller Starts mißlangen also. Die Entwicklungsarbeiten für diesen Raketentyp begannen erst 1958/59. Obgleich die mittlere Fehlerquote bei Raumflugunternehmungen der USA in den letzten 2 Jahren rund 40 Prozent ausmachte, gibt es bei diesem neuen Raketentyp wiederum 60 Prozent Mißerfolge.

Interessant ist es auch, die Zuverlässigkeit bei der Entwicklung des bemannten Raumfluges zu betrachten. Daß man hierbei darum bemüht sein muß, ein möglichst hohes Maß an Zuverlässigkeit zu erreichen, ist verständlich. Allerdings kommt als ein weiterer Faktor der Mensch hinzu, der kontrollierend, regelnd, ausgleichend und sogar reparierend in die Automatik eingreifen kann. Die vier ersten bemannten Raumflüge der USA zeigen, daß es notwendig war, bei auftretenden Fehlern den Menschen eingreifen zu lassen. Bei den Flügen Glenns und Carpenters versagte die automatische Lagestabilisierung, so daß zur Handsteuerung übergegangen werden mußte. Die automatische Zündung der Bremsraketen versagte bei Carpenters und Coopers Raumkapsel ebenfalls. Sie mußten die Zündung selbst vornehmen, und Carpenters landete demzufolge über 350 km von seinem vorgesehenen Zielpunkt entfernt. Der 3. und 4. US-Raumfahrer schließlich waren gezwungen, während des Fluges die Temperaturregelungsanlage in ihrem Raumanzug zu reparieren.

Bedeutungsvoll ist ferner die Tatsache, daß vor dem ersten Raumflug eines Amerikaners keines der vorangegangenen Experimente mit unbemannten Mercury-Raumkapseln vollkommen einwandfrei funktionierte. Beim ersten Start (29. 7. 1960) explodierte die Atlas-Trägerrakete, während nach dem zweiten Aufstieg (25. 4. 1961) die Atlas-Rakete wegen zu starker Bahnabweichungen gesprengt werden mußte. Beim dritten Versuch gelangte die Mercury-Kapsel zwar auf eine Umlaufbahn und landete nach einer Erdumkreisung, aber die Temperaturregelungsanlage für die Innentemperatur hatte nicht einwandfrei funktioniert. Der vierte Vorversuch mit einem Affen an Bord mußte schließlich nach der zweiten Umkreisung aus dem gleichen Grund abgebrochen werden.

Wenn man dagegen die Entwicklung in der Sowjetunion betrachtet, kann man folgendes feststellen: Bei allen Flügen arbeiteten sämtliche Systeme der Raumschiffe auch ohne

Zutun des Kosmonauten vollkommen einwandfrei. Es wurden insgesamt 5 Vorversuche mit unbemannten Raumschiffen ausgeführt, von denen 3 vollkommen erfolgreich verliefen. Beim ersten Raumschiff glückte die Einleitung der Rückführung nicht (es sollte in dichtere Schichten der Erdatmosphäre gelangen, um zu verglühen), und das dritte Raumschiff verglühte bei der Rückkehr. Man kann diese beiden Flüge deshalb nur als Teilerfolge werten, wobei festgestellt werden muß, daß vorher alle anderen Aufgaben sämtlich erfüllt wurden. Auch hier — es handelt sich in beiden Fällen um Fehler, die auf die automatische Steuerungsanlage der Raumschiffe zurückzuführen ist — reichte die vorhandene Zuverlässigkeit nicht vollkommen aus.

Bekannt ist aber, daß bei allen sowjetischen astronautischen Unternehmungen eine höhere Zuverlässigkeit als bei den entsprechenden Versuchen der USA vorhanden war und ist. Der erste sowjetische Kosmonaut ging ein bedeutend kleineres Risiko ein als sein amerikanischer Kollege. Es ist doch ein Unterschied, ob vor einem derartigen Wagnis zwei vollkommene Fehlstarts und zwei Teilerfolge liegen, oder ob zwei Teilerfolge und drei absolut erfolgreiche Experimente vorausgegangen sind.

Zusammenfassend kann man also feststellen, daß in der Sowjetunion eine bedeutend höhere Zuverlässigkeit erreicht wird als in den USA, was auch darin zum Ausdruck kommt, daß die vorgesehenen Flugbahnen mit bedeutend höherer Präzision erreicht werden als in den USA. Die Abbildung S. 17 mag das verdeutlichen. Welche technischen Mittel und Möglichkeiten es gibt, den Grad der Zuverlässigkeit zu erhöhen, ist allgemein bekannt, sowohl in der Sowjetunion als auch in den USA. Wir wollen nur die wesentlichsten Gesichtspunkte aufzählen:

Konstruktive Berücksichtigung der Zuverlässigkeit durch Streben nach maximal zulässiger Vereinfachung und durch Verringerung der einzelnen Funktionselemente;

Höchste Qualitätsarbeit bei der Herstellung aller Bauteile und Bauelemente;

Exakte Qualitätsprüfung aller Bauelemente und Bauteile;

Teste und Funktionsprüfungen aller Bauteile und Bauelemente unter Einbeziehung derjenigen Belastungen, die bei Raumflugunternehmungen auftreten können;

Teste und Funktionsprüfungen von Baugruppen;

Teste und Funktionsproben des gesamten Systems.

Die Ursache dafür, daß in den USA ein geringerer Grad an Zuverlässigkeit erreicht wird, kann nur daran liegen, daß die notwendigen technischen Maßnahmen nicht eingehalten werden. Daß daran nicht die amerikanischen Wissenschaftler schuld sind, dürfte wohl außer Zweifel stehen.

Strahlenprobleme beim Flug ins All

Dr. med. W. SCHMIDT

Die irdische Lufthülle schützt das Leben auf der Erde

Unsere irdische atmosphärische Umgebung ist in ihrer typischen Zusammensetzung auf eine Kugelschale um die Erde beschränkt. Sie setzt sich also nicht unendlich fort. Zwischen unserem Erdball und dem Weltall ist nicht ein Vakuum, vielmehr ist dieser Raum erfüllt von Strahlungen der verschiedensten Wellenlängen, von Elektronen,

Protonen, Neutronen und verschiedenen Atomkernen. Die irdische Lufthülle verschluckt den größten Teil dieser aus dem Kosmos ständig auf die Erde prallenden Teilchen und Strahlen und schützt somit das Leben auf der Erde. Zusammenfassend bezeichnet man diese Strahlungen, da sie aus dem Kosmos kommen, als kosmische Strahlen. Aus der Physik her kennen wir zwei Arten von Strahlen: die elektromagnetischen Wellenstrahlen und die Korpuskular- oder Teilchenstrahlen. Beide Arten sind in der kosmischen Strahlung vertreten. Lichtwellen, Rundfunkwellen mit Kurz- und Ultrakurzwellen, Infrarotstrahlen und ultraviolette Strahlen werden, ihren physikalischen Eigenschaften entsprechend, als elektromagnetische Wellenstrahlen bezeichnet. Auch die Röntgenstrahlen gehören dazu. Nach ihren Wellenlängen werden die elektromagnetischen Wellen in langwellige und kurzwellige eingeteilt, so wie z. B. auch die Rundfunkwellen in lange Wellen, Mittelwellen, Kurzwellen und Ultrakurzwellen unterteilt werden. Die elektromagnetischen Wellen bilden somit ein Spektrum, welches aus Wellen mit Längen von vielen Kilometern bis zu den kürzesten Wellenlängen von millionstel und milliardstel Millimetern besteht. In diesem Spektrum liegen auch die Bereiche des sichtbaren Lichts. Die lange Seite bilden die Radiowellen; auf der kurzen Seite stehen die Röntgenstrahlen und die Höhenstrahlen.

Neben den elektromagnetischen Wellenstrahlen erwähnten wir bereits die Teilchenstrahlen. Ihrer Natur nach sind dies keine Wellen, sondern kleinste, für das menschliche Auge und auch unter dem Mikroskop unsichtbare Teilchen. Sie bestehen aus den innersten Anteilen von Atomen, den Atomkernen und wiederum Bestandteilen dieser Atomkerne, den sogenannten Protonen, Elektronen und Neutronen.

Die Sonne — Hauptquelle der Strahlungen

Im interplanetaren Raum ist die Sonne die Hauptquelle der Strahlungen. Sie ist nicht nur, wie allgemein bekannt, die Quelle unseres Lichtes und der ultravioletten Strahlen. Sie sendet auch Röntgenstrahlen und die kleinsten Bestandteile von Atomkernen, die Protonen und Elektronen in den Raum aus. Zur Zeit des Sonnenfleckenmaximums ist die Menge der ausgesendeten Wellen- und Teilchenstrahlen am größten. Regelrechte Schwärme von Protonen jagen dann bisweilen durch das All. Neben der Sonne sind auch Wasserstoffgebiete im kosmischen Raum Ursprung einer Strahlung. Der Mensch kam während seiner jahrtausendealten Geschichte mit diesen Fragen nicht in Berührung. Erst in jüngster Zeit lernte er sie kennen. Für den Flug des Menschen in den Kosmos entstehen durch bestimmte Arten der Strahlung Schwierigkeiten. Muß er doch eine starke, für ihn schädliche Strahlung beim Flug zu den anderen Planeten durchqueren. Beim Flug durch das All treffen auf das Raumschiff zu alledem noch die von den Planeten ausgehenden Strahlen sowie die von diesen zurückgeworfenen Sonnenstrahlen. Letztere fallen selbstverständlich weg, wenn das Schiff im Sonnenschattenbereich des Planeten zur Landung kommen sollte.

Nicht nur für den Kosmonauten, auch für das Raumschiff selbst, sind die Strahlen von großem Einfluß. Es kommt zu einer erheblichen Erwärmung des Schiffes. Techniker und Ingenieure haben deshalb für eine ausreichende Kühlung des Mantels, der Apparaturen und Geräte Sorge zu tragen.

Schutz des Kosmonauten vor den Strahlen

Da die Strahlung im Weltraum die gleiche Wirkung am Organismus hinterläßt wie sie uns aus der medizinischen Strahlenanwendung und der strahlenbiologischen Forschung her bekannt ist, ergeben sich für den bemannten Weltraumflug umfangreiche medizinische und technische Probleme. Es gilt, die Strahlung aus dem Weltraum so stark abzuschirmen, daß sie Leben und Gesundheit des Kosmonauten nicht gefährden kann.

Es ist allgemein bekannt, daß wir auf der Erde beim Umgang mit Röntgenstrahlen und radioaktiven Strahlen zum Schutz das Blei verwenden. Der Arzt trägt bei der Durchleuchtung eine Bleigummischürze und Bleigummihandschuhe. Bestrahlungs-

räume werden durch dichte Wände mit Bleieinlagen und Bleiglasfenstern von den anderen Räumen getrennt. Im Labor, wo mit radioaktiven Substanzen gearbeitet wird, sind Wände aus kleinen Bleiblöcken aufgestellt, um die Forscher vor den Strahlen zu schützen. Sollten den Menschen aber dennoch radioaktive Strahlen treffen, was nicht immer vollends zu vermeiden ist, haben die Wissenschaftler durch die internationale Forschung eine höchstzulässige Menge ermittelt, die den Betreffenden in einem bestimmten Zeitraum treffen darf. Diese Strahlenmenge wird für den Organismus als ungefährlich angesehen.

Nicht so einfach ist der Schutz im Kosmos. Hier herrscht eine energiereiche, von allen Seiten auf das Raumschiff auftreffende Strahlung. Die Wände des Flugkörpers müssen so beschaffen sein, daß sie die Strahlen nicht hindurchlassen. Die Schutzvorrichtungen vergrößern aber ganz erheblich das Gesamtgewicht des Schiffes, was wiederum zur Erhöhung der Treibstoffmenge zwingt.

Die genannten Protonen verlangen einen sehr dichten und schweren Schutzmantel, um weitgehend abgeschirmt zu werden. Sie bestimmen im wesentlichen den Umfang des Schutzmantels. Der Mantel, der die Protonen abfängt, hält auch die Elektronen ab.

Röntgenstrahlen als Bremsstrahlen

Bei der Abbremsung der korpuskularen kosmischen Strahlung in einem solchen Mantel aus Blei, werden die Elektronen nicht nur abgebremst, sondern es entsteht bei ihrer Abbremsung eine neue schädliche Strahlung, eine Röntgenstrahlung, ähnlich wie es auch in der Röntgenröhre der Fall ist. Weil sie bei der Abbremsung der Elektronen entstehen, werden sie Bremsstrahlen genannt.

Es wird also nur ein Teil in Wärme umgewandelt, der Rest der kinetischen Energie der einfallenden Elektronenstrahlung aber wird umgesetzt in eine neue Strahlung, die Bremsstrahlung. Und je dicker und schwerer, um es grob zu sagen, das verwendete Schutzmaterial ist, desto intensiver wird gerade die Bremsstrahlung. Dichtes und schweres Material wiederum ist jedoch, wie wir bereits sahen, zur Abschirmung der Protonenstrahlung erforderlich. Sie sehen, vor welche Probleme die Raumschifftechniker somit gestellt sind. Die Techniker und Physiker glauben die Lösung dieses Problems in einer Kombination von verschiedenen Schutzstoffen zu finden. Vom Standpunkt des geringstens Gewichts und der besten Abschirmung, soll flüssiger Sauerstoff und Kohlenstoff in Kombination mit einer Bleischicht am günstigsten sein. Flüssiger Wasserstoff erfordert jedoch zu große Schichtdicken. Eine Kohlenstoffschicht ist brauchbarer. Sie schirmt in einer Dicke von 10 bis 15 Zentimetern ab. Dazu noch ein Beispiel. Wir werden noch sehen, daß im inneren Strahlungsgürtel der Erde eine energiereiche Strahlung herrscht. Will man diese Strahlung abschirmen, so macht sich für eine kugelförmige Kabine ein Gewicht von 20 000 kp erforderlich. Zum Vergleich sei gesagt, daß die letzten sowjetischen Wostok-Schiffe ein Gewicht von 5000 bis 6000 kp hatten. Aber selbst ein so schweres Schiff vermag die Strahlung nicht vollständig abzuschirmen. Es läßt in intensiven Gebieten des Strahlungsgürtels in 10 Stunden noch immer eine solche Strahlenmenge hindurch, die für den Menschen als höchstzulässige Strahlendosis für ein ganzes Jahr angesehen wird.

Primäre und sekundäre kosmische Strahlung

Ständig fliegen kleinste Atombausteine, Atomkerne in die Erdatmosphäre hinein. Es sind zu etwa 87 Prozent Protonen, zu etwa 12 Prozent Heliumkerne, die wir auch als Alphateilchen bezeichnen und zu einem Prozent energiereiche Kerne schwerer Atome des Eisens, des Nickels und anderer schwerer Elemente. Diese Teilchen werden von der Sonne ausgesandt und in das Weltall geschickt.

Ein großer Teil der kosmischen Strahlung ist sehr energiereich und kann tief ins Erdinnere eindringen. Noch tief in Bergwerken wird sie mit feinsten Meßgeräten registriert. Im Weltraum setzt sich die primäre kosmische Strahlung jedoch nur bis etwa 20 bis 40 Kilometer über den Erdball ungehindert fort. In dieser Höhe stoßen

die Teilchen mit den Molekülen der Luft – die Luft wird ja in Richtung vom Kosmos zur Erde hin immer dichter – zusammen. Es entsteht die sekundäre kosmische Strahlung. Die Luftschicht der Erde setzt die Teilchen aus dem Weltraum also in sekundäre Strahlen um. Es entstehen Neutronen, Elektronen sowie Photonen und Mesonen. Diese Teilchen kommen ebenfalls zur Erdoberfläche herunter, sie sind aber nicht so energiereich wie die primären kosmischen Strahlen. An den magnetischen Polen der Erde ist die Strahlung, wie schon erwähnt, am stärksten, weil die elektrisch geladenen Teilchen der kosmischen Strahlen durch den Einfluß des erdmagnetischen Feldes dort zusammengedrängt werden. Zum Äquator hin nimmt die Stärke der Strahlung ab.

Die Strahlungsgürtel der Erde

Satelliten (Sputniks und Explorer) brachten Aufklärung

Messungen der ersten Erdsatelliten hatten in Höhen ab 1000 km einen sprunghaften Anstieg der Zahl der einfallenden kosmischen Teilchen ergeben. Die Satelliten funkten Werte auf die Erde, die mehrere tausendmal höher lagen, als sie von der kosmischen Strahlung auf der Erde her bekannt waren. Sollte eine so starke Strahlung im gesamten Weltraum herrschen? Diese Frage drängte sich zwangsläufig auf, stand doch der bemannte Weltraumflug auf dem Programm.

Die noch höher geschickten Sonden und Mondraketen brachten die Aufklärung. Es zeigte sich, daß die Stärke der Strahlung in 5000 bis 6000 km Höhe wieder auf Werte der normalen kosmischen Strahlung abfiel. In 10 000 km und 16 000 km Höhe über der Erde wurde jedoch ein nochmaliger Anstieg registriert.

Die Ergebnisse wurden ausgewertet. Heute wissen wir, daß die zuerst registrierten hohen Werte über 1000 km einem Strahlungsfeld entsprechen, das in Form eines Gürtels um die Erde verläuft, etwa in gleicher Weise wie die Kraftlinien des magnetischen Erdfeldes. Wir nennen dieses Feld den inneren Strahlungsgürtel, nach seinem amerikanischen Entdecker international auch als van-Allen-Gürtel bezeichnet. Das Zentrum dieses Strahlungsgürtels liegt in etwa 4000 km Entfernung vom Äquator der Erde. An den magnetischen Polen reicht der Gürtel tiefer zur Erde herab, über dem Äquator hat er seine größte Entfernung von der Erdoberfläche. Vergleichen Sie nun einmal diese Zahlen mit den Flugentfernungen der bisherigen bemannten Weltraumflüge. Die untere Höhe der Flugbahn lag etwa 180 km über der Erde, das Apogäum lag kaum über 300 km. All diese Flüge blieben also noch unter den tiefsten Ausläufern des inneren Strahlungsgürtels.

Der von den Sonden und Mondraketen registrierte nochmalige Strahlungsanstieg entspricht einem zweiten, dem äußeren Strahlungsgürtel, 10 000 km bis 16 000 km von der Erde entfernt. Er dehnt sich jedoch bis in eine Entfernung von 50 000 km bis 60 000 km in den Weltraum aus. Die Erde ist somit von mehreren Gürteln geladener Teilchen umgeben, die sich in bestimmten Bahnen um die Erde herumbewegen.

Die Kräfte des Erdmagnetfeldes verursachen die Form der Strahlungsgürtel

Wie kommt es zu der gürtelförmigen Anordnung der Strahlen um die Erde? Die Teilchen aus dem Kosmos werden von der erdmagnetischen Kraft beim nahen Vorbeiflug aus ihrer Bahn abgelenkt und eingefangen und der Ausbreitung der erdmagnetischen Felder entsprechend in bestimmten torusartigen Räumen zwischen den Polen gehalten. Geladene Elementarteilchen bewegen sich im allgemeinen in Spiralbahnen im magnetischen Feld der Erde. Von der erdmagnetischen Kraft abgelenkt, werden sie ferner nach den Gesetzen des Magnetismus zwischen den Polen im magnetischen Feld gehalten, ohne den vorgegebenen Bereich im allgemeinen verlassen zu können.

Nur zu den Polen hin wird ein Abfließen von Elektronen beobachtet. Dabei tritt eine schwache Röntgenstrahlung auf. Bisweilen werden von der Sonne sogenannte magnetische Stürme auf der Erde ausgelöst, die das erdmagnetische Feld merklich

beeinflussen. Dann kann ein großer Teil der Elektronen aus dem äußeren Strahlungsgürtel abfließen, was mit einer stärkeren Röntgenstrahlung verbunden ist.

Wir sehen also, daß praktisch ständig Elektronen aus dem Strahlungsgürtel verlorengehen. Ihre Verweilzeit im äußeren Strahlungsgürtel ist nur kurz. Sie halten sich dort nur wenige Tage oder gar nur Stunden auf. Es erhebt sich somit die Frage, wieso der Strahlungsgürtel dennoch stets mit Elektronen besetzt ist? Weil die Sonne die abfließenden Elektronen ständig durch neue ersetzt und die Strahlungsgürtel damit neu aufgefüllt werden. Der innere Gürtel ist nur wenig abhängig von der Aktivität der Sonne, seine Protonen „leben" wesentlich länger. Deshalb müssen auch viel weniger Protonen als Elektronen nachgeliefert werden. Sie werden möglicherweise aus den von der Erdatmosphäre zu einem Teil zurückgestreuten kosmischen Strahlen ersetzt.

Protonenschwärme im interplanetaren Raum

Bisweilen herrscht aber im Raum um die Sonne ein noch ganz anderes Bild. Weitere neue Strahlen können hinzutreten. Es sind von der Sonne ausgehende Röntgenstrahlen und sogenannte Protonenschwärme. Wir verstehen darunter einen überdurchschnittlichen Protonenausstoß von der Oberfläche der Sonne. Sonnenflecke gehen mit großen wirbelförmigen Gasausbrüchen einher, in denen starke Magnetfelder wirksam sind. Diese Magnetfelder bringen die Teilchen des Sonnengases auf eine hohe Geschwindigkeit. Diese hochbeschleunigten Teilchen stellen die Sonneneruptionen dar. Auch Röntgenstrahlen, als solare Röntgenstrahlung bezeichnet, werden gleichzeitig ausgesandt. Von den Eruptionen gehen Strahlenmengen aus, die für eine ungeschützte Person tödlich wirken. Die Sonneneruptionen stellen den Flug des Menschen im Weltraum deshalb vor ein neues Problem. Sie treten besonders heftig zur Zeit des Sonnenfleckenmaximums auf. Etwa eine Stunde später erreichen sie die Erde. Genaue Beobachtungen der Sonne lassen zwar die Wahrscheinlichkeit des Auftretens solcher Eruptionen ermitteln, eine exakte Berechnung ist jedoch kaum möglich. In enger Verbindung mit der Sonnenaktivität steht auch die Strahlungsstärke des äußeren Gürtels, nicht dagegen die des inneren Strahlungsgürtels der Erde.

Die mit den Sonnenflecken einhergehenden Gasausbrüche senden also Röntgenstrahlen und Teilchenstrahlung aus. Die Teilchenstrahlung besteht aus Elektronen und Protonen. Dabei werden totale Strahlenmengen von 2000 bis 10 000 Röntgen frei. Ihr Eintreten und ihre Ausbreitung ist, wie bereits erwähnt, nicht hundertprozentig genau vorauszuberechnen.

Außerhalb der Strahlungsgürtel wird normalerweise eine für den Weltraumflug unwesentliche kosmische Strahlung registriert. Sie liegt etwa zwischen fünf und zehn Röntgen pro Jahr und bewegt sich damit in der Größenordnung der für den Menschen zulässigen Jahresdosis.

Ab 50 km Höhe beginnt die reine Weltraumstrahlung

Man muß wissen, daß die kosmischen Strahlen vergleichbare biologische Wirkungen haben, wie die auf der Erde eingesetzten Röntgen- und Teilchenstrahlen. Biologisch-medizinische Effekte durch die wesentlich schwächere Sekundärstrahlung werden auf der Erde jedoch kaum registriert. Es ist aber nicht ausgeschlossen, daß bei einer Erhöhung der Strahlungsdichte an der Erdoberfläche die kosmischen Strahlen einen Anteil an der Entstehung des Krebses haben können, ebenso wie die uns fortgesetzt treffenden Teilchen an natürlich bedingten Änderungen der Erbanlagen beteiligt sein können.

Mit ausreichend empfindlichen physikalischen Geräten gemessen, beträgt die jährliche Menge an kosmischer Strahlung in Meereshöhe etwa 35 Milli-Röntgen (abgekürzt mR). 1 mR ist der tausendste Teil eines „R" und „R" ist die Abkürzung für Röntgen, die nach dem Entdecker der Röntgenstrahlen benannte Einheit der Strahlenmenge; ähnlich wie das Kilopond ein Maß für die Kraft oder das Gewicht, Zentimeter und Meter Maße für die Entfernungen und Längen sind. Der Außenstehende kann

sich unter der physikalischen Definition des „R" nur wenig vorstellen. Es wäre auch uninteressant, hier darüber zu sprechen. Deshalb soll die Erläuterung an einem Beispiel erfolgen.

Die durch das Tragen einer Leuchtzifferarmbanduhr verursachte Strahlung auf die Keimdrüsen des Menschen wird auf etwa 10 mR pro Jahr geschätzt. Die Strahlenbelastung durch das Fernsehen pro Jahr auf etwa 1 mR. Noch ein weiterer Vergleich aus dem Bereich der Röntgendiagnostik. Etwas mehr als 35 mR werden an den Keimdrüsen des Menschen etwa durch eine Röntgenaufnahme des Bauchraumes oder durch 100 bis 200 Aufnahmen der Lungen erreicht.

Verfolgen wir nun einmal die auftretenden Strahlenmengen mit wachsender Entfernung von der Erdoberfläche. In 4000 m Höhe ist die Strahlenbelastung etwa dreimal so hoch wie in Meeresnähe. Ein Alpinist in 6000 m Höhe empfängt in einem Jahr schon etwa die zehnfache Dosis wie der Seemann auf dem Meer. Man rechnet in dieser Höhe mit 300 bis 400 mR pro Jahr. In 20 bis 30 km Höhe macht die Strahlung eine tägliche Menge von 15 mR aus. Das entspricht etwa der höchstzulässigen Dosis für Strahlenbeschäftigte auf der Erde, die für eine Woche mit 100 mR angesetzt ist. Die Gefahr für den Menschen in diesen Höhen besteht fast ausschließlich in der Möglichkeit, daß doch einmal wichtige Zentren des Organismus getroffen werden. Ab 50 km Höhe überwiegt die primäre Weltraumstrahlung. In 1000 km Entfernung von der Erdoberfläche wird die von den Sonden und Satelliten registrierte starke Strahlung wirksam. In 1500 km Höhe macht sie täglich etwa 100 R aus. Wir messen also hier nicht mehr in Milli-Röntgen, sondern bereits in Röntgen, also tausendfach höheren Werten.

Diese Dosen führen zur akuten Strahlenkrankheit, sofern der Mensch dieser Strahlung ungeschützt ausgesetzt ist. In 4000 km Entfernung vom magnetischen Äquator ist das Maximum des inneren Strahlungsgürtels. Hier herrscht eine Strahlung von 25 bis 50 R pro Stunde. Zum Vergleich sei erwähnt, daß eine Bestrahlung des ganzen Körpers mit etwa 400 R in 50 Prozent der Fälle tödlich wirkt. Diese Menge würde im inneren Strahlungsgürtel demzufolge in etwa 10 Stunden erreicht. Im äußeren Strahlungsgürtel rechnet man mit einer Strahlung von 400 R pro Stunde.

Im interplanetaren Raum treten dazu die erwähnten solaren Röntgenstrahlen (mehrere R pro Stunde) und die von der Sonne ausgehenden Protonenschwärme mit totalen Strahlendosen von 2000 bis 10 000 R auf. Außerhalb der Strahlengürtel entspricht die Dosis der normalen kosmischen Strahlung einem Wert von 5 bis 10 R je Jahr.

Zukünftige Anwendungsmöglichkeiten von Lasern in der Raumfahrttechnik

Dipl.-Ing. HANS DIETER NAUMANN

1. Allgemeines zum Laser

In dem Laser wurde vor einigen Jahren ein Gerät entwickelt, das im Gegensatz zu den konventionellen Lichtquellen die Erzeugung kohärenten Lichtes gestattet. Während das von einer herkömmlichen Lichtquelle ausgesandte inkohärente Licht aus zufällig aufeinander folgenden Wellenzügen verschiedenster Frequenzen besteht, be-

steht das kohärente Laserlicht aus Wellenzügen, deren Frequenz auf ein schmales Band beschränkt ist und deren gegenseitige Lage nicht regellos, sondern phasengleich ist.

Grundlage der Arbeitsweise eines Lasers ist die sogenannte induzierte Strahlungsemission, die bereits von Albert Einstein theoretisch untersucht wurde, jedoch erst durch die Entwicklung der modernen Quantenelektronik eine praktisch nutzbare Realisierung gefunden hat. Danach führen Elektronen in einem anregenden Strahlungsfeld mit hoher Wahrscheinlichkeit mit einer Emission von Strahlung verbundene Übergänge von einem hohen Energieniveau E_2 zu einem niederen E_1 aus, wenn zwischen der Frequenz f der anregenden Strahlung und der Energiedifferenz die Beziehung

$$\triangle E = E_2 - E_1 = h \cdot f$$

besteht (h = Planckssches Wirkungsquantum). Darüber hinaus sind neuerdings Halbleiterlaser auf der Basis von speziellen Gallium-Arsenid-Dioden entwickelt worden, bei denen die Anregung der Strahlungsemission nicht durch ein äußeres Strahlungsfeld, sondern gleichstrommäßig durch eine Ladungsträgerinjektion erfolgt [1].

Die hervorragendste Eigenschaft der Laser ist die extreme Bündelungsschärfe des erzeugten Lichtes, die eine hohe Energiekonzentration ermöglicht. Die Divergenz eines Laserstrahls ist auch über sehr große Entfernungen sehr gering.

Auf nähere Einzelheiten zur Physik und Technik der Laser kann hier nicht eingegangen werden. Interessenten seien auf einschlägige Fachbeiträge in allgemein zugängigen Zeitschriften der DDR hingewiesen [1–4].

Obwohl sich die Lasertechnik noch im Anfangsstadium befindet, zeichnen sich schon heute auf vielen Gebieten konkrete Anwendungsbeispiele ab und werden z. T. bereits experimentell erprobt. Zu den Fachdisziplinen, die aus der Anwendung von Lasern großen Nutzen schöpfen werden, gehört die Raumfahrttechnik. Über die wichtigsten Anwendungsmöglichkeiten auf diesem Gebiet soll im folgenden ein Überblick gegeben werden.

2. Raumfahrttechnische Laseranwendungen

Die Einsatzmöglichkeiten von Lasern in der Raumfahrttechnik erstrecken sich auf folgende Probleme, wobei der Vollständigkeit halber auch die negativen Varianten aufgeführt sind:

a) Nachrichtenverkehr zwischen Satelliten und Raumsonden untereinander, zwischen diesen und irdischen Gegenstationen, gegebenenfalls über Relaissatelliten, die die Erde umkreisen;

b) Optische Bahnvermessung von Satelliten;

c) Messung von Satellitengeschwindigkeiten, insbesondere von Relativgeschwindigkeiten mehrerer Raumflugkörper gegeneinander;

d) Satellitenspionage.

Zu den einzelnen Möglichkeiten seien einige Ausführungen gemacht.

2.1 Interplanetarer Nachrichtenverkehr mit Laserstrahlen

Lichtwellen stellen bekanntlich elektromagnetische Wellen sehr hoher Frequenz dar. Bei ihrer Ausbreitung in der bzw. durch die Atmosphäre entstehen hohe Dämpfungen, insbesondere durch den Feuchtigkeitsgehalt in seinen verschiedenen sichtbaren Formen, wie Regen, Nebel oder Wolkenbildungen. Inwieweit diese Tatsache der Verwendung von Lasern für Erde – Satellit – Nachrichtenverbindungen hemmend im Wege stehen wird, ist noch nicht klar vorauszusehen und soll bei künftigen Raumflugexperimenten experimentell erprobt werden. Im Rahmen des Gemini-Projektes ist z. B. die Herstellung einer Laserstrahl-Sprechfunkverbindung Erde – Raumkapsel geplant [5]. Für die Verwendung von Lasern für Erde – Satellit – Nachrichtenverbindungen sprechen

einmal einige „Fenster" der Atmosphäre im Bereich zwischen 0,3 und 1,3 μm [6] sowie die Tatsache, daß ein Laserstrahl einen Lichtstrahl sehr hoher Energiekonzentration darstellt.

Große Bedeutung wird der Laser aber ohne Zweifel bei Nachrichtenverbindungen im interplanetaren Raum erlangen. Entsprechende Projekte sehen die Schaffung eines oder mehrerer Relaissatelliten vor, die mit den Raumsonden Laser – Nachrichtenverbindung aufrecht erhalten. Die Verbindung Relaissatellit – Erde kann dabei über Mikrowellen erfolgen, wenn sich Laser hierfür als ungeeignet erweisen sollten. Auch die Erprobung einer solchen Technik ist bei den Gemini-Flügen geplant [5].

Die Vorteile, die die Lasertechnik für den interplanetaren Funkverkehr erbringt, sind in erster Linie folgende:

a) Bereitstellung einer großen Übertragungsbandbreite.

Nach Shannon gilt bekanntlich für die über einen Nachrichtenkanal der Bandbreite $\triangle f$ übertragbare Informationsmenge

$$I = T \cdot \triangle f \cdot \log_2 \cdot (1 + P),$$

wobei T die Dauer der Nachricht und P der leistungsmäßige Störabstand sind. Daraus folgt, daß bei sonst gleichen Verhältnissen die übertragbare Informationsmenge umso größer wird, je größer die Bandbreite ist, eine einleuchtende und an sich bekannte Tatsache. Auf der roten Spektralseite hat das Licht eine Frequenz von $4 \cdot 10^{14}$ Hz. Ein Prozent dieses Gebietes ergibt eine Bandbreite von vier Terahertz, was allein die Übertragung von etwa einer Milliarde Ferngespräche erlauben würde [7].

Derartig extreme Bandbreiten wären für die Raumfahrttechnik unter gewissen Voraussetzungen äußerst nutzbringend, da die von einem Satelliten oder einer Raumsonde zu übermittelnde Informationsmenge sehr groß ist und in Zukunft noch steigen wird, in denselbem Maße, wie Kompliziertheit und Umfang der Raumflugunternehmen steigen.

b) Geringe Abmessungen der technischen Einrichtungen:

Die funktechnische Überbrückung größerer Entfernungen im interplanetaren Maßstab erfordert den Einfatz stark bündelnder Antennensysteme mit hohem Antennengewinn. Da grundsätzlich die Dimensionen von Richtantennen umso größer werden, je größer die Wellenlänge wird, ergeben sich bei den kleinen Wellenlängen des sichtbaren Lichtes geringe Abmessungen der Reflektoren.

Miller [8] gibt für ein Laser-Nachrichtensystem Erde – Mars bei 100 W Sendeleistung und 10^{-17} W/Hz Empfängereingangsrauschleistung eine Sendeantenne von 10 cm und eine Empfangsantenne von 1 m Reflektordurchmesser an. Oliver [7] gibt in seiner Studie unter Zugrundelegung eines pulscodemodulierten Kanals mit 10 Ws Ausgangsleistung für die Strecke Erde – Mond bei einem Signal/Rausch-Verhältnis (SRV) von 60 dB einen Objektivdurchmesser von 8 mm, für die Strecke Erde – Mars bei einem SRV = 40 dB einen Objektivdurchmesser von 8 cm und für das gesamte Planetensystem bei einem SRV = 30 dB einen Objektivdurchmesser von 25 cm an.

c) Geringe Übertragungsverluste und hohe Reichweiten:

Infolge der hohen Richtwirkung ergeben sich bei Freiraumausbreitung geringe Übertragungsverluste. Schaltet man die atmosphärischen Verluste durch Verwendung von Relaissatelliten aus, dürfte als eines der wichtigsten Probleme die genaue Ausrichtung der Sende- und Empfangsantennen auf einen weit entfernten Punkt sein. Erschütterungen, mechanische Deformationen sowie Wärmeausdehnungen können hier enorme Verluste bedingen und setzen entsprechende Präzision voraus. Bei einer gleichmäßigen Ausleuchtung der Antennenfläche gilt auch für Lichtwellen die für hochfrequente Wellen bekannte Übertragungsgleichung

$$\frac{P_E}{P_S} = \frac{A_E \cdot A_S}{\lambda^2 \cdot r^2}$$

(λ = Wellenlänge, r = Entfernung Sender/Empfänger, P_E, P_S = Empfangs- und Sendeleistung, A_E, A_S = wirksame Antennenflächen von Empfänger und Sender). Man erhält aus (3) die maximale Reichweite einer Lichtwellen-Nachrichtenverbindung, wenn man für P_E die mindest erforderliche Empfängereingangsleistung ansetzt zu

$$r_{max} = \sqrt{\frac{P_S}{P_{E\,min}} \cdot \frac{A_E \cdot A_S}{\lambda^2}}$$

d) Unempfindlichkeit der Lichtwellen gegen freie Ladungsträger:

Im Gegensatz zu den Radiowellen erfahren Lichtwellen keine Beeinflussung durch freie Ladungsträger, wie Elektronen. Damit empfehlen sich Laserstrahlen z. B. für die Nachrichtenverbindung mit rückkehrenden Raumflugkörpern. Diese werden beim Durchfliegen der Atmosphäre mit einer Schicht ionisierten Gases umgeben, die reflektierend auf hochfrequente Wellen wirken und somit zu einer Unterbrechung der Nachrichtenverbindung mit dem Piloten führen kann (man vergleiche den Flug Carpenters).

Es ist schließlich noch interessant, daß Oliver in seiner bereits mehrfach zitierten Arbeit [7] zu dem Ergebnis kommt, daß Laser im interplanetaren Nachrichtenverkehr sehr aussichtsreich sind, im interstellaren Maßstab jedoch Mikrowellenfunkverbindungen günstiger sind.

2.2 Optische Bahnvermessung von Satelliten mit Lasern

Optische Methoden liefern bei der Kontrolle und Vermessung der Bahnbewegungen künstlicher Satelliten genauere Ergebnisse als funktechnische Methoden. Ihre Anwendbarkeit erhält jedoch erhebliche Einschränkungen einmal durch Witterungsverhältnisse, zum anderen durch die Beleuchtungsverhältnisse durch die Sonne. Letzteres ist zu umgehen, indem der Satellit entweder selbst Lichtquellen trägt und definierte Lichtblitze aussendet (Projekt ANNA) oder vom Boden aus angestrahlt wird. Dies setzt die Anwendung stark gebündelter Lichtstrahlen voraus, die eine hohe Energie haben müssen. Durch den Einsatz von Lasern ist dieses Projekt realisierbar.

Erste Experimente sind seitens der NASA mit dem Satelliten S-66 geplant [9], [10], [11], [12]. Es handelt sich hierbei um einen ionosphärischen Meßsatelliten, der für Telemetrie, funktechnische Bahnverfolgung und Differenzdopplermessungen insgesamt 7 Frequenzen zwischen 20 und 360 MHz aussenden soll. Der etwa 52 kp schwere Satellit hat etwa 28 cm Höhe. Er trägt an einem Ende einen achteckigen Pyramidenstumpf, der einen Grundflächendurchmesser von rund 46 cm und einen Deckflächendurchmesser von 19 cm hat. Diese etwa 4,5 kp schwere Pyramide dient als Reflektor für den von der Bodenstation ausgesandten Laserstrahl. Die Oberfläche ist mit einem aus etwa 360 Teilen bestehendem Spiegelmosaik belegt, das aus einem strahlungsunempfindlichen Quarzglas besteht. Das Rückstrahlvermögen beträgt etwa 80 Prozent. Durch eine magnetische Stabilisierung des Satelliten wird erreicht, daß der Reflektor immer auf den erdmagnetischen Nordpol weist.

Den Aufbau der zum Empfang des am Satelliten reflektierten Laserstrahls dienenden Grundstation zeigt das Bild auf S. 20 [12]. Zur Aufnahme des Strahls, der eine Divergenz von 0,1 Milliradian hat, dient ein Teleskop mit einem Imagee-Orthikon. Das Teleskop wird zunächst entsprechend der Bahnvorhersage vermittels eines Digitalrechners eingestellt. Ist der Satellit eingefangen, werden Teleskop und Senderlaser über eine Digitalautomatik nachgeführt. Verwendet werden soll ein Rubinlaser mit einer Pulsenergie von 1 Joule und einer Pulsfolgefrequenz von 1 Hz. Für die Anzahl der je Impuls in das Empfängerteleskop eintretenden Photonen gilt nach [9]:

$$n = 16 \cdot \frac{E \cdot \lambda \cdot \vartheta^2 \cdot \alpha \cdot As \cdot Ar}{\pi^2 \cdot h \cdot c \cdot \varsigma t^2 \cdot \varsigma s^2 \cdot r^4}$$

(E = gesamte Pulsenergie, λ = Wellenlänge des Laserlichtes, ϑ = Durchlässigkeit der Atmosphäre, α = Reflektorwirkungsgrad, A_s, A_r = wirksame Flächen von Reflektor und Empfangsteleskop, ε_t, ε_s = Winkeldurchmesser von ausgesandten und reflektierten Strahlen, r = Entfernung Satellit/Empfänger). Mit den für S=66 geplanten Werten erhält man $n = 3{,}6 \cdot 10^4$ Photonen pro Puls.

2.3 Messung von Satellitengeschwindigkeiten

Für diese Zwecke empfehlen sich Laser auf Grund der hohen Genauigkeiten, die erreicht werden können. Es werden in der Literatur folgende Einsatzmöglichkeiten diskutiert:

a) Messung der Annäherungsgeschwindigkeit eines Raumflugkörpers an einen Himmelskörper.

Die Notwendigkeit hierzu ergibt sich z. B., wenn eine Raumsonde weich auf dem Mond gelandet werden soll. Durch einen von der Raumsonde ausgesandten, an der Mondoberfläche reflektierten und von der Sonde wieder empfangenen Laserstrahl kann auf der Grundlage der Dopplerfrequenzverschiebung die Annäherungsgeschwindigkeit der Sonde mit großer Genauigkeit gemessen werden.

b) Messung der Relativgeschwindigkeit zweier in einer Bahn umlaufender Satelliten.

Für die Durchführung eines Rendezvous zweier Satelliten oder Raumschiffe ist es erforderlich, die Geschwindigkeit zu messen, mit der sich beide nähern. Die Messung mit Lasern geschieht auf der Grundlage des Dopplereffektes entweder mit einem von einem Raumschiff ausgesandten und am zweiten reflektierten Laserstrahl, oder, und das ist wahrscheinlicher, mit einem auf einer Bodenstation installierten Laser. Der Laserstrahl wird hierbei in zwei Teilstrahlen aufgespalten. Einer dieser Teilstrahlen dient als Bezugsnormal, er wird von einem Raumschiff durch lichtempfindliche Sensoren aufgenommen. Der zweite Teilstrahl wird vom zweiten Raumschiff reflektiert und ebenfalls vom ersten empfangen. Seine Frequenzverschiebung zum ersten Strahl dient als Maß der Relativgeschwindigkeit beider Raumschiffe. Mit einem in der Sowjetunion für derartige Zwecke entwickelten Gerät können Satellitengeschwindigkeiten von 8 km/sec bis zu 0,03 mm/sec gemessen werden [13]. Ein von der amerikanischen Firma „SPERRY RAND" entwickeltes Lasersystem gestattet die Messung der Annäherungsgeschwindigkeiten von Satelliten von 5 km/sec bis zu 0,02 mm/sec [14].

2.4 Satellitenspionage

Es ist bedauerlich, daß der Laser auch für Satellitenspionagezwecke ausgenutzt werden soll. So ist im Rahmen des sogenannten „Satelliten-Inspector-Programms" der US-Air-Force geplant, auf der Grundlage von mit Lasern ausgerüsteten Spionagesatelliten Raumflugkörper anderer Nationen aufzuspüren, zu identifizieren und ihren Aufbau auszukundschaften. Der Inspectorsatellit soll einen Zerstörungsmechanismus tragen, der die Zerstörung anderer kreisender Satelliten ermöglicht [15]. Wir haben es hier also mit einer direkten Vorbereitung auf kriegerische Operationen im kosmischen Raum zu tun. Der Inspectorspionagesatellit wird an den fremden Satelliten heran manövriert und tastet dann die Oberfläche desselben mit Hilfe eines Laserstrahls ab. Auf diese Weise entsteht ein „elektronisches Bild" des Satelliten. Es ist dabei möglich, aus Entfernungen von einer Meile Einzelheiten auf der Satellitenoberfläche in der Größenordnung von $^1/_{1000}$ Zoll zu erkennen. Es bedarf keines Kommentares, daß wir uns entschieden gegen einen derartigen Mißbrauch nicht nur der Raumfahrt, sondern auch moderner Elektronik wenden.

Literatur:

[1] NAUMANN, H. D., Lasergeräte auf Halbleiterbasis. radio und fernsehen, 12 (1963), 24, S. 760. – [2] STRENG, K. K., Maser und Laser, radio und fernsehen, 11 (1962), 13, S. 397. – [3] BORKMANN, D., Laser und ihre Anwendung in der Technik. Die Technik, 18 (1963), 3, S. 547. – [4] RÖTSCH, M.,

Plasmaphysik, Faseroptik und Laserstrahlung. Astronomische Rundschau, 4 (1962), 6, S. 137. – [5] anonym, Laser für Gemini. Elektronik, 12 (1963), 10, S. A 23. – [6] ANWENDER, H., Laser = optische Maser. radio = mentor, 28 (1962), 4, S. 300. – [7] OLIVER, B. M., Potentielle Fähigkeiten des Lasers. Elektronische Rundschau, 16 (1962), 12, S. 561. – [8] MILLER, B., Optical System Have Space Potential. Aviaton Week, 14. 12. 59, S. 87. – [9] anonym, Neuer Satellit S = 66 mit optischer Bahnverfolgung durch Laser. Elektronische Rundschau, 17 (1963), 3, S. 110. – [10] anonym, Ionosphere Mapping Satellite To Try Laser Bounce Ranging. electronics, 35, (7. 9. 1962), S. 20. – [11] NAUMANN, H. D., Ein ionasphärischer Meßsatellit mit optischer Bahnverfolgung durch Laserstrahlen. Referat zu [10]. radio und fernsehen, 12 (1963)), 15. S. 482. – [12] WOLFF, M. F., Will Diode Lasers Obsolete Earlier Lasers? electronics, 35 (23. 11. 1962), S. 14. – [13] anonym, Laser mit Dopplereffekt. Elektronik, 12 (1963), 11, S. A 25. – [14] SOLOMON, L., Doppler = Laser. electronics, 35 (20. 7. 1962), S. 26. [15] MASON, J. F., L. H. DULBERGER, News Sensors to Upgrade Satellite Inspector Programm. electronics, 35 (1962), 51, S. 18.

Geometrische und Wellenoptik in der Astronomie

Die Abbildungsfehler, ihre Entstehung und Korrektur

Ing. MAX RÖTSCH

Fortsetzung 2

I. K o m a oder Haarschweif, ein gefährlicher Strahlenfehler in der Optik (Lehre vom Wesen des Lichtes)

In dem vorhergegangenen Artikel (Fortsetzung 1) lernten wir eine Reihe von Strahlenfehlern kennen, wie z. B. den Öffnungsfehler – d. i. sphärische Abweichung im Strahlenverlauf –, ferner Astigmatismus. Heute wollen wir uns mit einem sehr schädlichen Strahlenfehler befassen, nämlich dem K o m a - Fehler. Koma heißt auf deutsch: Haarschweif. Er ist der nächst niedere Grad des Symmetriecharakters. Bei Auftreten von Koma ist nur e i n e Symmetrieebene (siehe Abb. S. 20) vorhanden. Wie aus der Skizze ersichtlich, ist dann nur im Schnitt senkrecht zu dieser Symmetrieebene eine symmetrische Kaustik (Brennfläche) vorhanden, in der Symmetrieebene selbst tritt eine asymmetrische Kaustik auf, d. h. die Strahlenvereinigung ist dann nur in Schnitten senkrecht zu dieser Symmetrieebene symmetrisch, und zwar symmetrisch zu dem gleichzeitig in der Symmetrieebene verlaufenden Strahl. Diesen Kardinalfehler nennt man K o m a. In Grenzfällen hat die kaustische Kurve in der Symmetrieebene noch eine oder mehrere Spitzen, aber ihre Ausdehnung zu beiden Seiten solcher Singularitäten (Eigentümlichkeiten) ist asymmetrisch. Hat schließlich das Strahlenbündel gar keine Symmetrieeigenschaften, so ist die kaustische Kurve in jedem Schnitt asymmetrisch und mit diesem Kardinalfehler, Koma, behaftet.

Aus den bisherigen Ausführungen haben wir erfahren, welche wichtige Rolle die Symmetrie-Eigenschaften in der Lichtstrahlung spielen. Wir wissen jetzt, was ein homozentrisches Strahlenbündel, eine Kaustik, eine Symmetrie-Ebene, Astigmatismus und Öffnungsfehler bedeuten. Wenden wir nunmehr die gesammelten optischen Kenntnisse des natürlichen Lichtes, wie es uns die Sonne täglich auf die Erde sendet, auf die Glaslinsen-Optik an. Zum besseren Verständnis wollen wir uns kurz mit dem

Medium Glas und den aus diesem Material hergestellten Linsen befassen. Glas ist von Menschenhand geschaffener Werkstoff, der sich nicht durch eine chemische Formel definieren läßt, vielmehr eine aus Mineralien erschmolzene Legierung. Bei dem ältesten Glas diente stets das Quarz als eigentlicher Glasbildner. Sein Anteil am Gemenge betrug etwa drei Viertel. Als Flußmittel wurden Alkalien, im wesentlichen Natron, verwandt. Sie reduzieren die Schmelztemperatur des Gemenges bis auf 1200 Grad. Das Gemenge Quarz-Flußmittel allein ergibt jedoch ein unbeständiges, wasserlösliches Material, das „Wasserglas". Es fehlt noch der Stabilisator. Als solcher wirkte beim antiken Glas ein geringer Zusatz von Kalk. Das feinkörnig zerstoßene Gemenge mußte in kleinen Tiegeln bei Temperaturen bis zu 1200 Grad geschmolzen werden, wie sie nicht im offenen Herdfeuer, sondern nur in Öfen erreicht werden konnten. Es ist daher kein Zufall, daß die ältesten Glasschmelzen etwa gleichzeitig mit der ersten Kupferverhüttung auftraten. Für beide waren Öfen mit Gebläse Voraussetzung. Das älteste bekannt gewordene Glas kommt aus Ägypten und Mesopotamien. Es entstand im 5. Jahrtausend vor unserer Zeitrechnung. Allerdings erscheint es in damaliger Zeit nur als Überzug auf Amuletts und Schmucksachen, Statuetten und Gefäßen aus Speckstein, einem Magnesiumsilikat, das seiner geringen Härte wegen leicht bearbeitet werden konnte und ein idealer Glasurträger war.

II. Glas als selbständiger Werkstoff

Glas begegnet uns erstmalig als Werkstoff im 3. Jahrtausend v. d. Z. in Form von durchscheinenden Perlen und Anhängern am Nil und im Zweistromland. Glasgefäße sind uns erst aus der Mitte des 2. vorchristlichen Jahrtausends von ägyptischen und mesopotamischen Funden her bekannt. Es sind kleine Glasflaschen, Kelche, Töpfe oder phantasievoll gestaltete Gefäße, die ihrer Form nach und auch in der Farbtönung kostbaren Gefäßen aus geschnittenem edlen Gestein gleichen. Die Glasmasse ist noch nicht durchsichtig, sondern mehr farbig, die Art der Fertigung offensichtlich stark von der jahrhundertealten Technik der „glacierten Fayencen" beeinflußt. Die feinere Ausführung des Glases erfolgte unter wiederholtem Vorwärmen, durch Rollen auf der polierten Märbelplatte und unter Zuhilfenahme einfacher Modelliergeräte, aber nicht durch Blasen. Die Weiterentwicklung der Glasherstellung beginnt jedoch erst mit der Einführung der Glasmacherpfeife. Damit wird das Glasblasen zur wichtigsten Methode der Glasverarbeitung.

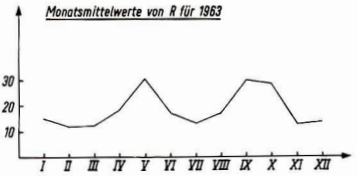
III. Optisches Glas für Fernrohre, Mikroskope usw.

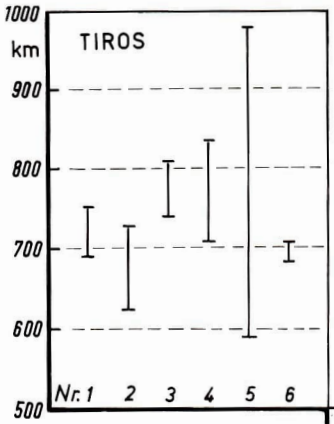
Für optische Zwecke ist farbloses klares und schlierenfreies Glas erforderlich. Man kannte schon in Ägypten farbloses Glas. Interessant ist, daß auch die Herstellung von bleihaltigem Glas bereits im Altertum bekannt war. Als man erkannte, daß sich durch Zusetzen verschiedener Metalloxyde verschieden gefärbte Gläser herstellen ließen, wird man offensichtlich durch viele Versuche den höheren Glanz und die bessere Schleifarbeit des bleihaltigen Glases entdeckt haben. Auch die Technik, Glas durch Zusatz von Manganoxyd zu entfärben, hat man auf diese Weise gelernt und schon im Altertum geübt. Doch währte es noch viele Jahrhunderte, bevor man dazu kam, wirklich brauchbares optisches Glas für Fernrohre, Mikroskope und andere Instrumente herzustellen. Es waren gründliche wissenschaftliche Arbeiten notwendig, die Brechungseigenschaften der verschiedenen Glasschmelzen eingehend zu studieren. Nach jahrzehntelangen Versuchen gelang es endlich in den 80er Jahren des vorigen Jahrhunderts Gläser zu schmelzen, die den Anforderungen der Optik hinreichend entsprachen. Einige Anfänge waren allerdings im Laufe des 19. Jahrhunderts gemacht worden. So hatte ein Laie, der Schweizer Uhrmacher Gainand, um 1800 die Methode gefunden, größere homogene Glasscheiben zu Linsen für die astronomischen Fernrohre zu formen; es wirkte allerdings kein Geringerer als der berühmte Optiker Fraunhofer mit. Diese Technik gelangte alsbald zu einer für die damalige Zeit erstaunlichen Vollendung, zumal Fraunhofer als erster die Methoden erfand, die optischen Eigen-

Zum Bericht

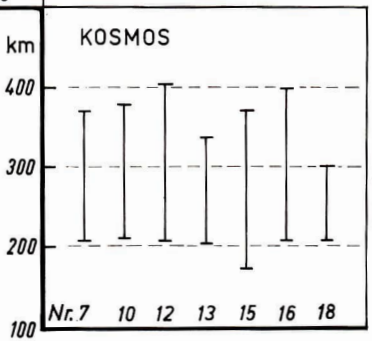
Über die Sonnenfleckentätigkeit vom letzten Vierteljahr 1963

Seite 28



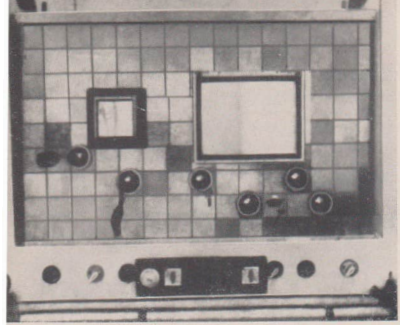


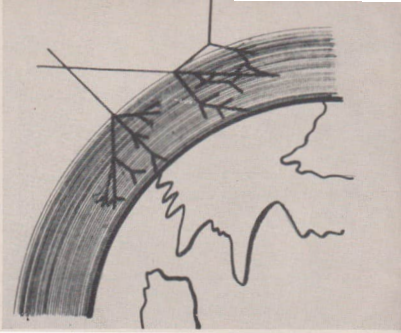
ZUM BEITRAG DIE ZUVERLÄSSIGKEIT VON RAUMFLUGKÖRPERN SEITE 5



Im oberen Teil der Skizze sind die Höhen des Perigäums und des Apogäums der amerikanischen Satelliten der Tiros-Serie, die von den USA bisher selbst als die am besten gelungene Satellitenserie bezeichnet wird, dargestellt.

Zum Vergleich finden wir im unteren Teil der Skizze die Höhe des Apogäums und des Perigäums der Serie der sowjetischen Kosmos-Satelliten, die eine Bahnneigung von 65° aufweisen (ausgenommen Kosmos 4 und 9, bei denen eindeutig Kreisbahnen im 300-km-Höhenbereich vorgesehen waren).





ZUM BEITRAG STRAHLENPROBLEME BEIM FLUG INS ALL

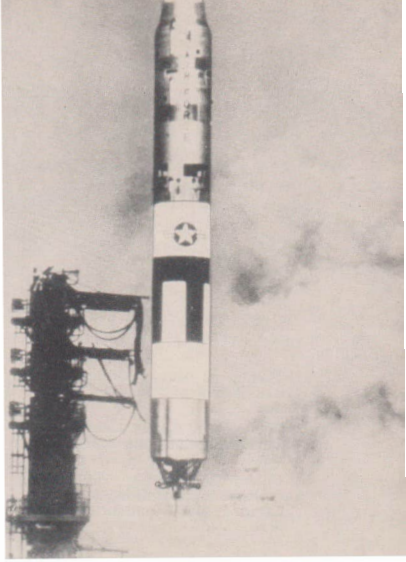
SEITE 5

Nicht nur auf der Erde, auch im Kosmos muß sich der Mensch vor den Strahlen schützen. Einfacher als im Kosmos sind die Probleme jedoch im Labor zu lösen: eine Bleiburg mit Bleiglasfenstern schützt vor der Strahlung (Bild links oben). Das radioaktive Material wird vom Forscher nicht mit den Händen, sondern mit Greifzangen verarbeitet.

So wie wir uns auf der Erde beim Umgang mit „strahlenden" Substanzen schützen — hier durch einen Tresor, in dem das radioaktive Material strahlungssicher aufbewahrt wird — muß auch der Kosmonaut vor der Einwirkung einer zu großen Menge kosmischer Strahlung geschützt werden. (Bild links Mitte).

Strahlungsschutz ist auf der Erde und im Kosmos erforderlich. Radioaktives Material darf nur strahlungssicher transportiert werden. Stärker strahlendes Jod 131 muß in einem Bleibehälter verpackt werden (Bild links, außen). Das schwächer strahlende radioaktive Isotop Phosphor 32 bedarf nur einer geringen Abschirmung (Bild links, innen).

In etwa 20 bis 40 km Höhe entsteht beim Auftreffen der primären kosmischen Strahlen auf die Lufthülle der Erde die sekundäre kosmische Strahlung (Skizze oben).



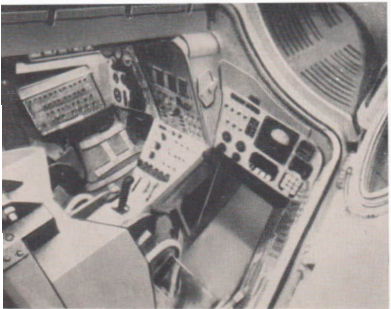
Oben: Zeichnerische Darstellung des Rendezvous-Versuches einer Gemini-Kapsel mit einer Agena-Endstufe. Derartige Experimente sind für Anfang 1966 vorgesehen .

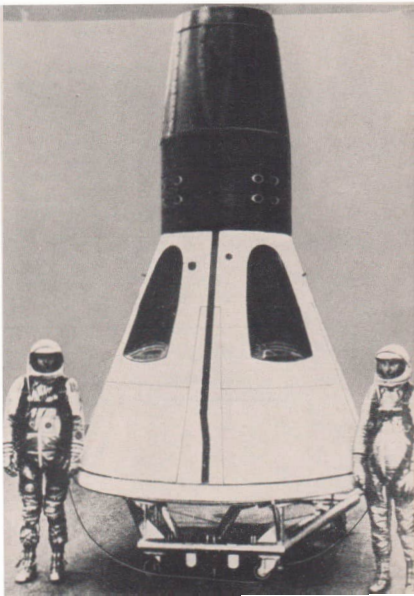
Oben rechts: Teststart einer Titan 2-Rakete.

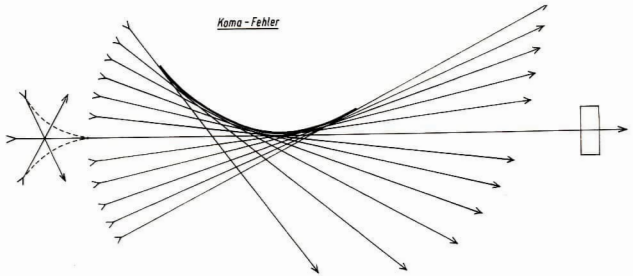
Der erste Start einer unbemannten Gemini-Kapsel mit dieser Trägerrakete ist für das I. Quartal 1965 geplant.

Unten: Besatzungsraum der Gemini-Kapsel. Das Bild macht die räumliche Beengung der beiden Astronauten in ihrer Kapsel deutlich.

Unten rechts: Gemini-Kapsel.



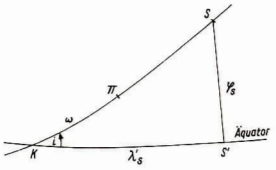


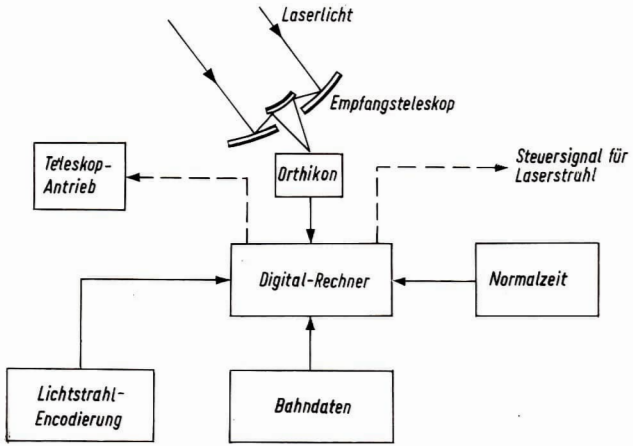


Oben: Zum Beitrag „Geometrische und Wellenoptik in der Astronomie", S. 15

Rechts: Zum Beitrag „Berechnung der Ephemeriden künstlicher Erdsatelliten", S. 31

Unten: Zum Beitrag „Zukünftige Anwendungsmöglichkeiten von Lasern in der Raumfahrttechnik", S. 13





schaften der Gläser exakt zu messen. Leider ist Fraunhofer zu jung verstorben, und mit ihm hörte auch die weitere Entwicklung dieser Pläne auf. Besser erging es ähnlichen Bemühungen eines zweiten Dilettanten, des Pfarrers Harcourt, in England. Auch hier wirkte ein Fachmann mit, nämlich der bekannte englische Physiker Stokes. Diese Arbeiten fielen in die dreißiger Jahre des vorigen Jahrhunderts. Harcourt war der Erfinder des ersten Versuchsofens für feurige Flüsse bei hohen Temperaturen, der erste, der zahlreiche kleinere Schmelzproben herstellte, um daran die optischen Eigenschaften, insbesondere die Stärke der Brechung und der Farbenzerstreuung extrem verschiedener Substanzen durch Messungen mit dem Spektroskop zu ermitteln. Er war auch der erste, der auf den Gedanken kam, anstelle der Kieselsäure, die bis dahin der Grundstock zu allen Schmelzen war, Phosphorsäure und Borsäure, die später so überaus wichtig werden sollten, zu verwenden. Leider erwiesen sich jedoch seine Gläser als zu wenig homogen und unbeständig, um praktisch benutzt zu werden. Hier schafften Ernst Abbe und der Chemiker Otto Schott in den 80er Jahren Wandel. Beide brachten neue optische Glasarten hervor, die bei der Herstellung von Mikroskopen, Fernrohren und anderen optischen Instrumenten eine bedeutende Rolle spielen sollten.

IV. Optische Linsen und ihre Wirkungsweise

Eine Linse ist ein Körper aus Glas oder aus anderen, im allgemeinen isotropen und durchsichtigen Stoffen, der gegen Luft durch zwei in der Regel sphärische Flächen (Kugelflächen) abgegrenzt ist. Es ist daher naheliegend, den Fabrikationsvorgängen nach in der Theorie das System als Summe von Einzellinsen zu betrachten.

a) *Das Verhalten des Lichtes an der Grenze zweier verschiedener Medien, z. B. Luft und Glas*

Was geschieht, wenn wir nunmehr das in den vorherigen Kapiteln behandelte Ur-Strahlenbündel auf die erste Kugelfläche einer Linse aus Glas aufprallen lassen?

Solange sich das Licht in einem einzigen homogenen Mittel bewegt, kann es dies nur in geradliniger Richtung. Gelangt es an die Grenze eines Mediums von anderer optischer Beschaffenheit, so spaltet sich das Licht in zwei Teile, die sich von der aufprallenden Stelle an der Grenzfläche aus mit plötzlich veränderter Richtung fortbewegen:

ein Teil des Lichtes bleibt im ersten Medium, zurückgeworfenes, reflektiertes Licht;

der zweite Teil (der Rest) des Lichtes geht in das zweite Medium über und pflanzt sich zunächst in ihm fort, gebrochenes Licht.

Diesen Brechungsvorgang in Glas oder in Wasser veranlaßte schon den Astronomen Kepler zu eingehenden Untersuchungen, doch war es einem genialen holländischen Mathematiker, Willebrod Snellius beschieden, das Brechungsgesetz zu finden. Snellius starb schon am 30. Oktober 1626 im Alter von 35 Jahren. Er ist bekannt geworden durch eine von ihm ausgeführte Gradmessung (zur Bestimmung der Größe der Erde), bei der er als erster die für die Vermessungstechnik wichtige Methode der Triangulation anwandte. Die Abhandlung über sein Brechungsgesetz fand man unter seinem wissenschaftlichen Nachlaß. Sie wurde erst 1662 von Isaak Vossius veröffentlicht. Snellius hatte allerdings für seine Experimente ein Gefäß mit Wasser genommen und beobachtet, wie ein am Boden befindlicher Gegenstand gehoben erscheint. Er fand das Gesetz:

$$n = \frac{\operatorname{cosec} \varepsilon'}{\operatorname{cosec} \varepsilon}$$

ε ist der Einfallswinkel, ε' der Brechungswinkel und „n" eine konstante Zahl, die wir als Brechzahl (auch Brechungsindex oder Brechungsexponent) bezeichnen.

Descartes wandelte diese Formel wie folgt um:

$$n = \frac{\sin \varepsilon}{\sin \varepsilon'}$$

b) *Die Bildfehler eines optischen Systems: die Folge mangelnder Symmetrieeigenschaften des Systems bezogen auf das ursprünglich homozentrische Strahlenbündel.* Die weitaus größte praktische Bedeutung aller optischen Systeme haben diejenigen, die aus einer Reihe von brechenden Kugelflächen (sphärischer Linsen) bestehen und bei denen die Krümmungsmittelpunkte sämtlicher brechenden Flächen auf einer Geraden liegen. Man nennt diese Gerade die Achse des Systems und das System selbst achsenzentriert. Wird ein räumliches Strahlenbündel, das von einem Punkt P des Objektraumes — es gibt bekanntlich einen Objekt- und einen Bildraum — ausgeht, beim Durchgang durch ein optisches System so gebrochen, daß es im Bildraum homozentrisch nach einem Punkte P′ ist, so heißt P im Sinne der Strahlenoptik stigmatisch nach P′ abgebildet. Um nun eine achsensenkrechte Ebene ideal abzubilden, müssen die folgenden Bedingungen erfüllt sein:

1. jeder Punkt der Ebene muß stigmatisch abgebildet werden;
2. die Gesamtheit der Bildpunkte muß wieder eine achsensenkrechte Ebene erfüllen;
3. das Verhältnis des Abstandes zweier beliebiger Bildpunkte zu dem Abstand der zugehörigen Objektpunkte, der Abbildungsmaßstab, muß innerhalb der ganzen Bildebene konstant sein.

Nur wenn auch die dritte Bedingung erfüllt ist, ist das Bild dem Objekt in allen Teilen ähnlich. Wird dagegen diese Bedingung nicht erfüllt, so tritt eine Erscheinung auf, die man Verzeichnung nennt. Wir kennen tonnen- und kissenförmige Verzeichnung. Es wird dann eine objektseitig geradlinige, in einer achsensenkrechten Ebene liegende aber nicht durch die Achse hindurchgehende Punktfolge auch bei stigmatischer Abbildung, als Kurve, zum Beispiel ein zur Achse zentriertes Quadrat, als kissenförmig oder tonnenförmig verzerrtes Viereck abgebildet.

c) *Regelmäßige und diffuse Reflexion und Brechung*

Die Richtung des reflektierten Lichts hängt nur von der Neigung des einfallenden Lichtstrahles gegen das von ihm getroffene Element der Grenzfläche ab. In der Tat findet die Bewegung des Lichtes fast ausschließlich gesetzmäßig statt, wenn die Fläche des Elementes mathematisch regelmäßig und vollkommen glatt poliert ist, d. h. die Strahlen werden an solchen Flächen regelmäßig reflektiert. Je mehr jedoch die Trennungsfläche unregelmäßig ist, in der Art, daß ihre Elemente schon auf kleinem Gebiet oft und stark ihre Richtung ändern, d. h. je mehr die Fläche rauh, matt ist, desto weniger findet das Reflexionsgesetz des Lichtes Anwendung. Die Anordnung der Elemente ist bei solchen Flächen wohl nie angebbar, so daß für eine Berechnung ihrer Wirkung nach dem Reflexionsgesetz die nötige Unterlage fehlt. Von dem auf eine ebene Fläche in einer Richtung auffallenden Licht werden dann Teile, in stetig variierender Intensität, nach allen Richtungen hin zerstreut; es entsteht diffuse Reflexion.

Innerhalb des zweiten Mediums — wir nahmen einmal Luft und das andere Mal Glas als Medien an — kann das Licht verschiedene Modifikationen erfahren. Stets geht ein Teil des Lichts verloren, und wird in eine andere Form von Energie — Wärme, Elektrizität, chemische Energie — verwandelt und absorbiert. Oft ändert das Licht auch nur seine Art und Farbe innerhalb des neuen Mediums und bietet dann die interessanten Erscheinungen der Fluoreszenz dar. Je nachdem durch eine Schicht von bestimmter Dicke ein größerer oder geringerer Teil des auf sie auffallenden Lichtes hindurchgelassen wird, nennt man den Körper mehr oder weniger „durchsichtig". Ein Medium wird im allgemeinen für verschiedene Farben verschiedene Absorption und daher auch einen verschiedenen Grad der Durchsichtigkeit besitzen.

Wird fortgesetzt

Aus der Literatur

Messung der Strahlungsdosen, die von J. A. Gagarin und G. S. Titow während der ersten kosmischen Flüge empfangen wurden

L. W. KEIRIM-MARKUS, E. E. KOWALEW,
N. A. SERGEJEWA, L.N. USPENSKI

Die während des Fluges von Wostok 1 und 2 empfangene Strahlungsdosis ist vorwiegend auf die primäre kosmische Strahlung zurückzuführen (PKS) und beträgt $6 + 10$ mrad/24 h oder $0.4 + 0.6$ mrad/Umlauf im Mittel (1,2). Dieser Wert kann sich jedoch bei solaren Strahlungsausbrüchen wesentlich erhöhen. Im Zusammenhang damit waren die ersten Kosmonauten mit einem Satz individueller Dosimeter mit einem breiten Meßbereich ausgerüstet. Außer Dosimetern des früher benutzten Typs (3) wurden beim Flug G. S. Titows thermolumineszierende Gläser verwendet (4,5), die die Registrierung der Dosen an Gammastrahlung und Protonen hoher Energie im Bereich von 0.1 bis 10^6 rad gestatten und eine unbegrenzte Speicherung dieser Informationen zulassen. Die Luminiszenz-Dosimeter (DL) waren in speziellen Brusttaschen der oberen Kombination untergebracht. Eines von ihnen besaß keinen Filter, drei andere waren von beiden Seiten mit einem kompensierenden Bleifilter von 1,3 mm Stärke bedeckt. Drei weitere besaßen Aluminiumfilter von 3,2 mm Stärke, die den Bleifiltern im Bremsvermögen für Protonen im Bereich von 10 bis 1000 MeV äquivalent waren. Die Glasdosimeter waren am gleichen Ort untergebracht.

An der inneren Kombination — in einer besonderen Tasche auf dem Gürtel waren die Fotodosimeter für Neutronen und Gammastrahlen (FNG) untergebracht. Vor dem Start wurden sie mit frischen Filmen geladen, die Luminiszenten wurden zur Beseitigung der Grundanzeige durchgewärmt. Die empfindlicheren Dosimeter LD wurden weniger als 24 Stunden vor dem Start vorgewärmt. Wie auch früher, wurden bei der Auswertung der Resultate die Aussagen auf der Erde zurückgelassener Kontrollzähler berücksichtigt. Sie zeigten $0.5 + 0.6$ mrad/24 h an. Am Schluß der Messung wurde nochmals die Eichung der LD geprüft.

Die nach der Anzeige der Dosimeter LD erhaltenen Daten sind in der Tabelle angeführt. Die Anzeige der thermoluminiszenten Dosimeter und der Fotodosimeter unterschieden sich nicht von Null.

Dosen an kosmischer Strahlung

	Anzeige der Dosimeter LD in mrad						
Kosmonaut	ohne Filter	3,2 mm Al			1,3 mm Pb		
J. A. Gagarin	1.6	2.9	2.4	1.3	0.8	2.2	3.0
G. S. Titow	12.0	12.0	12.4	15.0	8.0	10.0	8.0

Die Daten, die beim Flug G. S. Titows erhalten wurden, stimmen praktisch mit denen des 25stündigen Fluges von Raumschiff 2 überein (3). Wie bereits damals zeigen die Angaben der Dosimeter mit den verschiedenen Filtern, daß in der Kabine eine Bremsstrahlung auftrat, deren Energie in der Größenordnung von 10^5 eV lag. Es ist anzunehmen, daß diese Strahlung während des Durchgangs durch den äußeren Strahlungsgürtel (im Gebiet der südlichen Anomalie und in den hohen Breiten) entstand (6;7). Die Energie der Elektronen, die die Bremsstrahlen in der Raumschiffwandung hervorrufen, beträgt nicht weniger als 0.5—1 MeV (8).

Die Resultatsgleichheit bei zwei Experimenten läßt den Schluß zu, daß die Strahlung solarer Ausbrüche nicht merklich in die gemessene Dosis eingeht und daß diese vor-

wiegend von der PKS hervorgerufen wird. Da die relative biologische Wirksamkeit der PKS = 7 ist (1), kann man damit rechnen, daß die von G. S. Titow empfangene Dosis 60 m ber nicht überschritt. Damit ist also die Strahlenwirkung auf den Kosmonauten belanglos.

Im Zusammenhang mit der kürzeren Flugdauer Gagarins ist die von ihm erhaltene Dosis noch geringer. Da die Dosimeter mit den verschiedenen Filtern in diesem Falle nur geringe Unterschiede zeigen, die innerhalb der Fehlergrenzen der Methode liegen, kann man das Mittel aller Werte ausrechnen. Es beträgt 2 ± 1 mrad. Dieser Wert ist größer als die mittlere Dosis für eine Erdumrundung. Das ist zu erwarten, da die Raumschiffbahn das Gebiet der südlichen Anomalie schnitt.

Übersetzung: JOH. GEORGI

Literatur:
1. Künstliche Erdsatelliten, Ausgabe 12, S. 35; 2. Ausgabe 9, S. 71; 3. Ausgabe 12, S. 47; 4. ‚Glas', Bull. d. Inst. f. Glas 14, Nr. 2 (III), 77, 1961; 5. ‚Atomenergie', 14, Ausgabe 6, 1963; 6. Künstliche Erdsatelliten, Ausgabe 8, S. 90; 7. Ausgabe 10, S. 22; 8. Peterson, Winkler: J. Geophys. Res. 64 (1959), 697.

Elektronen im inneren Strahlungsgürtel der Erde

In der Auswertung der Meßergebnisse des amerikanischen Erdsatelliten Injun I konnten L. A. Frank, D. C. Dennison und J. A. Van Allen einen vorläufigen Überblick über die Intensität der gerichteten Elektronen (also der echt dem Strahlungsgürtel zugehörigen Elektronen) mit Energien größer als 40 keV in einer Höhe von etwa 1000 km geben. Die Intensität dieser Elektronen konnte mit einem Geigerzähler gemessen werden, der ein Fenster mit nur geringer Abdeckung besaß (1 mmg/cm^2). Die Kenntnis des Elektronenflusses ist von großer Bedeutung für die Bestimmung des Ursprungs der Elektronen und Protonen im inneren Strahlungsgürtel, also für die Entscheidung der Frage, ob der größte Teil der Elektronen und Protonen auf den Zerfall von Albedo-Neutronen zurückzuführen ist (entstehen durch die Wirkung der primären kosmischen Strahlung galaktischen Ursprungs in dichteren Atmosphärenschichten), oder ob der größte Teil der Teilchen des inneren Strahlungsgürtels vom irdischen Magnetfeld eingefangene Teilchen sind. Im Zentrum des inneren Gürtels (natürlich für diese Höhe) wurde als Maximum der gerichteten Strahlung ein Wert von

$5 \cdot 10^6$ Elektronen $\cdot$ cm^2 $\cdot$ sec $\cdot$ ster

gefunden.

J. Geophys. Res. Vol. 67 (1962), Nr. 9, S. 3558.

Zeitliche Variation der Intensität der Teilchen im inneren Strahlungsgürtel von Oktober 1959 – Dezember 1960

Um zu Aufschlüssen über die Frage des Ursprungs der Teilchen des inneren Strahlungsgürtels zu kommen, ist es von großem Interesse, Angaben über die zeitliche Variation der Intensitätsverteilung zu erhalten. Vom gleichen Interesse ist es, das Energiespektrum und die geometrischen Verteilungen der Intensität zu untersuchen. Die mit dem 302-Geigerzähler des US-Satelliten Explorer VII erhaltenen Meßwerte wurden hinsichtlich dieser Variationen ausgewertet. Diese Analyse, die von Guido Pisella, McIlwain, C. E. und J. A. Allen ausgeführt wurde, ergab, daß eine starke impulsive Quelle für die Teilchen des inneren Strahlungsgürtels der Erde vorhanden sein muß. Dieser Quelle kommt ein größerer Einfluß zu, als den Zerfallsprodukten der Albedo-Neutronen. Die Variationen in der Intensitätsverteilung sind bedeutend stärker als sie durch die Zerfallsprodukte von Neutronen, die durch die primäre kosmische Strahlung erzeugt sind, sich erklären lassen. In der ausgewerteten Meßperiode vom 13. Oktober 1959 — 31. Dezember 1960 sind die Variationen im Mittel um den Faktor 3 größer als nach der Neutronenhypothese zulässig. Die starken zeitlichen Variationen traten in diskreten Stufen auf, die sich zeitweise mit großen solaren Protoneneruptio-

nen identifizieren ließen, oder sie fielen mit größeren magnetischen Strömen zusammen. Auch diese Ergebnisse deuten darauf hin, daß die Hauptquelle der Teilchen im inneren Strahlungsgürtel in solaren Vorgängen zu suchen ist.

J. Geophys. Res. Vol. 67 (1962), Nr. 4, S. 1235–1253.

Der äußere Strahlungsgürtel der Erde in einer Höhe von 320 km

S. N. Vernow, R. I. Shavrin, P. J. Savenko, K. E. Nesterov und N. F. Pisarenko gaben in einer zusammenfassenden Arbeit einen Überblick über die Intensität der Strahlung in den von dem zweiten sowjetischen Raumschiff durchflogenen unteren Bereichen des äußeren Strahlungsgürtels der Erde. Bekanntlich umkreiste dieses Raumschiff unsere Erde 24 Stunden im Bereich zwischen 307 und 339 km Höhe. Die verschiedenen Szintillations- und Gasentladungszähler ermöglichten ein intensives Studium der in diesen Höhen gelegenen Bereiche des äußeren Strahlungsgürtels der Erde. Insbesondere konnte die Abhängigkeit der Strahlungsverteilung von der geografischen Breite festgestellt werden. Als Gebiete besonders hoher Strahlungsintensität fand man Sibirien, nördlichen Teil von Nordamerika, südlichen Pazifischen Ozean, südlichen Indischen Ozean und Südatlantik. Zwischen den Zonen nördlicher und südlicher Strahlungsmaxima ließ sich eine enge Verknüpfung erkennen. Die Ergebnisse der Untersuchung deuten darauf hin, daß es sich im wesentlichen um Elektronen handelt, die ihren Ursprung sehr wahrscheinlich in der solaren kosmischen Strahlung haben. Wahrscheinlich ist nur ein sehr geringer Teil der registrierten Elektronen auf die durch den Zerfall der Albedo-Neutronen entstehenden Teilchen zurückzuführen.

Dokl. Akad. Nauk SSSR 140 (1961) Nr. 4, S. 787–793.

Projekt der Satellitenortung mit Hilfe von Laser-Geräten

Auf dem III. Congres International d'Electronique Quantique wurde von der NASA ein Projekt unterbreitet, bei dem es darum geht, einen Erdsatelliten mit Hilfe von LASER-Geräten zu orten. Es wurde der Vorschlag gemacht, hierfür eine internationale Zusammenarbeit zu vereinbaren (natürlich nur für die westliche Welt). Im Frühsommer d. Js. soll für diese Aufgabe ein Satellit mit der vorläufigen Bezeichnung S-66 auf eine Bahn, die um 80° gegen den Äquator geneigt ist, gestartet werden. S-66 soll eine mosaikartige Oberfläche aus kleinen Quarzkristallen besitzen, die die von Bodenstationen abgestrahlte LASER-Strahlung reflektieren soll. Man hofft, auf diesem Wege sehr genaue Positionen des Satelliten zu erhalten. Da die vorgesehene Flughöhe relativ hoch ist, der Einfluß der Luftbremsung also zu vernachlässigen ist, will man den Satelliten dazu benutzen, aus den Bahnstörungen die wirkliche Gestalt unserer Erde mit noch größerer Genauigkeit zu bestimmen. Ferner hofft man, mit diesem Experiment gewisse Hypothesen der Relativitätstheorie über die Fragen der Ausbreitung des Lichtes in der Atmosphäre und Ionosphäre klären zu können.

Luftfahrttechn. u. Raumfahrttechn. Vol. 9 (1963), Heft 4, S. 98

Sowjetische Fachzeitschrift „Künstliche Satelliten der Erde"

Herausgegeben von der Sowjetischen Akademie der Wissenschaften, Moskau

Inhaltsverzeichnis Heft 12/1962: Seite

Sowjetische künstliche Erdsatelliten, Raumschiffe und kosmische Raketen (kurzzusammengefaßte Daten 3

Alexejewa, K. I.; Gabunija, L. L.; Schdanow, G. B.; Zamchalowa, E. A.; Schtscherbakowa, M. N.; Tretjakowa, M. I.:
Untersuchung der primären kosmischen Strahlungskomponente in einer Höhe von 320 km 6

Seite

Kurnosowa, L. V.; Razorenjow, L. A.; Fradkin, M. I.:
Kurzzeitiger Anstieg der Intensität der schweren Kerne während des Fluges des Raumschiffsatelliten 3 16

Iwanow, V. I.; Keirim-Markus, I. B.; Kowaljow, E. E.:
Die Dosis der Strahlung im Weltraum 35

Keirim-Markus, I. B.; Kowaljow, E. E.; Uspensky, L. N.:
Messung der Strahlungsdosis in den Raumschiffsatelliten II, IV und V 47

Lukjanowa, L. D.:
Untersuchung der Aktivität des höheren Nervensystems der weißen Ratten, die sich im Raumschiffsatelliten II befanden 51

Semenenko, V. E.; Wladimirowa, M. G.:
Erste Ergebnisse der Untersuchungen mit Chlorella-Kulturen, die sich im Weltraum im Raumschiffsatelliten II befunden haben 56

Alexejewa, O. G.:
Über den Zustand einiger Faktoren der natürlichen Immunität von Hunden während des kosmischen Fluges 63

Gurjian, A. A.:
Über die biologische Wirkung der kosmischen Strahlung 77

Gringauz, K. I.:
Über einige Resultate, die durch die Experimente mit den Fallen für geladene Teilchen durch die sowjetischen kosmischen Raketen im interplanetaren Raum ausgeführt wurden 105

Gringauz, K. I.:
Die Struktur des Schweifes der Erde aus ionisiertem Gas, festgestellt nach den Daten der direkten Messungen der lokalen Konzentration von geladenen Partikeln durch die Sowjetunion 119

Pokhunkow, A. A.:
Über die Veränderungen des mittleren Molekulargewichts der Luft in der nächtlichen Atmosphäre in Höhen von 100 bis 210 km nach massenspektrometrischen Messungen 133

Nazarowa, T. N.:
Untersuchungen des meteoritischen Staubes durch Raketen und künstliche Erdsatelliten 141

Ruskol, E. L.:
Über den Ursprung der Konzentration des interplanetaren Staubes rund um unsere Erde 145

Moroz, V. I.:
Über einen „Staubschweif" der Erde 151

Inhaltsverzeichnis Heft 13/1962:

Eliasberg, P. E.:
Bestimmung der Bahn aus zwei Positionen 3

Kislik, M. D.:
Analyse der Formeln des Bewegungsintegrals für künstliche Satelliten im normalen Gravitationsfeld der Erde 23

Beletzki, V. V.:
Die Bahn eines Äquatorial-Satelliten 53

Waknin, V. M.: Seite
Der Einfluß der Bahnbewegung der Erde auf die Messung von Entfernung und Geschwindigkeit im interplanetaren Raum auf dem Radiowege 61

Wernow, S. N.; Sawenko, I. A.; Schawrin, P. I.; Nesterow, V. E.; Pisarenko, N. F.:
Der Strahlungsgürtel der Erde in einer Höhe von 180 bis 250 km 67

Sawenko, I. A.; Schawrin, P. I.; Pisarenko, N. F.:
Die weiche Korpuskularstrahlung in einer Höhe von 320 km nahe dem Erdäquator 75

Sawenko, I. A.; Pisarenko, N. F.; Schawrin, P. I.; Papkow, S. F.:
Die Messung der absorbierten Strahlungsdosis im dritten sowjetischen Raumschiffsatelliten 81

Schafer, J. U. G.:
Der Einfluß des Absinkens der solaren Aktivität auf die Intensität der kosmischen Strahlung nach Messungen mit geophysikalischen Raketen in den Jahren 1958 und 1960 85

Gringauz, K. I.; Gdalewitsch, G. L.:
Analyse der Resultate der simultanen Messungen der Elektronenkonzentration der Ionosphäre durch ionosphärische Stationen und Raketen 89

Mikirow, A. E.:
Untersuchung der Himmelshelligkeit und des Streukoeffizienten der oberen Atmosphäre 97

Tarasowa, T. M.:
Direkte Messungen des Nachthimmelsleuchtens im Bereich der Wellenlänge von 8 640 Å 107

Pokhunkow, A. A.:
Gravitationstrennung, Zusammensetzung und Strukturparameter der nächtlichen Atmosphäre in Höhen von 100 bis 210 km 110

Abelewa, E. A.; Parfenkow, G. P.; Lapkin, Ju. A.:
Crossing-over von Männchen der Drosophila-Melanogaster, hervorgerufen durch die Faktoren des kosmischen Fluges 119

Kowjazin, V. N.; Lukin, A. A.; Parfenow, G. P.:
Der Einfluß der Faktoren des Raumfluges auf Mikroorganismen im Raumschiff Wostok II 123

Jakowlew, V. V.:
Resultate der Untersuchungen von einigen Indizes der peripheralen Zirkulation bei Hunden während und nach dem Raumflug 130

Inhaltsverzeichnis Heft 14/1962:

Botschaft des Zentralkomitees der Kommunistischen Partei der Sowjetunion, des Präsidiums des Obersten Sowjets der UdSSR und der Regierung der Sowjetunion 3

Sobolew, V. V.; Minin, I. N.:
Die Lichtstreuung in einer sphärischen Atmosphäre, Teil I 7

Kondrahtjew, K. Ja.; Jakuschewskaja, K. E.:
Winkelabhängigkeit der ausgestrahlten Wärmestrahlung in verschiedenen Spektralgebieten 13

Malkewitsch, M. S.:
Winkel- und Spektralabhängigkeit der von der Erde in den Weltraum reflektierten Strahlung 30

Seite

Awerjanow, I. P.; Kasatkin, A. M.; Liwentsow, A. V.; Markow, M. N.; Merson, Ja. I.; Schamilew, M. R.; Scherwinsky, V. E.:
Die von der Erde ausgehende Wärmestrahlung, gemessen in großen Höhen durch eine geophysikalische Rakete während der totalen Sonnenfinsternis vom 15. Februar 1961 49

Jakowlewa, A. V.; Kudrijawtsewa, L. A.; Britajew, A. S.; Gerasew, V. F.; Pachalow, V. P.; Kusnetzow, A. P.; Pawlenko, N. A.; Josenas, V. A.:
Spektrometrische Untersuchung der Ozonschicht bis zu einer Höhe von 60 km 57

Oscherowitsch, A. L.; Rodijonow, S. P.:
Über einige Parameter eines modernen telephotometrischen Systems 69

Inhaltsverzeichnis Heft 14 wird fortgesetzt

Amateure beobachten und berichten

Bericht über die Sonnenfleckentätigkeit vom letzten Vierteljahr 1963

Refraktor, 50-mm-Öffnung, Vergrößerung 30fach

Monat	R_m	n	N
Oktober	28	7	1
November	12	7	2
Dezember	13,8	10	1

R_m = Monatsmittelwert
n = Anzahl der Beobachtungen
N = Fleckenfreie Tage

Die Fleckentätigkeit vom Jahre 1963 zeigt zwei annähernd gleiche Maxima im Mai und in den Monaten September/Oktober. Diese Monatsmittel der Relativzahlen liegen bei 30, während sie in den übrigen Monaten vorwiegend nur Werte von ungefähr 12 erreichen.

Vom 12.–16. Oktober waren 3–4 Gruppen sichtbar, von denen eine mit einem größeren Hauptfleck und vielen kleinen Einzelflecken bemerkenswert war. Am 12. Oktober befand sich am Ostrand ein sehr ausgedehntes Fackelfeld. Sonst wurden im letzten Vierteljahr relativ wenige Fackelgebiete beobachtet. Die Fleckentätigkeit nahm in den letzten Monaten des Jahres stark ab, meistens zeigte die Sonnenscheibe nur eine Gruppe oder sie war an einigen Tagen fleckenfrei.

Erich Schütz, Hildburghausen

Beobachtung der Mondfinsternis 1963, 7, 6/7 in Gera

Zeitweise vorüberziehende Wolken gestatteten nicht die vollständige Erfüllung des geplanten Programms. Die Kontaktzeichen der Schattenantritte sind sehr lückenhaft, ebenso die fotografischen Aufnahmen. Farbbeobachtungen konnten dagegen sehr kontinuierlich durchgeführt werden.

Die Zeiten unserer Schattenantritte beziehen sich nicht auf den Objektmittelpunkt, sondern jeweils auf die erste, bzw. letzte Berührung mit dem Objekt. Die Beobachtungen führten durch:

D. Brückner (Newton 150/1500 Ok. f-25) „Br"

M. Funk (Feldstecher Zeiss 15×50) „Fu"

H. Müller (Refraktor 110/1500 Ok. f-48) „Mü"

Die Luftverhältnisse waren am Anfang der Finsternis so ungünstig, daß die Beobachtung nicht sofort einsetzen konnte. Die Durchsicht und die Szintillation besserten sich dann im Verlauf der Finsternis bis „gut".

Objekt	Eintritt	Beobachter	Austritt	Beobachter
Kopernikus	22h16m7s	Mü	23h30m2s	Mü
Censor	22h31m4s	Mü		
	22h31m7s	Br		
Langrenus	22h32m2s	Mü		
	22h33m4s	Br		
Menelaus	22h37m9s	Br	23h45m0s	Mü
Manilius	22h42m3s	Mü	23h42m0s	Mü
Proclus	22h53m8s	Fu		
Autolycus	23h11m0s	Fu		
Pytheas			23h 9m9s	Mü
Riccioli			23h14m9s	Mü
Eratosthenes			23h23m1s	Mü
Billy			23h35m6s	Fu
Gassendi			23h39m3s	Fu
Pitatus			23h57m8s	Fu
Plinius			0h 2m1s	Fu
Tycho			0h 6m4s	Mü
			0h 6m7s	Fu
letzter Kontakt ohne Gerät			0h37m4s	Mü
			0h34m8s	Fu

Die fotografischen Aufnahmen fertigte D. Brückner am Refraktor 130/1950 an. Als Kamera dienten zwei EXA I, die mit einem Color, bzw. Schwarz-Weiß-Film $^{17}/_{10}$ geladen waren. Die Aufnahmen entstanden im Focus des Refraktors. Eine gute Abgrenzung des Kernschattens ergab sich erst bei Belichtungszeiten unter $^{1}/_{10}$ Sekunde, was allerdings noch von der Phase abhängig war. Um den abgedunkelten Mondteil auf Farbfilm zu erhalten, war (etwa 23.30 Uhr) eine Belichtung von einer Minute notwendig. Bei anfänglichen Zeiten von $^{1}/_{50}$, später $^{1}/_{25}$ Sekunde ist der Halbschatten auf der Fotografie mit sichtbar.

J. Winter fertigte sehr umfangreiche Farbbeobachtungen an. Für ihn waren günstigere Luftverhältnisse, da er von einer Anhöhe im Osten Geras beobachtete. Gerät Feldstecher 8×30.

Hier einige Auszüge:

22h35m Noch keine besondere Farberscheinung. Schattenrand scheint zur dunklen Seite hin etwas gelbgrau.

22h45m Schattenrand zur hellen Seite, gelbbrauner Saum, zur bedeckten Seite braun bis violett. Bedeckter Teil schwarz, vom Osten gelbschwarze Aufhellung.

22h55m Objekte auf der bedeckten Seite sichtbar. Mare Crisium im dunklen Teil graugelb. Schattenrand jetzt gelbgrau. Bedeckte Seite jetzt sehr aufgehellt.

23h10m Schattengrenze wird schärfer (bräunlich) nach Süden Einschlag ins Violett.

23h50m Vorherrschende Schattenfarbe: oliv.

Der Schattenaustritt war im Gegensatz zum Eintritt scharf begrenzt.

Hartmut Müller, Astronomische Arbeitsgemeinschaft, Gera

MITTEILUNGEN

DER DEUTSCHEN ASTRONAUTISCHEN GESELLSCHAFT - MITGLIED DER IAF

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

Berechnung der Ephemeriden künstlicher Erdsatelliten an der Ephemeridenzentrale der DDR

M. LANGE, Sternwarte Babelsberg

Seit Mitte 1962 werden an der Ephemeridenzentrale der DDR in Babelsberg die für die Beobachtung künstlicher Erdsatelliten notwendigen Ephemeriden nach einem kombinierten rechnerisch-graphischen Verfahren bestimmt, das im folgenden beschrieben werden soll.

Um einen Satelliten, der selbst keine Lichtquelle besitzt, beobachten zu können, müssen bekanntlich folgende drei Bedingungen erfüllt sein:

1. Die Sonne steht mehr als 6° unter dem Horizont des Beobachters;
2. Der Satellit befindet sich über dem Horizont des Beobachters;
3. Der Satellit steht außerhalb des Kernschattenkegels der Erde.

Die erste Bedingung ist sehr einfach zu erfüllen. Man entnimmt einem Jahrbuch die für den Beobachtungsort geltenden Dämmerungszeiten und untersucht im weiteren die Satellitenbewegung nur für den Zeitraum zwischen Abend- und Morgendämmerung. Je nach Helligkeit des Satelliten wählt man die bürgerliche bzw. nautische Dämmerung, d. h. Sonnenstand 6° bzw. 12° unter dem Horizont.

Um prüfen zu können, wann die anderen beiden notwendigen Bedingungen auch erfüllt sind, müssen wir Angaben über die Lage der Satellitenbahn im Raum und die Bewegung des Satelliten in dieser Bahn haben. Diese Daten erhalten wir als sogenannte modifizierte Bahnelemente von „Kosmos Moskau" und „Ionosphäre Darmstadt".

Jedes Elementarsystem besteht aus folgenden Größen:

T_0 Referenzzeit bzw. Zeitpunkt des Durchgangs durch das Perigäum;

i Neigung der Satellitenbahn gegen den Äquator;

Ω_0 Länge des aufsteigenden Knotens zur Zeit T_0

ω_0 Winkelabstand des Perigäums vom aufsteigenden Knoten zur Zeit T_0

P_a Umlauf von Perigäum zu Perigäum (anomalistische Periode);

e Exzentrizität der Bahn;

r_0 Abstand des Perigäums vom Erdmittelpunkt;

Δ I Größe ergibt sich als Summe aus der Präzession der Satellitenbahn und dem praktisch konstanten Betrag -3^m93, der von dem Umlauf der Erde um die Sonne herrührt.

Δ I wird durch die Bedingung festgelegt, daß nach $1440 + \Delta$ I Minuten die Bahnebene sich scheinbar genau einmal um die Erde gedreht hat.

ω' Änderung von ω pro Umlauf.

T_0 und alle weiteren Zeitangaben sind in Weltzeit (WZ) zu verstehen. Die Bahnneigung i wird im Falle ost-westlicher Bewegung des Satelliten negativ gezählt. Der aufsteigende Knoten ist derjenige der beiden Schnittpunkte zwischen Bahnebene und Äquator, in dem die Satellitenbewegung eine süd-nördliche Komponente hat. Es wird die westliche Länge von Greenwich dieses Knotens angegeben. Die Längen westlich Greenwich werden hier positiv gezählt. Der Winkel ω wird in Richtung der Satellitenbewegung positiv gerechnet. P_a und Δ I werden in Minuten gegeben, r_0 in Meilen (1 statute mile = 1,609 Kilometer). Siehe Skizze S. 20.

Bevor wir die Beziehungen zwischen obigen Elementen betrachten und neue Größen aus ihnen ableiten, seien noch drei Begriffe eingeführt. Die wahre Anomalie ist der Winkel in der Bahn zwischen Perigäum und Satellit; die Summe $u = \omega + v$ heißt das Argumen der Breite. Die Nodal-Periode P_Ω ist die Zeit zwischen zwei aufeinanderfolgenden Durchgängen des Satelliten durch den aufsteigenden (absteigenden) Knoten.

Nach Definition von Δ I ist $\Omega' = \frac{360}{1440 + \Delta I}$ die relative Westwärtsbewegung der Bahn pro Minute. Der Quotient $n = 1440 : P_\Omega$ gibt die Anzahl der Umläufe pro Tag. Für Zeiten t, die nicht zu weit von T_0 entfernt sind, gilt:

$$\Omega = \Omega_0 + \Omega' \cdot (t - T_0) \qquad t - T_0 \text{ in Minuten}$$

$$\omega = \omega_0 + n\omega' \cdot (t - T_0) \qquad t - T_0 \text{ in Tagen}$$

Zu $P_\Omega \approx P_a \frac{(1 - \omega')}{360}$ gehört die Änderung der Knotenlänge $\Omega'_1 = P_\Omega \cdot \Omega'$

Zu $\Delta t_2 = [n] \cdot P_\Omega - 1440$ gehört die Änderung der Knotenlänge $\Omega'_2 = (\Delta t_2 - \Delta I) \cdot \Omega'$

Zur $\Delta t_3 = ([n] + 1) \cdot P_\Omega - 1440$ gehört die Änderung der Knotenlänge $\Omega'_3 = (\Delta t_3 - \Delta I) \cdot \Omega'$

Hierbei ist $[n]$ der ganze Anteil von n und daher $\Delta t_2 \leq 0$, $\Delta t_3 \geq 0$.

Δt_2 (Δt_3) gibt an, um wieviel Minuten früher (später) als am Vortage der Satellit wieder die gleiche Breite in demselben Richtungssinn überquert. Hat man somit erst einmal einen günstigen Durchgang gefunden, so erhält man leicht mittels dieser Werte die anderen interessierenden Durchgänge. Nach einiger Übung übersieht man sehr schnell, wie man zu günstigen Positionen kommt.

In dem Dreieck KSS' (Abb.) gelten die Beziehungen:

$$\sin u = \sin \varphi_s : \sin i$$

$$\operatorname{tg} \lambda'_s = \cos i \cdot \operatorname{tg} u$$

Die Längendifferenz zwischen aufsteigendem Knoten und Satellit wird positiv nach Osten gezählt, daher ist $\lambda_s = \Omega - \lambda'_s$ die auf Greenwich bezogene Länge des Satelliten. Bei bekanntem i erhalten wir durch Wahl zweckmäßiger Breiten φ die zugehörigen u- und λ_s-Werte. In [2] sind φ und λ' mit i und u als Eingangsparameter tabuliert. Betrachten wir den Umlauf zwischen T_0 und $T_0 + P_\Omega$, so können wir $\omega = \omega_0$ setzen und erhalten die wahre Anomalie aus $v = u - \omega_0$. Der Radiusvektor und die Höhe H über der Erdoberfläche ergeben sich aus:

$$r = \frac{1+e}{1+e\cos v}\, r_0 \qquad H = r - R$$

wobei R der Erdradius ist. In [1] sind mit e und v sowohl der Faktor von r_0 als auch der seit dem Perigäumsdurchgang verflossene Periodenbruchteil ΔP_Ω tabuliert. Die zugehörigen t-Werte erhält man folglich aus $t = T_0 + P_\Omega \cdot \Delta P_\Omega$. Damit sind v und λ_s berechenbar. Die Wertepaare (φ_s, λ_s) heißen Subsatellitenpunkte. Für alle folgenden Umläufe erhält man die Subsatellitenpunkte und die H-Werte auf oben angegebene Art. Die Eignung der Subsatellitenpunkte hängt ab von der Erfüllung der am Anfang genannten Bedingungen. Bedingung 2 ist immer erfüllt, wenn der Subsatellitenpunkt innerhalb eines von H abhängigen Umkreises um den Beobachtungspunkt liegt. Die dritte Bedingung wird mit Hilfe der in [1] befindlichen Tabelle geprüft. Diese geben für bestimmte geographische Breiten Sonnenaufgang und -untergang in Mittlerer Ortszeit (MOR) in Abhängigkeit von H und dem Datum. Um unsere in Weltzeit (WZ) ausgedrückten Zeiten mit den Tabellenwerten vergleichen zu können, müssen sie erst mittels

$$MOZ = WZ - 4 \cdot \lambda_s$$

in Mittlere Ortszeit verwandelt werden. λ_s ist in Grad einzusetzen, um $4\lambda_s$ in Minuten zu erhalten.

Im zweiten Teil werden zunächst mit Hilfe einer Karte Europas in winkeltreuer Lambertscher Kegelprojektion (1:10 000 000) und eines speziellen „Lineals" die geozentrischen Zenitdistanzen φ zwischen den Beobachtungsorten und den Subsatellitenpunkten und die Azimute A bestimmt (A zählt man von Nord über Ost nach Süd).

Mit H und φ liefert eine Netzkarte [1] den Höhenwinkel h über dem Horizont. Damit haben wir Wertetripel t, A, h, die den Beobachtungsstationen gemeldet werden. Die Ephemeriden werden bei t auf ganze Minuten, bei A und h auf ganze Grad gerundet. Die letzte Stelle ist in der Regel um ein bis zwei Einheiten unsicher.

Mit einem für T_0 geltenden Elementensystem werden maximal bis zu 20 Tagen danach Ephemeriden bestimmt. Als Beispiel folgt eine Rechnung für den am 1. April 1960 gestarteten Satelliten „Tiros 1", für den die folgenden Elemente gemeldet wurden. Es schließt sich an die Auflösung des Dreiecks KSS′ mit Hilfe der angeführten Tafeln.

T_0 = 20. November 1963 20^h51^m64
i = 48°38
Ω_0 = 38°14
ω_0 = 174°10
P_a = 99^m196
e = 0.00383
r_0 = 4 394,4 Meilen
ΔI = -21^m80
ω' = +0°284

Hieraus berechnet man zunächst: $\Omega' = +0°253842$

P = 99^m118
Δt_2 = -52^m35
Δt_3 = $+46^m77$
Ω'_1 = +25°160
Ω'_2 = − 7°756
Ω'_3 = +17°404

φ_s	$u = w + v$		λ'_s		v		ΔP_Ω	$\Delta t = P_\Omega \cdot \Delta P_\Omega$	
48°4	90°00		90°00		257°90		0°768		76m1
48°4	84°00	96°00	81°01	98°99	269°90	281°90	0°750	0°785	74°3 77°8
45°0	71°14	108°86	62°86	117°14	257°04	294°76	0°714	0°820	70°8 81°3
42°5	65°24	114°76	55°62	124°38	251°14	300°66	0°698	0°837	69°2 83°0
40°0	59°34	120°66	48°35	131°65	245°24	306°56	0°682	0°853	67°6 84°5

φ_s	$\Delta\Omega = \Delta t \cdot \Omega'$		$\Omega = \Omega_0 + \Delta\Omega$		$t = T_0 + \Delta t$		$\lambda_s = \Omega - \lambda'_s$	
48°4	19°32		57°46		22h07m7		−32°54	
45°0	18°86	19°75	57°00	57°89	22h05m9	22h09m4	−24°01	−41°10
45°0	17°97	20°64	56°11	58°78	22h02m4	22h12m9	− 6°75	−58°36
42°5	17°57	21°07	55°71	59°21	22h00m8	22h14m6	+ 0°09	−65°17
40°0	17°16	21°45	55°30	59°59	21h59m2	22h16m1	+ 6°95	−72°06

Die linke bzw. rechte Spalte gilt jeweils für die Überquerung der Breiten in nördlicher (SN) bzw. südlicher (NS) Richtung. Da die Elemente am 28. November eintrafen, wollen wir die Ephemeriden erst ab 30. November berechnen. Aus der Tabelle entnehmen wir:

20. November 21h59m2 $\lambda_s = +6°95$ $\varphi_s = 40°$ SN

Da am 30. November für unsere Breiten die nautische Dämmerung etwa um 16h20m WZ endet, wollen wir die darauffolgende Überquerung der Breite $\varphi_s = 40°$ bestimmen.

Das erreichen wir, indem wir

$8\,\Delta t_2 + 2\,\Delta t_3 = -5h52m3$ zu obiger Zeit addieren;

entsprechend müssen wir λ_s um $8\,\Omega'_2 + 2\,\Omega'_3 = -27°24$ ändern.

Wir erhalten

30. November	16h33m9	$\lambda_s = -20°29$	$\varphi_s = 40°$ SN	H = 465 Meilen
	+ 46m8	+17°40		
1. Dezember	17h20m7	− 2°89	40° SN	465 Meilen
	− 52m4	− 7°76		
2. Dezember	16h28m3	−10°65	40° SN	465 Meilen

Als zweite Position wählt man $\varphi_s = 42°5$ und entnimmt obiger Tabelle, daß dafür die eben bestimmten Zeiten um 1m6 zu vergrößern sind und die Längen um 6°86 östlicher liegen; die Höhe H beträgt 460 Meilen. Über die geozentrischen Zenitdistanzen erhalten wir schließlich für Potsdam folgende Ephemeriden für „Tiros 1":

Datum	WZ	A	h
30. November 1963	16h34m	155°	18°
	35m	130°	17°
1. Dezember 1963	17h20m	213°	17°
	22m	193°	27°
2. Dezember 1963	16h28m	188°	20°
	29m	161°	26°

Literatur

[1] Cormier, L. N.; Goodwin, N.; Squires, R. K.: Simplified Satellite Prediction from Modified Orbital Elements (JGY Satellite Report Series Number 7, 1 January 1959).

[2] Zongolowitsch, J. D.; Amelin, W. M.; Gesammelte Tafeln und Nomogramme für die Bearbeitung der Beobachtungen künstlicher Erdsatelliten (russ.) (1960).

Gedanken zur Behandlung astronautischer Probleme im Astronomieunterricht

Ergebnis unserer Arbeitsgruppe Astronautik und Schule

Die gewaltigen Erfolge bei der Erforschung des Weltraumes mit Raketen, Satelliten und Raumschiffen in mehr als sechs Jahren geben uns die Berechtigung zu der Frage, ob die in den Lehrplänen und Lehrbüchern für Astronomie enthaltenen Hinweise und Angaben heute noch ausreichen. Da in der nächsten Zeit keine neuen Lehrpläne zu erwarten sind, erscheint es mir zweckmäßig, eine Präzisierung der Anforderungen anzuregen und sie nach dem gegenwärtigen Stand durch einige informatorische Stoffangaben zu ergänzen, die ich mit Genehmigung des Präsidiums der Deutschen Astronautischen Gesellschaft dessen Schnellinformationen entnehme.

Weil in unserem Fach mehr als gewöhnlich ein Wechsel der Lehrer festzustellen ist, sei mir eingangs der Hinweis gestattet, daß die Änderung des Lehrplanes Astronomie für Klasse 10 entsprechend der „Direktive für die Gestaltung des Unterrichts im Fach Astronomie" (Verf. und Mitteilungen Nr. 19 vom 5. Oktober 1961, Seite 255) nach wie vor verbindlich ist. Danach ist die Zeit für die Behandlung des Lehrplanabschnittes 2.1 „Geschichtliche Entwicklung der Auffassungen über das Sonnensystem" auf Kosten des Abschnittes 4 von 4 auf 6 Stunden erweitert worden. Dazu ist festgelegt, daß für die Themen „Künstliche Erdsatelliten und Planeten", „Die führende Rolle der Sowjetunion auf diesem Gebiet", „Elementare Fragen der Astronautik", 4 Stunden vorzusehen sind. Damit ist für diese interessante und auch erzieherisch sehr wertvollen Themen der erforderliche Raum vorhanden. Die genannte Direktive gibt dazu weitere wichtige Anregungen, die sich unbedingt in den Stoffverteilungsplänen widerspiegeln sollten.

Wenn sich auch die Behandlung astronautischer Grundfragen auf diesen einen Lehrplanabschnitt konzentriert, so sollte doch der Lehrer stets danach trachten, auch bei anderen Stoffgebieten die Verbindung zur Astronautik herzustellen. Das weckt das Interesse und das Verständnis der Schüler für den betreffenden Abschnitt und bietet Gelegenheit, auf aktuelle Ereignisse des Weltraumfluges einzugehen (z. B. Start eines neuen Kosmos-Satelliten, der sonst kaum noch beachtet wird, die Vereinbarung über die friedliche Nutzung des Weltraumes zwischen der Sowjetunion und den USA oder eine neue Versuchsserie sowjetischer Trägerraketen).

Ich möchte einige derartige Verbindungsmöglichkeiten andeuten. Es können nur Anregungen sein, die nach den Gegebenheiten verändert oder erweitert werden sollten.

Im Lehrplanabschnitt 1 (Orientierung auf dem Sternenhimmel)[1] sollte man möglichst von Himmelskörpern ausgehen, die sich für jeden sichtbar am Himmel bewegen. Dazu ist eine gemeinsame Beobachtung — eventuell schon im 9. Schuljahr — eines ohne Hilfsmittel erkennbaren Satelliten sehr gut geeignet. Die Schüler wissen, daß diese künstlichen Raumkörper von verschiedenen Stationen vermessen werden. Man ermittelt dort zu einem bestimmten Zeitpunkt eine genaue Ortsangabe, benötigt aber zum Auffinden eines angekündigten Satelliten die ungefähre Position zu einer bestimmten Zeit. Beide Ortsangaben führen uns zunächst zum Horizontalsystem, für dessen Behandlung nun auch eine praktische Notwendigkeit erkannt wird. Wenn wir

dann mit den Angaben einer Sternwarte die gemeinsame „Entdeckung" eines Satelliten erleben können, haben wir sicher für das sonst nicht sehr beliebte Anfangsgebiet des neuen Faches das Interesse geweckt.

Zum Lehrplanabschnitt 2.1 (Geschichtliche Entwicklung der Auffassungen über das Sonnensystem) enthält die obengenannte Direktive einige Hinweise. Es muß für die 3.–6. Unterrichtsstunde als ein Mangel bezeichnet werden, daß die „Elementaren Fragen der Astronautik" im Lehrplan nicht präziser abgegrenzt sind. Ich begrüße daher die Angaben im Methodischen Handbuch „Astronomie" (2. Auflage, Seite 120–131).

Auch der **Lehrplanabschnitt 2.3 (Die Planeten und ihre Monde)** gibt Gelegenheit zur Berücksichtigung astronautischer Probleme. Die Behandlung des Erdmondes bietet Vergleichsmöglichkeiten mit künstlichen Erdsatelliten (Größen und Bahnelemente, Umlaufzeiten) und berücksichtigt die Erforschung des Mondes bzw. seiner Nachbarschaft mit Raumflugkörpern von Lunik 1 bis Luna 4.

Ähnliche Überlegungen drängen sich zumindest bei den Nachbarplaneten Venus und Mars auf, die das Ziel von unbemannten Raumsonden waren und noch öfter sein werden. Angaben über die Flüge von Mars 1 sowie der sowjetischen und amerikanischen Venussonde vermitteln einen Einblick in die Entfernungen und die Beschaffenheit der Planeten. So ergaben z. B. die Messungen von Mariner II am 14. Dezember 1962 aus einer Entfernung von 34 745 km eine Oberflächentemperatur von 425 °C auf der Venus.

Beim **Lehrplanabschnitt 3 (Das Milchstraßensystem – Das Weltall)** soll der Hinweis auf Entfernungsbestimmungen künstlicher Raumkörper mittels des Dopplereffekts genügen.

Die Lehrbücher enthalten verschiedene Aufgaben zu den genannten Problemen, außerdem wird der interessierte Astronomielehrer selbst ein Archiv mit wichtigen astronautischen Materialien besitzen. Trotzdem erscheint es angebracht, umseitig einen Gesamtüberblick über die Ergebnisse der Astronautik in den letzten 6 Jahren zu geben. (Stichtag für alle Angaben ist der 30. Juni 1963! Obwohl die Zahlenangaben nicht ganz dem heutigen Stand entsprechen, vermitteln sie doch einen eindrucksvollen Überblick.)

Das Jahr 1962 war das bisher erfolgreichste mit insgesamt 81 Starts, von denen 86,6 Prozent gelangen. Damit gelangte durchschnittlich alle 5 Tage ein Raumflugkörper auf seine Bahn! Die Zahl der noch im Kosmos befindlichen Objekte ist wesentlich höher als 52, da auch die Endstufen der Raketensysteme, Behälter und andere Bestandteile zum Teil noch als selbständige Körper ihre eigenen Bahnen ziehen.

Das rege Interesse unserer Jugend an astronautischen Ereignissen sollte jedem Astronomielehrer Anlaß sein, die enge Verwandtschaft von Astronomie und Astronautik noch stärker zu nutzen und damit wertvolle Lernmotive zu entwickeln.

Oberlehrer Edgar Otto jun.,
Direktor des Pädagogischen Kreiskabinetts Eilenburg

1 Die Angaben der Lehrplanthemen gelten für den Lehrplan der zehnklassigen Oberschule. Sie lassen sich sinngemäß auf die Klasse 12 übertragen.

2 Entnommen aus „Schnellinformationen Nr. 30" der Deutschen Astronautischen Gesellschaft.

Starts und Startversuche von Raumflugkörpern vom 4. Oktober 1957 bis 30. Juni 1963 [2]

Trägerraketenstarts mit Raumflugkörpern	Insgesamt Anzahl	%	USA Anzahl	%	UdSSR Anzahl	%
Startversuche	235	100	196	100	39	100
Erfolgsstarts	175	74,5	136	69,4	39	100
Fehlstarts	60	25,5	60	30,6	—	—
Raumflugkörper, die dabei auf Bahnen gelangen sollten	253	100	211	100	42	100
Bahn erreicht	186	73,5	144	68,5	42	100
Bahn nicht erreicht	67	26,5	67	31,5	—	—
Erdsatelliten	221	100	185	100	36	100
Bahn erreicht	162	73,3	126	68,1	36	100
Bahn nicht erreicht	59	26,7	59	31,9	—	—
Raumsonden	22	100	16	100	6	100
davon auf Planetenbahn	11	68,2	7	56,3	4	100
davon auf Satellitenbahn	4		2		2	
davon Bahn nicht erreicht	7	31,8	7	43,7	—	—
Bemannte Raumschiffe	10		4		6	

Satellitenstarts der USA vom 4. Oktober 1957 bis 30. Juni 1963 [2]

Wissenschaftliche Projekte				Militärische Projekte			
Typ	Start-versuche	Erf. Starts	Fehl-	Typ	Start-versuche	Erf. Starts	Fehl-
Explorer	21	15	6	Anonymus	58	46	12
Vanguard	12	3	9	Discoverer	39	27	12
Tiros	7	7	—	Transit	14	11	3
Echo	3	1	2	Samos	8	3	5
Telstar	2	2	—	Composite	5	—	5
Ariel	1	1	—	Midas	4	3	1
Alouette	1	1	—	Anna	2	1	1
Relay	1	1	—	Courier	2	1	1
Syncom	1	1	—	Beacon	2	—	2
Oso	1	1	—	Score	1	1	—
	50	33	17		135	93	42
		= 27 % der Starts				= 73 % der Starts	

Hier wird die militärische Aufgabenstellung der USA-Raumfahrt offensichtlich, die kennzeichnend ist für einen großen Teil des Programms der USA.

Raumflugkörper, die sich noch auf der Bahn befinden [2]

	1957	58	59	60	61	62	63	Summe
Gesamtzahl der Objekte	—	2	5	10	13	20	2	52
davon auf Satellitenbahn	—	2	3	9	12	17	2	45
davon auf Planetenbahn	—	—	2	1	1	3	—	7
davon senden noch	—	1	—	—	1	10	1	13

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

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

Von erschienenen Broschüren sind noch vorrätig:

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

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

„Johann-Friedrich-Naumann-Ehrung" · 79 Seiten, 18 Abbildungen, 1,00 DM.

„Verhaltensforschung und angewandte Vogelkunde" · 86 Seiten, 13 Abbildungen, 2,50 DM.

„Naturdenkmäler" · 118 Seiten, 22 Abbildungen, 1,00 DM.

„Naturschutz in der Sowjetunion" · 67 Seiten, 1,00 DM.

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

„Pflege historischer Parkanlagen" · 72 Seiten, 24 Abbildungen, 1,50 DM.

„Angewandte Dendrologie im Thüringer Becken" · 108 Seiten, 16 Abbildungen, 2,50 DM.

„Insekten unsere Freunde — Insekten unsere Feinde" · 124 Seiten, 86 Abbildungen, 3,80 DM.

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

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

„Denkmalpflege in unserer Zeit" · 60 Seiten, 18 Abbildungen, 1,50 DM.

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

„Leitfaden für den Ortschronisten" · 176 Seiten, 23 Abbildungen, 2,00 DM.

„Alte Bauten im neuen Dorf — Teil I" · 104 Seiten, 85 Abbildungen, 2,00 DM.

„Kinderspielplätze im schönen sozialistischen Dorf" · 24 Seiten, 11 Abbildungen, 0,50 DM.

„4000 km Hauptwanderwege der DDR" · 72 Seiten, 19 Abbildungen, 2,00 DM.

Jahrgang 1962 des Mitteilungsblattes „Aus der Arbeit der Natur- und Heimatfreunde" · Im Ganzleinen-Einband 5,00 DM.

Arbeitsmaterial der Zentralen Kommission Natur und Heimat · Heft 1, 1963, 0,15 DM; Heft 2/3, 1963, 0,40 DM; Heft 4, 1963, 0,20 DM; Heft 5/6, 1963, 0,40 DM.

In Vorbereitung: „Heimatgeschichte und Sozialismus" – „Alte Bauten im neuen Dorf — Teil II" — „Das Forschen macht mir helle Freude".

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

Astronomie und Raumfahrt

Astronomie und Raumfahrt

1964 2

Inhalt:

Energieversorgung in Raumkörpern. *Heinz Mielke* 37

Echo 2 — der zweite passive Relaissatellit. *Karl-Heinz Neumann* 42

USA-Raketen-Budget. *Horst Hoffmann* 45

Die Grunderscheinungen und Anwendungsmöglichkeiten der Polarisation von Lichtstrahlen. *Ing. Max Rötsch* 46

Geometrische und Wellenoptik in der Astronomie. Die Entwicklung der achromatischen Fernrohrobjektive. *Ing. Max Rötsch* 49

Aus der astronomischen Literatur

Eine direkte Beobachtung des „solaren Windes" 58

Charakteristische Eigenschaften chromosphärischer Eruptionen, die mit Radiostrahlungsemissionen verbunden sind 58

Radioastronomische Beobachtung bewegter Wolken von Plasma in der Superkorona der Sonne 58

Beobachtung der Uv-Strahlung von Himmelsobjekten über der südlichen Hemisphäre 59

Temperaturbestimmung der Venus durch die Radiostrahlung im 10-cm-Bereich . . 59

Spektroskopische Temperatur- und Druckmessungen in der Venusatmosphäre . . 59

Die Ergebnisse der Radiobeobachtung der Venus im Jahre 1961 59

Polarisation in der zentralen Komponente der Radioquelle Centaurus A 59

Mitteilungen der Deutschen Astronautischen Gesellschaft

Versuch zur Bestimmung der nächtlichen Extinktion aus Helligkeitsbeobachtungen des künstlichen Satelliten Echo 1 (1960). *H. Wörner* 60

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

Redaktion: Berlin C 2, Littenstraße 79 a. Versand: Deutscher Kulturbund, Abt. Natur und Heimat, Berlin C 2, Littenstraße 79 a. Fernsprecher: 51 53 84/85. „Astronomie und Raumfahrt" erscheint 1964 mit 4 Einzelheften und 1 Doppelheft. Bezugspreis einschließlich Zustellgebühr 9,00 DM, zu überweisen an die obige Versandadresse. Einzelheft 1,50 DM, Doppelheft 3,00 DM.

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

Energieversorgung in Raumflugkörpern

HEINZ MIELKE

Sehr zu Unrecht werden oft in Betrachtungen und Diskussionen, die sich mit dem gegenwärtigen Stand und den Entwicklungsperspektiven der Raumflugtechnik beschäftigen, die Probleme der Energieversorgung in Raumflugkörpern nur am Rande behandelt. Doch gerade diesem Systemkomplex kommt grundsätzlich und kaum weniger als einigen Problemen der reinen Antriebstechnik eine Schlüsselfunktion für Gesamtauslegung und Programmkonzeption eines jeden Raumflugprojektes zu. Das heißt, ein Raumfluguntemehmen kann nach Dauer und Funktionsbreite stets nur so ausgelegt werden, wie sich im Rahmen der in Untersysteme aufgeschlüsselten Nutzmassekapazität des jeweiligen Trägersystems eine nach Energieabgabe und Lebensdauer hinreichend leistungsfähige Bordenergieanlage einsetzen läßt. Die Fortschritte in der Raumflugtechnik werden somit nicht nur durch die unmittelbar auf das grundlegende Abhängigkeitsverhältnis zwischen Antriebsvermögen und Nutzmassekapazität einwirkenden Faktoren bestimmt, auch der jeweilige Bordenergiebedarf eines Unternehmens setzt mit dem Umfang des technischen Aufwandes für eine entsprechend leistungsfähige Energieanlage eindeutige Grenzen. Den Entwicklungstendenzen und -fortschritten auf diesem Sektor der Untersysteme in Raumflugkörpern muß daher größte Beachtung geschenkt werden. Einschlägige Verfahren werden schon seit längerem bearbeitet und erprobt oder befinden sich noch in der Entwicklung. Nachfolgend soll ein kurzer allgemeiner Überblick über die dabei zur Anwendung kommenden Prinzipien gegeben werden.

1. Elektrochemische Batterien und Sammler

Als technisch einfachstes Energieversorgungsprinzip für reine Meßsatelliten bot sich anfänglich die Speisung der zu versorgenden Anlagen durch gewöhnliche elektrochemische Batterien oder Sammler an, bei deren Auswahl allerdings ein möglichst günstiges Verhältnis zwischen Energiekapazität und Gewicht angestrebt werden mußte. Dieser Lösungsweg wurde beispielsweise mit gutem Erfolg bei den ersten sowjetischen Meßsatelliten Sputnik I–III erprobt und schließlich sogar in gewissem Umfang bis in die Erprobungsserien bemannter Satelliten-Raumflüge hinein beibehalten (Wostok; Mercury). Die stark begrenzte Leistungskapazität elektrochemischer Energiequellen, in Verbindung mit ihrem unumgänglich hohen Leistungsgewicht, macht dieses Verfahren jedoch nur zu einer bedingt brauchbaren Anfangslösung. Für bemannte Unternehmungen von mehr als 7 bis 10 Tagen Dauer, dürften die gewichtsmäßigen Nachteile dieses Verfahrens schon zu ökonomisch untragbaren Voraussetzungen führen.

2. Sonnenenergieanlagen

Sonnenenergieanlagen haben den Vorzug, daß kein Energieträger mitgeführt zu werden braucht. Solange sich der Raumflugkörper darüber hinaus nicht allzu weit aus dem intensiveren Strahlungsfeld der Sonne herausbewegt, steht die einmal installierte Leistung auch beliebig lange zur Verfügung. Von Schwierigkeiten des Schutzes der Empfangselemente vor äußeren Einflüssen sei dabei natürlich abgesehen. Zu den wesentlichsten Nachteilen aller Anlagen dieser Art gehört zunächst die nicht sehr große Energiedichte der Sonnenstrahlung. Es werden daher für höhere Leistungsabgaben schon beträchtlich große Sammlerflächen benötigt. Weiterhin unterliegt die Wirksamkeit der Sonnenenergieanlagen dem „Schatteneffekt". Die Abschirmung der Sonnenstrahlung kann einerseits durch nahestehende Himmelskörper (z. B. Erde bei

Erdumlaufbahnen) erfolgen, doch noch wesentlich unangenehmer ist der durch Lagesteuerungsfehler mögliche Schatteneffekt, der von einer Schwächung der effektiven Wirksamkeit der Sammlerfläche bis zum Totalausfall der Anlage führen kann. Bekanntlich trug ein Stabilisierungsfehler der Solarzellenausleger entscheidend zum Mißlingen der beiden amerikanischen Mondflugexperimente mit Ranger III und IV bei. Im einzelnen kommen als Sonnenenergieanlagen zur Anwendung: Solarzellen mit direkter Energieabgabe; Solarzellen mit Speicherbatterien; Sonnenspiegel mit Dampfturbine und Elektrogenerator; thermoelektrische Wandler (Schichtplattengeneratoren) sowie Kombinationsverfahren der vorgenannten Grundtypen.

a) Solarzellen mit direkter Energieabgabe

Dieses Prinzip hat nur verhältnismäßig begrenzte Bedeutung, da es gegen Schatteneffekte verständlicherweise besonders empfindlich ist. Außerdem läßt sich durch den geringen Wirkungsgrad der Empfangselemente (Solarzellen), der bisher meist bei 10 bis 11 Prozent lag, nur mit sehr großen Sammlerflächen ein größerer Dauerenergiebedarf decken. Für geringere Energieerfordernisse (einfache Meßwertübertragungen aus erdnahen Umlaufbahnen, Versorgung von Meßgeräten) könnten jedoch hinreichende Energieabgaben erzielt werden, wenn man ein Funktionsprogramm der damit betriebenen Anlagen zugrunde legt, bei dem der Erdschatteneffekt nur von untergeordneter Bedeutung wäre. Zur Anwendung kam dieses Verfahren bisher nur bei dem amerikanischen Miniatur-Testsatelliten Vanguard I, dessen 5-mW-Sender durch 6 Solarzellen direkt betrieben wurde.

b) Solarzellen mit Speicherbatterien

Diese meist als „Solarbatterien" bezeichnete Kombination bildet die Grundlage des bisher am häufigsten angewandten Verfahrens zur Energieversorgung von Meß-, Beobachtungs- und Nachrichtensatelliten sowie von Mond- und Planetensonden. Als Speicherelemente dienen meist Nickel-Kadmium-Batterien. Um eine für sehr große (interplanetare) Funkübertragungsstrecken ausreichende Energiespeicherung zu erhalten, ist man einerseits gezwungen, zu intermittierendem Sendebetrieb überzugehen, bei dem sich die Speicherpausen mit zunehmender Entfernung auf viele Stunden ausdehnen können; zum anderen werden prinzipiell so große Sammlerflächen erforderlich, daß man sie bei den bisher zum Einsatz gekommenen Flugkörpertypen nur durch besondere Solarzellenausleger verwirklichen konnte. Als Musterbeispiele dafür sei auf die sowjetischen Planetensonden Venus I und Mars I sowie die amerikanischen Raumflugkörper Pionier V, Mariner II und der Ranger-Gruppe verwiesen. Mars I erreichte bekanntlich unter Anwendung dieses Prinzips die bisherige Rekordentfernung für Funkübertragungen mit rund 106 Millionen Kilometer. Der Funkkontakt mit Mariner II endete bei 87 Millionen Kilometer Entfernung; die Solarzellen dieser Venussonde bedeckten eine Fläche von 2,5 m^2 und erzeugten eine elektrische Leistung zwischen 148 und 222 W. Das Leistungsgewicht für Sonnenbatterien liegt gegenwärtig etwa bei 0,5 kp/W, und als obere Leistungsgrenze werden etwa 500 W angegeben. Zum Schutz der Empfangselemente (Siliziumfotozellen) gegen Mikrometeorite und vor allem gegen Korpuskularstrahlungen, werden mit gutem Erfolg dünne und für Wellenstrahlung (außer UV und Infrarot) durchlässige Überzüge verwendet.

c) Sonnenspiegel mit Dampfturbine und Elektrogenerator

Das Funktionsprinzip einer Sonnenenergieanlage dieses Typs wurde schon vor rund 40 Jahren von einigen Pionieren der Raumfahrt (Noordung, Oberth) als aussichtsreiches Verfahren für langdauernde hohe Energieabgaben erkannt und beschrieben. Während man dabei ursprünglich der Ansicht war, daß sich derartige Energieanlagen, wegen des mutmaßlich beträchtlichen Bau- und damit auch Masseaufwandes, nur für entsprechend große Raumflugeinheiten (bemannte Großsatelliten, Außenstationen)

ökonomisch realisieren ließen, werden jetzt die ersten Anlagen erprobt oder entwickelt, die sogar in Meß- oder Nachrichtensatelliten von 1000 bis 1500 kg Umlaufmasse eingesetzt werden sollen. Angaben liegen vor über die Energieversorgungsanlage eines in Westdeutschland in Entwicklung befindlichen Satellitentyps (Bölkow-Entwicklungen KG) und der amerikanischen Versuchsmuster Sunflower und Sundstrand. Als Arbeitsmedium des Energiewandlers dient für den Bölkow-Satelliten und für Sunflower Quecksilber. Die vom Hohlspiegel auf den Absorber konzentrierte Sonnenstrahlung heizt das Quecksilber bis zur Verdampfung auf. Anschließend beaufschlagt der hochgespannte Quecksilberdampf eine Kleinturbine, wird dann in einem Abstrahler in die flüssige Phase zurückgeführt und erneut dem Absorber zugeleitet. Zur Überbrückung des Schatteneffektes in Erdumlaufbahnen wird in der Sunflower-Anlage noch Lithiumhydrid als Wärmespeicher eingeschaltet, mit dem sich für etwa 1,5 Stunden die Quecksilberverdampfung ohne Sonneneinstrahlung aufrechterhalten läßt. Sunflower soll für mindestens 1 Jahr eine Leistungsabgabe von etwa 3 kW ermöglichen, während die Bölkow-Anlage auf rund 5 kW ausgelegt ist. Als spezifische Leistung der letzteren (einschließlich Sonnenspiegel) werden $1{,}25 \cdot 10^{-2}$ kW/kp angegeben. Der Gesamtwirkungsgrad dieses Systems liegt sogar theoretisch nur bei ungefähr 5 Prozent. Mit der Sundstrand-Anlage wird eine Steigerung der Leistung auf etwa 15 kW angestrebt, was durch die Verwendung von Rubidium statt Quecksilber und eines doppelwandigen Absorbers mit Fluornatrium und Lithiumhydrid als Wärmespeicher erreicht werden soll. Gewichtsmäßig unterscheiden sich Sunflower und Sundstrand mit 355 bzw. 370 kp nicht wesentlich voneinander, auch das Gewicht der Bölkow-Anlage liegt etwa in dieser Größenordnung.

d) Schichtplattengeneratoren (thermoelektrische Wandler)

Energieanlagen dieses Typs befinden sich noch im Entwicklungsstadium. Es handelt sich dabei um nur 2 bis 3 mm starke Schichtkonstruktionen, bei denen eine sehr große Anzahl winziger Halbleiter-Thermoelemente zwischen zwei dünne Metallfolien eingesetzt werden. Die Folien werden selbst noch speziell präpariert und dienen auf der einen Schichtseite als Wärmesammler, auf der anderen als Abstrahler. Der von den Thermoelementen abgegebene Strom wird gleichzeitig über die Folien abgeführt und einem elektrochemischen Sammler zugeleitet. Als Vorteile dieses Prinzips werden geringes Gewicht sowie niedrige Herstellungskosten genannt. Außerdem besteht die Möglichkeit, die Schichtplatten zu falten und damit beträchtliche Sammelflächen bei geringem Packungsvolumen zu erreichen. Man rechnet damit, daß zur Erzeugung von 1 kW Leistung im Abstand der Venus oder der Sonne knapp 10 kg Schichtmaterial benötigt würden und in Marsentfernung etwa 36 kg. Ob die im Verhältnis zu Solarzellen angenommene geringere Empfindlichkeit der Schichtplattengeneratoren gegenüber Mikrometeoriten und kosmischen Strahlungen tatsächlich gegeben ist, wird jedoch erst durch die praktische Verwendung nachzuweisen sein.

3. Kernenergieanlagen

Die Ausnutzung von Kernenergie zur Energieversorgung in Raumflugkörpern ist auf zwei Wegen möglich. Einmal kann der mit Kernreaktoren übliche Weg beschritten werden, über Wärmeaustausch ein Arbeitsmedium aufzuheizen und mit diesem einen Turbogenerator zu betreiben, zum anderen kann aber auch die Wärmeerzeugung eines hochradioaktiven Radio-Isotops ausgenutzt werden, um über Thermoelemente oder thermionische Wandler elektrische Energie zu erzeugen. Die nach dem zuletzt genannten Prinzip arbeitenden Anlagen werden auch als Radionuklid-Batterien bezeichnet. An beiden Verfahren wird zur Zeit mit großer Intensität gearbeitet, wobei die Entwicklung hinreichend kleiner und leichter Reaktoranlagen hoher Leistungsabgabe die weitaus größeren Schwierigkeiten bereitet. Von maßgeblichem Einfluß ist dabei besonders das Problem der Strahlungsabschirmung. Beiden Verfahren kommt aber im

Hinblick auf die ständig erweiterten Aufgabenstellungen in der Raumfahrt für die Zukunft allergrößte Bedeutung zu.

a) Kleinreaktoranlagen

Das Arbeitsprinzip dieses Verfahrens wurde schon angedeutet. Bisher sind allerdings noch keine für Raumfahrtzwecke einsatzfähige Anlagen bekanntgeworden. Lediglich im Rahmen des amerikanischen SNAP-Programms (SNAP = Systems for Nuclear Auxiliary Power) wurden einige Angaben über Versuchstypen gemacht. Als Kernbrennstoff wird in Zirkonhydrid angereichertes Uran-235 verwendet, dessen im Reaktorkern freiwerdende Spaltungswärme über einen Natrium-Kalium-Kreislauf an Quecksilber weitergeleitet wird. Das Quecksilber dient dann als Arbeitsmedium für den Turbogenerator. Die Anlage SNAP-2 liefert bei etwa 270 kp Gewicht (ohne Abschirmung) 3 kW für mindestens 1 Jahr, während die verbesserte Anlage SNAP-8 schon 30 kW bzw. 60 kW (Anschluß von zwei Generatoren) bei nur 188 kp Gewicht (ohne Abschirmung) liefern soll. Mit den Flugerprobungen des SNAP-8 ist jedoch nicht vor 1965 zu rechnen.

b) Radionuklid-Batterien

Als radioaktive „Brennstoff"-Substanzen dienen Radio-Isotope wie Strontium-90, Cer-144, Polonium-210, Plutonium-238 und unter Umständen auch Curium-242 und Curium-244. Das Strontium- und das Cer-Isotop verlangen allerdings einige Abschirmung, während die Alpha-Strahler diesen Nachteil nicht besitzen. Die Brennstoffelemente werden in Hüllen fest eingeschweißt, mit denen sie dann in Bohrungen des Brennstoffblocks eingesetzt werden. Hülle und Brennstoffblock müssen aus hochwarmfesten Materialien bestehen, da Kontakttemperaturen bis über 1000 °C auftreten können und das beim Alpha-Zerfall entstehende Helium zu Drücken bis 500 at führen kann. Als thermoelektrische Energiewandler werden Halbleiterelemente eingesetzt, da deren Wirkungsgrad (theoretisch 20 bis 30 Prozent, in der heutigen Praxis etwa 5 bis 6 Prozent) beträchtlich über dem metallischer Thermoelemente (1 bis 2 Prozent) liegt. Als praktisch eingesetztes Halbleitermaterial ist bisher jedoch nur Bleitellurid bekannt geworden. Der Aufbau der thermionischen Wandler ist dem von Vakuumdioden weitgehend ähnlich. Nur erfolgt in diesem Fall die Aufheizung der Kathode durch die im Brennstoffblock freiwerdende Wärme. Die emittierten Elektronen wandern zur Anode und ergeben damit den gewünschten Stromfluß. Negative Raumladungen können durch Einbringen eines leicht ionisierbaren Metalldampfes (z. B. Cäsium) unterbunden werden. Da thermionische Wandler bei höheren Kontakttemperaturen arbeiten können als thermoelektrische Wandler, ergeben sie höhere Wirkungsgrade. Die theoretischen Werte liegen bei 30 bis 40 Prozent, während in der Praxis schon etwa 15 Prozent erreicht werden konnten.

Der erste praktische Einsatz von Radionuklid-Batterien in Raumflugkörpern ist bisher nur für die 1961 gestarteten amerikanischen Versuchssatelliten Transit IVa und IVb bekannt geworden. Ihre Generatoren arbeiten mit je 95 Gramm Plutonium-238 und einer Leistungsabgabe von 2,7 W für den Betrieb zweier Sender und eines Teils der Instrumente. Die Anlage in Transit IVa ist zur Zeit noch immer in Betrieb, während das Gerätesystem von Transit IVb durch den amerikanischen Kernwaffenversuch in großer Höhe (9. 6. 1962) so schwer geschädigt wurde, daß die Datenübermittlung am 2. August 1962 total ausfiel. Als Wandler wurden bei den Transit-Batterien Thermoelemente eingesetzt, ebenso wie bei dem in Entwicklung befindlichen Generator SNAP-11, der für 90 Tage mindestens 18,6 W Leistung bei einer Spannung von 3 V abgeben soll und einen Teil der Energieversorgung der geplanten Surveyor-Mondsonden übernehmen wird. Mit SNAP-13 will man dann erstmalig thermionische Wandler in einer Curium-242-Batterie erproben. Während SNAP-11 noch etwa 15 kp wiegen soll, hofft man bei SNAP-13 (20–25 W) das Gewicht schon auf ungefähr 4 kp reduzieren zu können.

4. Brennstoffzellen

Dieses Verfahren zum Betrieb von Elektrogeneratoren ist erst in jüngster Zeit stärker in Erscheinung getreten. Die gegenwärtigen Entwicklungen auf diesem Gebiet befassen sich daher noch immer vorwiegend mit grundlegenden Untersuchungen. Die Einsatzmöglichkeit derartiger Generatoren in Raumflugkörpern wird jedoch ebenfalls schon geprüft. Unter Berücksichtigung weiterer Verbesserungen werden ihnen als Energieanlage für Raumflüge bis zu etwa 20 Tagen Dauer gute Aussichten beigemessen. Das Verfahren beruht auf der direkten Stromerzeugung aus zwei „Brennstoffen" (z. B. flüssiges H_2 und O_2) in einem aus zwei porösen Elektroden und einem Elektrolyt bestehenden Element. Bei einer H_2-O_2-Zelle wird der Wasserstoff in Längsrichtung durch die eine Elektrode geleitet und beim Kontakt mit dem dort eingedrungenen Elektrolyten ionisiert. Die freiwerdenden Elektronen können in einen äußeren Stromkreis abgeleitet werden. In der anderen Elektrode nimmt der Sauerstoff im Kontakt mit dem Elektrolyten Elektronen auf. Die negativen Ionen wandern dann zur gegenüberliegenden Elektrode und reagieren dort mit den positiven Wasserstoffionen, wodurch sich der Kreislauf schließt. Als „Verbrennungsprodukt" entsteht Wasser, welches aus der Brennstoffzelle abgeführt wird. Die Funktionsdauer eines derartigen Generators ist also von der Dauer der Brennstoffzufuhr abhängig. Obwohl der erreichbare Wirkungsgrad mit 50 bis 70 Prozent angenommen wird, und damit recht günstige Werte für den spezifischen Brennstoffverbrauch resultieren würden, dürften für den Betrieb von Brennstoff-Generatoren in Raumflugkörpern die oben erwähnten 20 Tage tatsächlich eine kaum wesentlich zu überschreitende Betriebsdauer darstellen. Der Aufbau der Brennstoffzellen kann außerordentlich kompakt ausgeführt werden. So ließen sich schon bei den ersten Laboratoriumsmodellen 20 Einheiten zu Blöcken von nur 10 bis 15 cm Kantenlänge zusammenfassen, die bei einer Betriebstemperatur von +25 °C eine Leistungsabgabe von rund 50 W erbrachten.

Literatur: Flugwelt 1961/7; Weltraumfahrt 1962/4; dto. 1963/2; Raketentechnik und Raumfahrtforschung 1963/3; Weltraumfahrt 1963/4.

Tabelle der Leistungsgewichte [kp/W] für bisher meist verwendete oder aussichtsreichere Verfahren zur Energieversorgung in Raumflugkörpern

Verfahren	Leistungsgewicht [kp/W]	Betriebsdauer [1]
Elektrochemische Batterien	1,5	sehr begrenzt
Sonnenbatterien	0,5	langlebig
Sonnenspiegel	0,08	einige Jahre
Schichtplatten	0,01—0,04	langlebig
Kleinreaktor (ohne Abschirmung)	0,003	sehr langlebig
Radionuklid-Batterien	0,15	einige Jahre

[1] Unter Ausschluß unvorhersehbarer Störfaktoren

Echo 2 – der zweite passive Relaissatellit

KARL-HEINZ NEUMANN

Am 25. Januar 1964 erfolgte der Start des schon für fast ein halbes Jahr vorher angekündigten zweiten passiven Relaissatelliten. Sein Vorgänger, Echo 1, war am 12. August 1960 von Cape Canaveral aus mit einer Thor-Delta-Rakete auf seine Bahn gebracht worden und umkreist seither als ein optisch sehr oft zu beobachtendes und auffälliges Objekt unsere Erde. Mit dem nun gestarteten zweiten Echo-Satelliten sollen die damals begonnenen Experimente und Untersuchungen fortgesetzt und auch erweitert werden. Es mag deshalb lohnend erscheinen, diese beiden Satelliten miteinander zu vergleichen, wobei naturgemäß über die Ergebnisse der Funkübertragung bei Echo 1 bedeutend mehr Angaben vorliegen, da das Experiment Echo 1 schon seit Jahren als abgeschlossen gelten darf.

Als erstes sei besonders hervorgehoben, daß über den Ballonsatelliten Echo 2 auf Grund einer Übereinkunft zwischen der Sowjetunion, der USA und England gemeinsam Experimente der Funkübertragung ausgeführt worden sind und, wie es scheint, zum gegenwärtigen Zeitpunkt auch noch ausgeführt werden. Die Experimente mit Echo 2 stellen einen Teil des Abkommens über die Zusammenarbeit bei der friedlichen Erforschung des Kosmos vom Juni 1963 dar.

Eine weitere Besonderheit sei ebenfalls erwähnt. Über dieses Abkommen hinaus wurden von sowjetischen Beobachtungsstationen aus auch optische, speziell fotografische Beobachtungen von Echo 2 ausgeführt. Die Ergebnisse sind der NASA übermittelt worden. In Kommentaren dazu äußerten Vertreter der NASA, daß diese fotografischen Beobachtungen sich fotometrisch auswerten lassen. Das ist besonders deswegen interessant, weil diese fotografischen Aufnahmen größtenteils während des ersten Erdumlaufs gewonnen worden waren. Zu diesem Zeitpunkt hatte Echo 2 noch nicht seine volle Größe erreicht. Das weiter unten zu beschreibende System des „Aufblasens" des Ballons war noch in Tätigkeit. Die fotografischen Aufnahmen von Echo 2 wurden in mittleren und südlichen geografischen Breiten der Sowjetunion gewonnen. Bei den weiter nördlich gelegenen sowjetischen Observatorien verhinderten Wolken das Fotografieren des Satelliten während seiner ersten Umläufe.

Bezüglich der für beide Satelliten vorgesehenen Bahndaten gibt es beträchtliche Unterschiede. Während bei Echo 1 eine kreisähnliche Bahn in rund 1600 km Höhe bei einer Bahnneigung von rund 47 Grad geplant war, sollte bei Echo 2 eine kreisähnliche Bahn in 1300 km Höhe mit rund 82 Grad Bahnneigung erreicht werden. Tatsächlich hatten die anfänglichen Bahnen dieser beiden Satelliten folgende Werte:

	Echo 1	Echo 2
Umlaufzeit	$p = 118^m3$	$p = 109^m0$
Bahnneigung	$i = 47°22$	$i = 81°5$
Perigäum	$h_p = 1528$ km	$h_p = 1030$ km
Apogäum	$h_a = 1690$ km	$h_a = 1310$ km

Als Startort für Echo 2 wählte man die Air Force Base in Vandenberg, Californien; vermutlich vor allem deshalb, weil eine relativ hohe Bahnneigung vorgesehen war. Als Trägerrakete diente nicht wie bei Echo 1 die Thor-Delta-Kombination, sondern die leistungsfähigere Thor-Agena, da die Masse von Echo 2 größer als jene von Echo 1 ist. Sie beträgt gegenüber den 61 kg von Echo 1 242 kg.

In der Größe unterscheidet sich Echo 2 um rund 10 Meter von seinem Vorgänger. Während der anfängliche Durchmesser von Echo 1 30,5 Meter betrug, macht der von Echo 2 etwas über 40 Meter aus. Die Ballonhülle besteht bei Echo 2 ebenfalls aus Mylar-Kunststoff-Folie von ungefähr 0,009 mm Stärke; sie ist mit einer Aluminiumschicht von 0,0045 mm bedampft. Die größere Masse von Echo 2 kommt vor allem durch die neuartige Anlage zur vollständigen Entfaltung und zur Versteifung der Ballonhülle zustande.

Bei Echo 1 glaubte man noch, die Ballonhülle durch die in ihr enthaltene restliche Luft voll entfalten und durch Beimengung geringer Mengen von Chemikalien dafür sorgen zu können, daß ihre „pralle" Form erhalten bleibt. Aber schon bei den ersten Umläufen von Echo 1 ergaben sich mitunter Störungen in den übertragenen Signalen. Die einzige Erklärung war, daß die Ballonhülle nicht vollständig aufgeblasen wurde, ihre Oberfläche also nicht einer idealen Kugel entsprach. Bei dem verwendeten Verfahren mußte eine — wenn auch geringe — Faltigkeit der Oberfläche zurückgeblieben sein. Erst nach einigen Tagen verschwanden diese anfänglichen Störungen. Das Verdampfen der in dem Satelliten enthaltenen chemischen Substanzen mußte also erst nach einigen Tagen zu einem vollständigen Aufblasen der Satellitenhülle geführt haben.

Bei Echo 2 war die Anfangsphase der Entfaltung die gleiche wie bei Echo 1. Durch das Auseinandersprengen der beiden Hälften des Ballonbehälters (der bei Echo 2 im Gegensatz zu Echo 1 nicht kugelförmig, sondern etwa halbkugelförmig war) wurde die Ballonhülle von Echo 2 herausgerissen. Der Ballon war in 17 Segmente gefaltet. Im Inneren der Ballonhülle befanden sich 72 kleine gefaltete Plastikbeutel, die Platten aus Pyrasol enthielten. Diese Pyrasolplatten haben die Eigenschaft, bei Erwärmung zu verdampfen. Die Anordnung der einzelnen Beutel an der Innenseite des Ballons war genau bestimmt. Der Ballon begann sich durch die in ihm noch enthaltenen Luftreste zu entfalten. Danach wurden die einzelnen Beutel mit den Pyrasolplatten nacheinander der Erwärmung durch die Sonne ausgesetzt. Die Innenseite dieser Beutel war perforiert und mit einer dünnen Wachsschicht bedeckt. Durch das Abschmelzen dieser Wachsschicht konnte das gasförmige Pyrasol in das Innere des Ballons entweichen. Dieses Gas bewirkte etwa während des Zeitraumes der ersten Erdumkreisung die vollständige Entfaltung der Ballonhülle. Da die aufgefalteten Beutel bei Erwärmung starr werden, versteifte sich die Ballonhülle. Man hoffte, durch diese Gasfüllung dafür zu sorgen, daß auch nicht die kleinste Falte in der Ballonhülle zurück bleibt und nahm ferner an, daß der Gasdruck im Inneren von Echo 2 für längere Zeit größer sein werde als bei Echo 1. Wie aber aus den bisher veröffentlichten Berichten der NASA hervorgeht, waren bereits während der ersten Umläufe beträchtliche Druckverluste im Inneren des Ballonsatelliten Echo 2 festzustellen. Es trat also schon anfangs ein Entweichen der Gasfüllung auf.

Wie auch aus Pressemeldungen zu entnehmen war, glaubte man zu Beginn ein Faltigwerden der Ballonhülle von Echo 2 zu beobachten. Diese Meldungen beruhten auf Radarbeobachtungen, durch die eine nicht gleichmäßige Reflexionsfähigkeit der Ballonhülle festgestellt worden war. Nach den optischen Beobachtungen dagegen lagen keinerlei Helligkeitsverluste oder irgendwelche Helligkeitsschwankungen vor. Diese Tatsache ließ Zweifel daran aufkommen, ob die nicht gleichmäßigen Radarreflexionen tatsächlich auf ein Faltigwerden der Ballonhülle zurückzuführen sind. Die ungleichmäßige Reflexion von Radarsignalen kann auch durch Interferenz entstehen. Anfänglich konnten Funksignale sowohl von dem Ballon als auch von den sich in nicht großer Entfernung bewegenden beiden Hälften des Ballonbehälters reflektiert werden. Möglich wäre ferner, daß das aus dem Ballon entwichene Gas als Reflexionsmedium diente. Auch durch dieses Gas konnten Interferenzerscheinungen auftreten, die eine ungleichmäßige Reflexion der Radarsignale von der Ballonhülle vortäuschten.

Die ersten Experimente mit Echo 2 wurden kurz nach dem Erreichen seiner Umlaufbahn ausgeführt. Zwischen dem Air Development Center in Rome N. Y. und der Ohio State University in Columbus gelang es erstmalig, Sprechfunkübertragung herzustellen. Datenübermittlung fand anfänglich zwischen Collins Radio-Corporation in Dallas, Texas, und der Navel Research Laboratory Station Stump Neck Md. statt. Beide Experimente sollen erfolgreich verlaufen sein.

Bereits Anfang Februar 1964 begannen die ersten Versuche der Nachrichtenvermittlung über Echo 2 zwischen dem britischen Radio-Observatorium Jodrell Bank und der sowjetischen Station Simenki bei Gorki. Im Verlauf des Februars gelang es auch, zwischen den beiden Stationen Bildfunkübertragungen auszuführen. Damit scheint das Experiment mit Echo 2 bedeutend erfolgreicher zu verlaufen als die ersten Versuche mit seinem Vorgänger.

In zweifacher Hinsicht gab es bei Echo 1 große Schwierigkeiten: erstens gelang es bei fast allen Versuchen der Signal- oder Nachrichtenübermittlung nur unter großen Bemühungen, sowohl die Sende- als auch die Empfangsantennen exakt nach dem Satelliten auszurichten; zweitens wurden die Experimente mit Echo 1 behindert durch das Faltigwerden seiner Oberfläche. Wie schon erwähnt, verbesserte sich dann nach dem anfänglichen Faltigwerden die Oberflächenstruktur von Echo 1. Im Laufe der weiteren Zeit ergab sich jedoch trotzdem ein stetiger Abfall der empfangenen Signale um einige db. Bereits Mitte Mai 1961, als sein Durchmesser wahrscheinlich schon auf etwa 20 Meter zusammengeschrumpft war, traten selbst bei Radarsignalen sehr starke Fadings auf. Die Übertragungen von Sprache waren nur noch bis Ende Mai 1961 möglich. Die Qualität war im letzten halben Jahr der Übertragungsmöglichkeit schon sehr schlecht.

Wie aus späteren Veröffentlichungen zu ersehen ist, war eine wirklich exakte und einwandfreie Übertragung auf 960 MHz eigentlich nur während der ersten 11 Tage möglich. Danach traten bereits die ersten Fadings auf oder auch kurzzeitige starke Intensitätszunahmen der Signale. Diese kurzzeitigen Verstärkungen sind darauf zurückzuführen, daß einzelne Stellen der Oberfläche des faltigen Satelliten stärker reflektierten als eine Kugeloberfläche. Ein Stärkerwerden der Szintillation machte schließlich alle weiteren Experimente unmöglich.

Die endgültige Auswertung der Funkübertragungsversuche des ersten dreiviertel Jahres ergab, daß 90 Prozent aller Fehler auf eine ungenaue Ausrichtung der Sende- und Empfangsantennen zurückzuführen waren. Nachdem es anfangs wegen der Abweichungen der erreichten Bahn von der vorhergesehenen nicht möglich war, das für diesen Zweck entwickelte Nachführungssystem der Antennen einzusetzen, war man zur optischen und Radarnachführung übergegangen. Man benutzte optische und Radarhilfsmittel zur ständigen Kontrolle des nach den vorausberechneten Ephemeriden arbeitenden automatischen Nachführungssystems. Dadurch aber, daß die Satellitenbahn gegenüber den vorausberechneten Ephemeriden schon wenige Monate nach dem Start Abweichungen von mehr als einem Grad aufwies, waren auch diese Nachführungshilfen nicht immer erfolgreich einzusetzen.

Der Grund dafür, daß die Vorausberechnung der Flugbahn dieses Satelliten so schwierig war, ist darin zu suchen, daß die Angaben über die Luftdichte und ihre Variationen im Bereich von 1000 bis 1600 km Höhe zum damaligen Zeitpunkt noch sehr unsicher waren. Wir müssen ferner bedenken, daß 1960/61 noch eine beträchtliche Sonnenaktivität herrschte. Es ist bekannt, daß die Luftdichte in über 1000 km Höhe bei Sonneneruptionen sich bis um den Faktor 10 verändern kann. Ein Ballonsatellit wie Echo 1 ist aber ein sehr empfindlicher Indikator für Luftdichteveränderungen. Zum anderen bewirkt auch der Strahlungsdruck der Sonne eine sehr beträchtliche Bahnänderung. Die extremen Höhenänderungen sind vor allem auf den Strahlungsdruck der Sonne zurückzuführen. Man beobachtet seither ein weiteres Absinken des Perigäums.

Die oben erwähnten Hauptschwierigkeiten des Experimentes mit Echo 1 scheinen überwunden zu sein. Wir dürfen mit Interesse auf die endgültige Auswertung der Experimente der Funkübertragung mit Echo 2 warten.

USA-Raketen-Budget

HORST HOFFMANN

Es ist eine Eigenart des amerikanischen Budgets, daß es vom 1. Juli des laufenden Jahres bis zum 30. Juni des folgenden Jahres reicht. Das USA-Haushaltsjahr 1964 läuft also vom 1. Juli 1963 bis zum 30. Juni 1964.

Für Raketenentwicklungen, Raketenproduktion und Raumflugprojekte sollen in diesem Haushaltsjahr 18,62 Milliarden Dollar zur Verfügung gestellt werden. Das macht etwa 20 Prozent des gesamten Haushalts-Budgets der USA aus.

Das Bild wird aber erst vollständig, wenn man gegenüberstellt, wieviel von den 18 623 700 000 Dollar für militärische und wieviel für nichtmilitärische Zwecke ausgegeben werden. Nach den bekanntgegebenen Zahlen sind für militärische Zwecke vorgesehen:

Ankauf von Raketen	4 108 000 000 Dollar
Raketenentwicklung	2 227 000 000 Dollar
Betriebskosten	1 500 000 000 Dollar
Konstruktion von Startplätzen	650 000 000 Dollar
Polaris-Boote	702 300 000 Dollar
Raumfahrt	1 667 600 000 Dollar
	14 854 900 000 Dollar

Das bedeutet also, daß fast 80 Prozent der Ausgaben für die Entwicklung der Produktion von Raketen in den USA direkt militärischen Zwecken dienen. Hinzu kommen noch die Projekte, die indirekt der Raketenaufrüstung der USA dienen. Insgesamt werden im Haushaltsjahr 1964 2,4 Milliarden Dollar mehr ausgegeben, als für die Raketen- und Raumfahrtentwicklung im Haushaltsjahr 1963.

Die Erhöhung des NASA-Budgets kommt vor allen Dingen dem Apollo-Projekt zugute. Das ist das Programm der USA für die bemannte Mondlandung. Gemeinsam mit dem Gemini-Projekt (Zweimann-Raumkapsel) soll es 3,8 Milliarden Dollar erhalten.

Von Präsident Kennedy wurde die Mondlandung als „nationale Aufgabe" der amerikanischen Nation proklamiert. Nach den Plänen der NASA ist mit der Landung auf dem Mond frühestens 1968 zu rechnen. Der amerikanische Präsident hat verschiedentlich erklärt, daß die Regierung diese „nationale Aufgabe" bis spätestens 1970 verwirklicht haben will.

Bei der Diskussion um das Weltraum-Budget drohte Präsident Kennedy dem Kongreß, daß im Falle einer Kürzung der Mittel „Amerika im Weltraum ständig Zweitbester bleiben würde".

Der Geschäftsführer der NASA, James E. Webb, warnte, daß jeder größere Abstrich am Haushalt der NASA das Erreichen des „nationalen Ziels" – die Landung des Menschen auf dem Mond vor dem Ende dieses Jahrzehnts – vergrößern würde.

Der Direktor der Abteilung für bemannten Raumflug bei der NASA, Dr. Brainerd Holmes, erklärte vor dem Kongreßunterausschuß, daß durch die Weigerung der Regierung, den Kongreß im Herbst 1962 um zusätzliche Mittel für die NASA zu bitten, die Projekte für die bemannte Raumfahrt bereits um fünf Monate verzögert worden seien.

In den USA wurde daran Kritik geübt, daß die Projekte der bemannten Raumfahrt ein absolutes Vorrecht genießen, dagegen unbemannte Flugprojekte so behandelt werden wie alle übrigen Forschungsprogramme auch. Außerdem wird kritisiert, daß das Apollo-Projekt zu sehr auf Kosten anderer Raumflugunternehmen forciert wird. Viele Fachleute sind der Meinung, daß die 306 Millionen Dollar, die 1964 für das Gemini-Projekt zur Verfügung stehen, unzureichend sind.

Das Merkur-Programm, dem alle bisherigen amerikanischen Weltraumflüge entstammen, ist im neuen Haushaltsplan nur noch mit Personal- und Betriebskosten enthalten.

Das Gemini-Projekt soll der Nachfolger des Merkur-Programms werden. Ursprünglich sollte der erste Flug einer Zweimann-Raumkapsel noch 1963 stattfinden. Inzwischen wurde der Start aber auf das Jahr 1964 verschoben.

Für die Entwicklung und den Start kleinerer Forschungsraketen sind im NASA-Budget 26,8 Millionen Dollar vorgesehen. Für die Pioneer-Serie sind 15 Millionen Dollar geplant. Diese Raumflugkörper dienen der Erforschung des interplanetaren Raumes und der Sonne. Für biologische Satelliten sind 25 Millionen Dollar veranschlagt. Mit Hilfe dieser Satelliten sollen Tiere, Bakterien u. a. für längere Zeit auf Umlaufbahnen um die Erde gebracht werden. 100 Millionen Dollar sind für das Mariner-Programm vorgesehen. 90 Millionen Dollar sollen für 14 Ranger-Flüge ausgegeben werden. Dieses Projekt dient dem Erreichen einer interplanetaren Bahn in der Nähe Erde – Mond, der harten Landung auf dem Mond und schließlich dem Fotografieren unseres natürlichen Trabanten. 28 Millionen Dollar sind für das Mondforschungsgerät Surveyor-B vorgesehen. Das erste Exemplar dieser Serie soll 1964 auf eine Umlaufbahn um den Mond gebracht werden. 90 Millionen Dollar sind für das Mondlandegerät Surveyor-A veranschlagt. Mit diesem Gerät soll der Mond 1965 zum ersten Mal erreicht werden. 40 Millionen Dollar sind für eine weiterentwickelte Version des Syncom-Satelliten investiert worden. Diese Satelliten umkreisen in einer Höhe von 35 800 Kilometern die Erde. Bei dieser Umlaufbahn entspricht ein Satellitenumlauf einer Erdumdrehung. Der Satellit bleibt also über einem bestimmten Punkt der Erde „stehen". Zugunsten dieses Projektes wurden andere Programme auf dem Sektor der Nachrichten-Satelliten stark gekürzt. So werden für das Projekt Relay nur noch knapp zwei Millionen Dollar veranschlagt. Für das Projekt Rebound, einen passiven Kommunikations-Satelliten, sind keinerlei Mittel mehr enthalten.

Dabei muß jedoch bemerkt werden, daß das Pentagon fast alle Kommunikations-Satelliten mit niedrigen Umlaufbahnen in die Hände der Luftwaffe gelegt hat.

Für Wetter-Satelliten sind vorgesehen:

Für vier Nimbus-Satelliten 43,8 Millionen Dollar, für drei Tiros-Satelliten 7,2 Millionen Dollar, für Voruntersuchungen über Navigations-Sateliten 1 Million Dollar, für die Entwicklung eines Satelliten zur Erforschung von Mikrometeoriten 5,2 Millionen Dollar, für unbemannte Satelliten-Observatorien für geophysikalische, solare und astronomische Forschung (OGO, OSO und OAO) 132 Millionen Dollar.

Die Mittel für die Entwicklung und Produktion der Saturn I sind im neuen Budget gekürzt worden und betragen nur noch 131,6 Millionen Dollar. Dafür wurden die Mittel für die Saturn I-B auf 68,6 Millionen Dollar erhöht (1963): 18 Millionen Dollar). Für die Saturn V stehen 733 Millionen Dollar zur Verfügung. Für die Entwicklung der Centaur-Rakete werden 110,7 Millionen Dollar, für die Oberstufe der Saturn RIFT (Reactor-In-Flight-Test), die durch Kernenergie betrieben wird, stehen 12 Millionen Dollar für die Entwicklung zur Verfügung. Das Nerva-Programm, das sich mit Raketenmotoren, die durch Kernenergie betrieben werden, beschäftigt, soll 60 Millionen Dollar erhalten.

Interessant ist, daß für die in der Öffentlichkeit viel gepriesene Nova-Rakete und für eine bemannte Raumstation keinerlei Mittel vorgesehen sind.

Die Grunderscheinungen und Anwendungsmöglichkeiten der Polarisation von Lichtstrahlen

Ing. MAX RÖTSCH

Die Polarisationserscheinungen des Lichtes wurden schon frühzeitig von berühmten Physikern erkannt. Bereits Isaak Newton schloß aus Beobachtungen, die Huygens an zwei hintereinander geschalteten Kalkspatkristallen gemacht hatte, auf eine Seitlichkeit des Lichtes. In Anlehnung an seine Anschauungen wurde später von E. L. Malus (1775–1812), der als eigentlicher Entdecker der Polarisation des Lichtes anzusehen ist,

der Name „Polarisation" geprägt, nach der Vorstellung, daß die von der Lichtquelle ausgestrahlten Lichtkörperchen „polar", d. h., wie kleine Magnete mit Polen beschaffen seien. Malus beobachtete, als er im Jahre 1808 eines Abends durch einen Kalkspat nach den Fenstern des Palais Luxembourg in Paris sah, daß bei einer bestimmten Stellung des Kalkspates nur e i n Bild — Kalkspat heißt auch Doppelspat, da er zwei Bilder zeigt — zu sehen war. Er wiederholte seine Versuche mit anderen Lichtquellen, deren Licht an Glasplatten und an Wasser gespiegelt wurde. Er schloß hieraus ebenfalls auf eine Seitlichkeit des Lichtes. Fresnel und Arago stellten aufgrund von Versuchen fest, daß zwei zueinander senkrecht polarisierte Lichtstrahlen nicht miteinander interferieren können. Hieraus zog Fresnel (1821) den Schluß, daß Schwingungen des Lichtes transversaler Natur sein müssen. Er fand auch, daß transversale Schwingungen und Schwingungen sehr verschiedener Art, z. B. elliptische, zusammengesetzt werden können. Er begründete die Lehre von der Zirkularpolarisation und erklärte damit die Drehung der Polarisationsebene des Lichtes im Quarz. Ferner erläuterte er die Doppelbrechung durch die nicht kugelförmige Wellenfläche des Lichtes.

Die außerordentliche Bedeutung der Entdeckung der Polarisationserscheinungen besteht darin, daß damit der transversale Charakter der Lichtbewegung festgestellt wurde. Zur Erklärung des geschilderten Verhaltens des polarisierten Lichtes muß man annehmen, daß, in der Richtung des Lichtstrahles gesehen, eine seitliche Verschiedenheit vorhanden ist, daß also die periodischen Änderungen, aus denen das Licht besteht, in einer bestimmten Ebene verlaufen, die durch die Richtung des Lichtstrahles und eine Rjchtung senkrecht zu ihm gegeben ist. Eine solche senkrecht zur Fortpflanzungsrichtung stattfindende Schwingung, in der die Änderung ähnlich erfolgt, wie bei Teilchen eines schwingenden Seiles, nämlich senkrecht zur Fortpflanzungsrichtung der Wellenbewegung, ist aber eine transversale Schwingung. Das „natürliche Licht" erweist sich als nicht polarisiert. Dagegen sind die einzelnen Wellenzüge, aus denen das natürliche Licht besteht, polarisiert. Wie uns bereits Fresnel in seinen klassischen Versuchen gezeigt hat, sind kohärente (zusammenhängende) Wellenzüge nur dann interferenzfähig, wenn sie die gleiche Polarisationsrichtung haben.

Wie bereits oben erwähnt, unterscheidet man natürliches und polarisiertes Licht. Bei natürlichem Licht pflegen sich die Strahlen in allen möglichen Richtungen im Raum senkrecht zur Fortpflanzungsrichtung auszubreiten. Beim polarisierten Licht erfolgen die Strahlungsschwingungen nur in einer einzigen Ebene, und zwar in der Schwingungsebene. Mit bloßem Auge läßt sich das natürliche Licht vom polarisierten nicht unterscheiden. Durch geeignete Mittel läßt sich allerdings natürliches Licht in polarisiertes Licht verwandeln und nachweisen.

Natürliches Licht kann sowohl durch bestimmte Reflexion als auch durch Brechung in gewissen Medien polarisiert werden. Durch Reflexion erhält man polarisiertes Licht, wenn natürliches Licht auf eine Kronglasplatte, z. B. auf einen gewöhnlichen Spiegel oder eine Fensterscheibe unter einem Einfallswinkel von 55 Grad einfällt. Beim Einfall des Lichtes wird der parallel zur Einfallsebene schwingende Teil des Lichtes vollständig in das Medium eindringen und nur ein Teil des senkrecht zur Einfallsebene schwingenden Lichtes wird gespiegelt. Dieses reflektierte Licht des einfallenden Lichtbündels ist polarisiertes Licht. Damit der Leser sich selbst einmal in der Natur von dieser interessanten Lichterscheinung überzeugen kann, sei hier ein Beispiel erwähnt: Steht die Sonne 37 ° hoch, so fällt das Sonnenlicht auf eine ruhende Wasserfläche unter dem Einfallswinkel von 53 °. In diesem Falle wird das gespiegelte Licht vollständig polarisiert. Betrachtet man die Wasserfläche nach der Spiegelung mit einer entsprechend gehaltenen Glasplatte, so wird das Blendlicht unterdrückt und man kann durch die Wasserfläche hindurchsehen; selbstverständlich muß man verhindern, daß man durch die Platte hindurch störendes Licht erhält. Man wird sie also schwarz hinterlegen oder schwarzes Glas verwenden. In gleicher Weise kann man die Spiegelung an Glas (Fenstern, Brillen usw.) unterdrücken. Dies ist besonders bei photographischen Aufnahmen erwünscht. Es gibt noch eine Reihe anderer Möglichkeiten, polarisiertes Licht

zu erzeugen. Eine klassische Methode ist die Anwendung eines Nicol'schen Prismas. Alle Vorrichtungen, mit denen man polarisiert, bezeichnet man als Polarisationsapparate. Sie bestehen aus zwei Teilen, dem Polarisator und dem Analysator. Mit dem ersteren, z. B. der ersten Glasplatte in dem vorher beschriebenen Versuch, wird das Licht polarisiert, mit dem Analysator dagegen wird der Polarisationszustand des Lichtes festgestellt und nachgewiesen. Man nennt beide Teile – Polarisator und Analysator – g e k r e u z t, wenn das Licht die ganze Anordnung mit dem kleinsten Wert der Lichtstärke, p a r a l l e l, wenn das Licht den Analysator mit dem größten Wert der Lichtstärke verläßt. Diese ist im ersten Falle gleich Null, wenn die beiden Teile des Polarisationsapparates das Licht vollständig polarisieren. Bilden die Polarisationsebenen einen von 0 °–90 ° verschiedenen Winkel miteinander, so wird das im Polarisator polarisierte Licht durch den Analysator nur teilweise hindurchgelassen. Beträgt die Intensität bei parallelen Polarisatoren i_0, und schließen die beiden Polarisatoren den Winkel φ miteinander ein, so ist, wie Malus zuerst zeigte, die Intensität i des den Analysator verlassenden Lichtes

$$i = i_0 \cos^2\varphi.$$

Das auf den Analysator auftreffende Licht wird nach dem Parallelogrammgesetz in zwei Komponenten zerlegt. Da die Lichtstärke (als Energie) dem Quadrat der Schwingungsweite proportional ist, folgt die quadratische Abhängigkeit.

Die Tatsache, daß die vollkommenste Polarisation durch Reflexion (und ebenso durch Brechung) bei einem ganz bestimmten Winkel – bei Glas bei 55 ° – eintritt, der aber bei verschiedenen Stoffen verschieden ist, läßt vermuten, daß zwischen der Brechzahl n und dem Polarisationswinkel eines Körpers (Medium) eine einfache Beziehung besteht. Diese ist von David Brewster (1781–1868) aufgefunden worden. Sie lautet:

Der Polarisationswinkel ist dadurch bestimmt, daß der gebrochene und der reflektierte Teil des auffallenden Lichtstrahles einen rechten Winkel miteinander einschließen.

Wenn der Lichtstrahl unter dem Polarisationswinkel α auf die Grenzfläche des brechenden Stoffes, dessen Brechungsverhältnis $\frac{n'}{n}$ ist, fallen soll, so muß der reflektierte Teil auf dem gebrochenen Strahl senkrecht stehen. Wenn das der Fall ist, bestehen zwischen dem Polarisationswinkel α und den diesem Winkel entsprechenden Brechungswinkel α' zwei Gleichungen, und zwar:

1. das Brechungsgesetz $n \cdot \sin \alpha = n' \cdot \sin \alpha'$
2. die Beziehung $\alpha + \alpha' = 90\,°$

(α = Polarisationswinkel, α' = Brechungswinkel)

Aus diesen Gleichungen folgt: $\sin \alpha = \frac{n}{n'} \cdot \sin (90 - \alpha = \frac{n'}{n} \cos \alpha'$, und dann $\operatorname{tg} \alpha = \frac{n'}{n}$

Schließlich wären noch die von dem VEB Carl Zeiss Jena gefertigten Bernotare (Polarisationsfilter) zu erwähnen, die eine ausgezeichnete Leistung sowohl in der Mikroskopie als auch in der Photographie vollbringen. Zwischen zwei Glasplatten ist eine Kristallschicht eingelegt. Es sind also Polarisations-Filterscheiben, die in verschiedenen Größen hergestellt werden können. Neuerdings werden auch sogenannte Polarisationsfolien verwendet.

Der Verfasser hat bei seinen Untersuchungen von Kristallen ganz besonders gute Erfahrungen mit Zeiss-Bernotaren gesammelt. Es wurde eine kaum zu überbietende Farbsättigung wie auch Farbenpracht erzielt.

Geometrische und Wellenoptik in der Astronomie

Die Entwicklung der achromatischen Fernrohrobjektive

Ing. MAX RÖTSCH

Fortsetzung 3

Natürliches Licht, wie es die Sonne täglich auf unsere Erde sendet, weist je nach seinem Einfallswinkel eine Reihe von sogenannten Symmetriefehlern auf. Schalten wir in den Strahlengang des natürlichen Lichtes ein anderes Medium, z. B. eine Glaslinse, ein, so entstehen als Folge dieser Symmetriefehler sowohl beim Aufprall wie während des Durchdringens des Mediums Abbildungsfehler — Öffnungsfehler, Astigmatismus, Koma —, die im vorangegangenen Artikel näher erörtert wurden. Dabei war allerdings die Voraussetzung gegeben, daß jedem Medium, welches die Lichtstrahlen durchbrechen, ein bestimmter Brechungsindex (Brechzahl) zukommt. Bekanntlich ist der Brechungsindex eines Mediums eine Funktion der Wellenlänge, d. h., der Farbe des Lichtes. Diese physikalisch-optische Beziehung öffnet uns das Tor zu einem sehr bedeutungsvollen und interessanten Gebiet: der Chromasie, das heißt, der optischen Farbenlehre (Spektroskopie). Die Erschließung dieses Wissensgebietes ist sehr eng mit der Entwicklung der achromatischen Fernrohrobjektive verknüpft. Es lohnt sich daher, einen kurzen Blick in die Geschichte der Fernrohre, in Sonderheit der Fernrohrobjektive, zu werfen.

Die Farbenlehre Isaak Newtons

Wie so oft in der Geschichte der Wissenschaft gibt ein Irrtum oder eine falsche Lehre den Anstoß zu einer oft bedeutenden Entdeckung auf anderen Gebieten. So gab beispielsweise Newtons falsche Farbenlehre den ersten Anstoß zur Erfindung des für die spätere Zeit so wichtigen achromatischen Fernrohrobjektivs. Ebenso veranlaßte dieser Irrtum Newton selbst, von der Weiterentwicklung des Linsenfernrohres abzuschweifen und einen Ausweg zu suchen: er fand das Spiegelteleskop.

Newton hatte an Hand eines Experiments gezeigt, daß nach seiner Ansicht der Farbfehler der optischen Linsen Schuld daran ist, daß man den Linsenfernrohren so große Baulängen geben muß. Gleichzeitig hatte Newton behauptet, daß es unmöglich sei, den Farbfehler zu beseitigen, gleichgültig was für eine Linsenkombination man auch wählen möge, denn immer sei mit einer Brechung eine Farbenzerstreuung verbunden. Wie kam es zu diesem Irrtum des großen und bedeutenden Physikers? Newton hatte bei seinem Experiment ein prismatisches Gefäß mit Wasser gefüllt und in das Wasser ein Prisma gestellt. Ließ er ein Bündel Sonnenstrahlen durch das Prisma fallen, so erfuhren sie eine Ablenkung, wenn entweder die Ablenkung durch das Glasprisma oder die durch die Wasserprismen überwog. Waren beide Ablenkungen gleich, so ging der Lichtstrahl durch die ganze Anordnung ohne Ablenkung hindurch. Newton stellte fest, daß bei seinem Versuch mit einer Ablenkung auch immer eine Farbenzerstreuung verbunden war. Dagegen erfuhr der Lichtstrahl keine Farbenzerstreuung, wenn er ohne Ablenkung die Prismen durchsetzte. Er schloß daraus, daß Brechung und Farbenzerstreuung voneinander abhängen und für alle Stoffe in einem bestimmten Verhältnis zueinander stehen. Wäre also bei einem Stoff die Lichtbrechung für eine Farbe bekannt, so ließe sich diese ohne weiteres auch für jede andere Farbe angeben. Newton sagte: „Die Überschüsse der Sinus der Brechungswinkel verschiedener Strahlen über den gemeinsamen Sinus des Einfallswinkels stehen, wenn die Brechungen aus verschiedenen dichteren Mitteln in das dünnere, etwa Luft, erfolgen, zueinander in einem gegebenen Verhältnis."

Die Schlußfolgerung dürfte unrichtig sein. Das Experiment Newtons führte ganz zufällig zu diesem Ergebnis. Hätte Newton ein Prisma aus einer anderen Glasart oder statt des Wassers eine andere Flüssigkeit benutzt, so würde das Ergebnis ein anderes geworden sein.

Newton hatte nun das Problem des Farbenfehlers durch die Erfindung des Spiegelteleskopes umgangen.

Einen weiteren Anstoß zur Erfindung achromatischer Fernrohrobjektive gab wiederum ein Irrtum. Die Annahme, das menschliche Auge sei von Farbenfehlern frei, veranlaßte nämlich den Engländer Chester Moor Hall (1704—1771) eine Sammellinse aus Kronglas mit einer Zerstreuungslinse aus Flintglas zu einem achromatischen Objektiv zu kombinieren. Seine wichtige Erfindung machte Hall um 1729, also in seinem 25. Lebensjahr. Eigenartigerweise hat Hall seine Erfindung nicht veröffentlicht, er war offenbar so vermögend, daß ihm an einer wirtschaftlichen Ausnutzung seiner Erfindung wenig lag. Mit dieser Erfindung wäre schon damals eines der größten Probleme in der Entwicklung der Fernrohre gelöst gewesen, wenn der Erfinder die Öffentlichkeit damit bekannt gemacht hätte. Da dies nicht der Fall war, vergingen noch 25 Jahre, bis man achromatische Fernrohrobjektive mit größtem Erfolg einführte und ein anderer dafür Ruhm und Gewinn einsteckte. Dieser andere war der Londoner Optiker John Dollond (1706—1761). Er war wohl einer der fähigsten und unternehmendsten Optiker jener Zeit. Dollond begann 1753 das Problem der Achromasie zu lösen. Den Anstoß hierzu gab eine Veröffentlichung des berühmten Schweizer Mathematikers Leonhard Euler (1707—1783). Dollond kam jedoch erst zu einem Erfolge, als er Verbindung mit dem berühmten schwedischen Mathematiker und Astronom Samuel Klingenstierna (1698—1765) aufnahm. Dieser Wissenschaftler war ebenso wie Dollond durch die Eulersche Abhandlung auf das Problem der achromatischen Linsen gelenkt worden. Klingenstierna studierte eingehend den Verlauf von Lichtstrahlen durch Prismenkombinationen aus verschiedenen Materialien mit dem Ergebnis, daß Newtons Dispersionsgesetz unrichtig sei und nur bei sehr kleinen Prismenwinkeln nach dem Versuch von Newton aus ihm gefolgert werden könne. Diese Feststellung war in der Tat von größter Bedeutung. Dollond führte eine Reihe von Experimenten durch und stellte fest, daß sich die Ablenkung des Flintglasprismas zu der des Kronglases wie 2 : 3 verhält. Maßgebend ist das Verhältnis der Differenz der Brechzahlen für verschiedene Farben zur mittleren Brechzahl. Als mittlere Brechzahl pflegt man die Brechzahl für den Teil des Spektrums anzugeben, für den das Auge am empfindlichsten ist, nämlich den gelben Teil. Bei einem normalen Fernrohrobjektiv läßt man die Farben Rot und Blau zusammenfallen. Bezeichnen wir die Brechzahlen für diese drei Farben mit n_{gelb}, n_{rot} und n_{blau}, so wird das Verhältnis der Differenz der Brechzahlen für Rot und Blau zur mittleren Brechzahl durch den Bruch

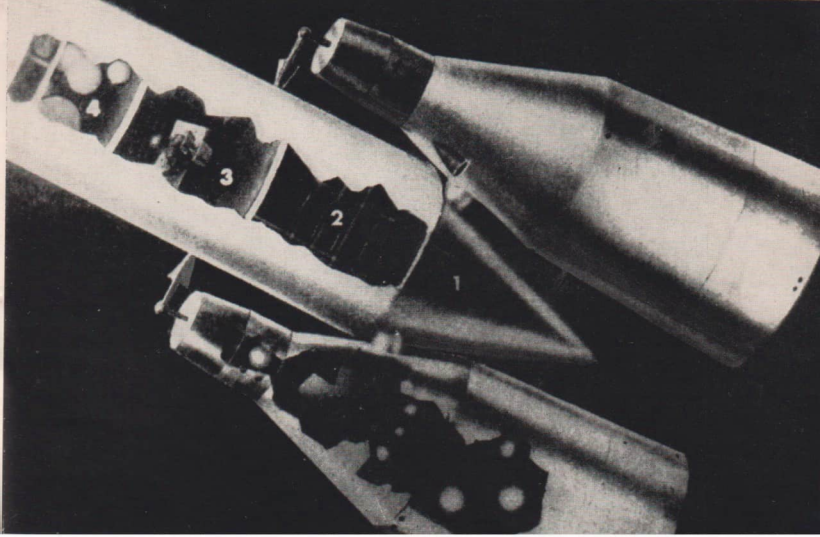
$$\frac{n_{blau} - n_{rot}}{n_{gelb} - 1}$$

ausgedrückt. Dieser Bruch ist eine für jede Glasart ganz charakteristische Größe.

Die Einführung der achromatischen Objektive war der wichtigste Schritt in der Entwicklung der Linsenfernrohre. Alle späteren Verbesserungen, so bedeutend sie auch in technischer Hinsicht sein mögen, haben am Prinzip nichts mehr geändert. Die achromatischen Objektive (der Name soll schon Anfang der sechziger Jahre des 18. Jahrhunderts von Dr. Bevis, einem Engländer, eingeführt worden sein) haben dem Fernrohrbau ein ganz anderes Gepräge gegeben. Die langen Luftfernrohre verschwanden ganz. Es entstanden wesentlich kleinere, aber dafür leistungsfähigere Instrumente.

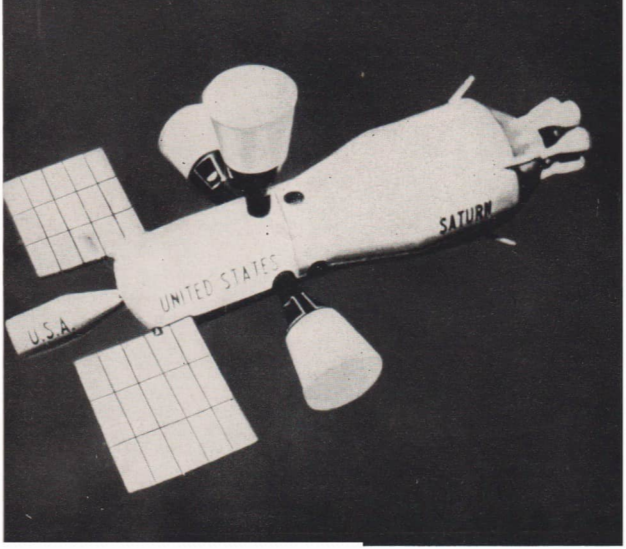
Fraunhofer und seine Zeit

Eine Wende in der Geschichte der Optik trat erst ein, als der berühmte deutsche Optiker Josef Fraunhofer nicht nur die Arbeitsverfahren bei der Herstellung optischer Gläser und Instrumente außerordentlich verfeinerte, sondern auch Theorie und Praxis



Oben: Aufbau der Grundelemente einer bemannten Raumstation aus Gemini-Kapseln.

Unten: Blick auf das Instrumentenbrett der Apollo-Kapsel.

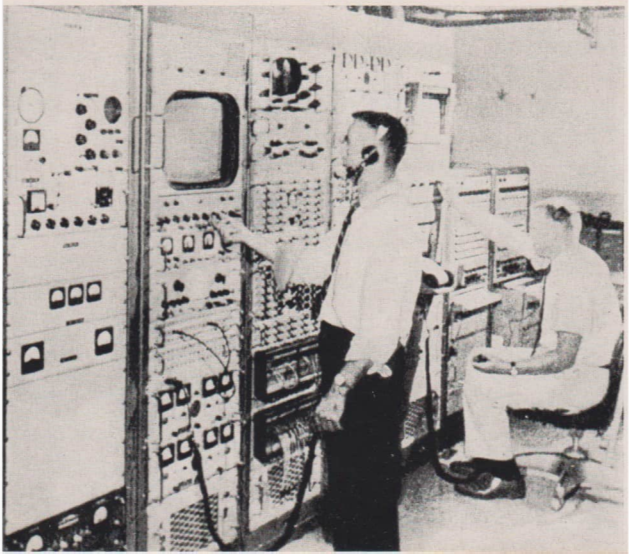


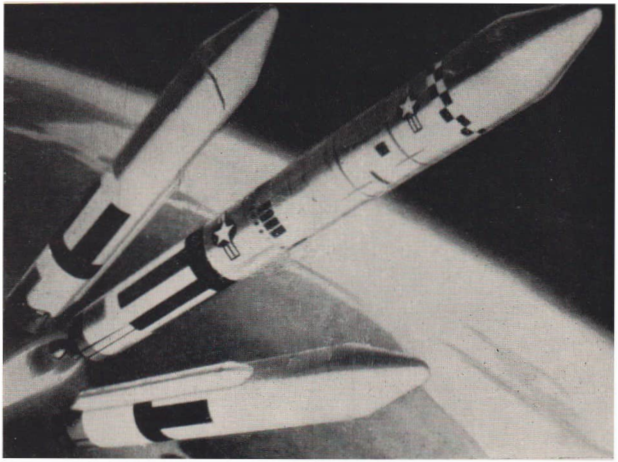
Oben: NASA-Modell einer Raumstation für 4–6 Mann Besatzung.

Unten links: Astronauten in der 3-Mann-Apollo-Kapsel (nach einer Zeichnung).

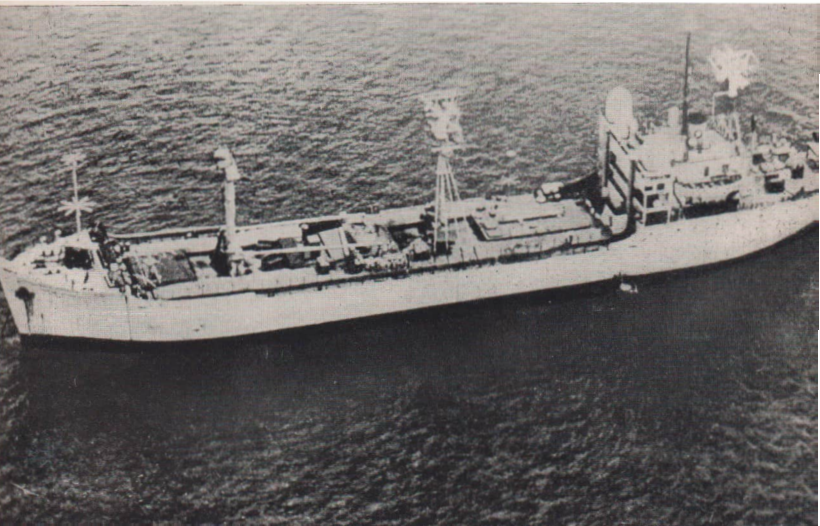
Oben rechts: Großes Radioteleskop zur Bahnverfolgung von Raumsonden.

Unten rechts: Elektronische Apparatur einer Signalempfangsstation.





Oben: Aufstiegsphase einer Titan 3, von der gerade die Feststoffbooster abgesprengt werden. Unten: Bahnverfolgungsschiff der USA-Streitkräfte.



in einer selten glücklichen Weise vereinigte. Er erkannte die große Bedeutung der optischen Meßtechnik, und aufbauend auf praktische Erfahrungen seines Mitarbeiters Louis Guinand, der Verfahrenstechnik für die Herstellung optischer Gläser. Er wandte diese Erkenntnis konsequent an. Bezüglich der Zusammensetzung der Gläser beschränkte er sich auf die Verwendung der damaligen Glasrohstoffe: Kieselsäure, Natron, Kali, Kalk, Bleioxyd und Tonerde. Dadurch waren der Entwicklung von optischen Gläsern mit neuen Eigenschaften Grenzen gesetzt. Der Pfarrer Harcourt hingegen interessierte sich um das Jahr 1840 bereits für das Studium des Zusammenhanges zwischen dem chemischen Aufbau der Gläser und deren optischen Eigenschaften. Dabei fand er — später in Gemeinschaft mit dem Physiker Stokes — wohl neue Möglichkeiten, Gläser im Laboratoriumsmaßstab herzustellen, doch besaßen die Proben nicht die erforderlichen Qualitätsmerkmale.

Es war eine „Sternstunde der Optik", als sich am 27. Mai 1879 der Chemiker Otto Schott mit der Bitte um Prüfung der optischen Eigenschaften eines von ihm erschmolzenen Lithiumglases an den Physiker Ernst Abbe in Jena wandte. Nachdem Schott in seiner 1874 in Leipzig ausgearbeiteten Dissertation: „Beiträge zur Theorie und Praxis der Glasfabrikation" darauf hingewiesen hatte, daß die Glasherstellung bisher nur sehr wenig Gegenstand wissenschaftlicher Untersuchungen gewesen sei, wollte er ein allgemeines, planmäßiges, die ganze anorganische Natur umfassendes Studium der Schmelzverbindungen beginnen. Das Interesse Schott's an einer allgemeinen Chemie der Schmelzverbindungen, die Ergebnisse der erfolgreichen optischen Untersuchungen des seinerzeit schon berühmten Physikers Ernst Abbe und das Thema der Dissertation Otto Schotts lassen erkennen, daß sich hier ein Zweierteam zusammenfand, das alle Voraussetzungen zur erfolgreichen Entwicklung, Fabrikation und Verwendung optischer Gläser besaß.

Worauf kommt es nun bei den optischen Gläsern besonders an? Tageslicht oder Glühlampenlicht kann bekanntlich in Spektralfarben zerlegt werden, die man durch Angabe der ihnen entsprechenden Lichtwellenlänge kennzeichnet. Trifft nun z. B. blaues Licht einer bestimmten Wellenlänge auf die Oberfläche eines Glaskörpers, beispielsweise einer Linse, so wird es in anderem Maße gebrochen als rotes Licht. Die Brechzahl, auch Brechungsindex genannt, ist ein Maß für den Grad dieser Brechung. Ein größerer Wert der Brechzahl bedeutet dabei, daß das Licht stärker gebrochen wird. Bei der Berechnung von Linsensystemen interessieren aber nicht nur der Wert der Brechzahl eines Glases für eine einzige Wellenlänge, sondern auch die Unterschiede der bei verschiedenen Lichtwellenlängen gemessenen Brechzahlen, die sogenannte Dispersion. Die Kenntnis dieser Größen ist bei der Korrektion gewisser Abbildungsfehler optischer Systeme erforderlich. Die Brechzahl eines Glases, gemessen bei einer bestimmten Lichtwellenlänge und eine die Dispersion kennzeichnende Größe, die „Abbe'sche Zahl" sind die vom optischen Rechner vor allem verlangten Werkstoffkonstanten.

Die Fraunhofer'schen Spektrallinien

Beobachten wir das Sonnenspektrum aufmerksam, so sehen wir darin eine große Anzahl dunkler Linien. Josef Fraunhofer stellte fest, daß sie sich immer an derselben Stelle des Spektrums befinden und bezeichnete die acht stärksten von ihnen mit den Buchstaben A bis H. Diese Linien bezeichnet man in der Optik mit Fraunhofer'sche Spektrallinien. Die Linien A, B und C liegen im Rot, die Linie D liegt im Gelb, die Linie E im Grün, die Linie F im Blau, die Linie G zwischen Indigo und Violett, die Linie H im Violett.

Jeder Fraunhofer'schen Linie entspricht eine bestimmte Wellenlänge. Beispielsweise gehört zu der im Gelb liegenden D-Linie eine Wellenlänge von 589 $m\mu$. Das ist ein reines gelbes Licht, das von glühendem Natrium ausgestrahlt wird. Man nennt daher

die D-Linie auch Natriumlinie. Wenn man die Brechzahl eines optischen Mediums bestimmt, so geschieht das in der Regel mit dem gelben Natriumlicht. Die dabei gefundene Brechzahl bezeichnet man mit dem Index D. Es bedeutet also n_D die Brechzahl eines Mediums, bezogen auf gelbes Natriumlicht.

Entsprechend bedeutet n_A die Brechzahl eines Mediums, bezogen auf die Wellenlänge des roten Lichtes, an dessen Stelle die A-Linie liegt, usw. Ist kein Index angegeben, so bezieht sich die Brechzahl n stets auf das gelbe Natriumlicht. Es ist natürlich der Wert von n_A etwas kleiner, n_H etwas größer als n_D.

Halten wir also fest: Man nennt den Unterschied der Brechzahlen eines Mediums für die Spektrallinien H und C die spezifische Dispersion, die Dispersion für die lichtstärkeren Spektrallinien zwischen C und F die mittlere Dispersion; das Verhältnis der Differenz $n_F - n_C$ zu der um 1 verminderten Brechzahl für die Linie D ist die relative Dispersion der brechenden Substanz. Man pflegt nach Abbe ihren reciproken Wert anzugeben durch

$$v = \frac{n_D - 1}{n_F - n_C}$$

Dieser Ausdruck (Abbe'sche Zahl) ist eine sehr geeignete Größe, um die für optische Systeme wesentlichen Eigenschaften eines Mediums kurz zu charakterisieren. Zum besseren Verständnis der Dispersion eines Mediums sei noch erwähnt, daß die Wirkungsweise der optischen Linsen so zu verstehen ist, als ob sie aus lauter Prismen zusammengesetzt seien (siehe Skizze S. 57, oben). Daraus folgt, daß auch Linsenkombinationen aus Kronglas und Flintglas möglich sind, die sich in bezug auf ihre Ablenkung wie einfache Linsen verhalten, aber keine Farbenfehler zeigen. Die Objektive der Fernrohre bestehen durchweg aus Achromaten.

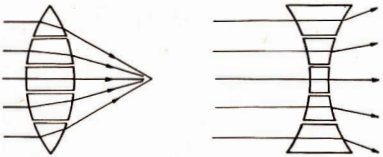
Aus folgender Tabelle ist eine kleine Übersicht zu entnehmen, die uns Farbe, Wellenlänge und Brechzahl als optische Eigenschaften eines Mediums angeben:

Farbe	Wellenlänge	Brechzahl n
Violett	410 mμ	1,5243
Blau	486 mμ	1,5171
Grün	546 mμ	1,5132
Gelb	587 mμ	1,5113
Rot	656 mμ	1,5087

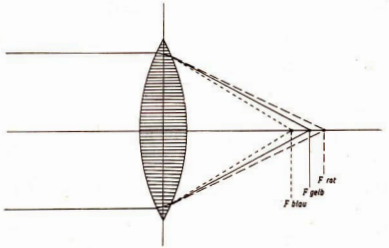
Setzt man in einer der üblichen Linsengleichungen, beispielsweise in die Halley'sche, die Brechzahl für verschiedene Farben (Wellenlängen) ein, so erhält man für jede Farbe eine andere Brennweite, und zwar ist die Brennweite proportional dem Kehrwert von (n − 1). Die roten Strahlen haben infolgedessen eine längere Brennweite als die blauen (siehe Skizze S. 57, Mitte).

Die Halley'sche Linsenformel heißt: $\frac{1}{a} + \frac{1}{a_1} = (n-1)\frac{1}{r_1} + \frac{1}{r_2}$. In dieser Formel bedeutet: a = Dingweite, a_1 = Bildweite, r_1 und r_2 = die beiden Radien und n = die Brechzahl des Mediums.

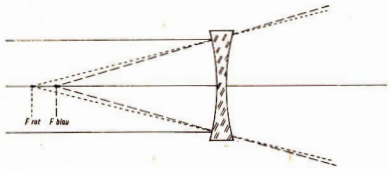
Das Verdienst, die chromatische Korrektion für die Achsen und die Randstrahlen bei einem zweilinsigen Objektiv, das für parallel einfallendes Licht benutzt werden soll, als erster aufgehoben zu haben, gebührt dem großen Gelehrten C. F. Gauss, der die Kronlinse voranstellte, während der berühmte Münchner Optiker C. A. Steinheil in der von ihm ausgeführten Konstruktion die Flintlinse vorangehen ließ. Ernst Abbe beschäftigte sich mit der Aufhebung der chromatischen Differenz der sphärischen Aberration besonders bei starken Mikroskop-Systemen mit großer numerischer Apertur und entwickelte zwei Korrektionsmethoden, auf die wir später zurückkommen werden.



Links eine Sammellinse, in kleine prismatische Körper zerlegt; rechts eine Negativlinse, ebenfalls in kleine Prismen zerlegt.



Eine Sammellinse, in der die Brechung eines Lichtstrahles und seine Zerlegung in die drei Grundfarben Blau, Gelb und Rot dargestellt ist. Man kann ersehen, daß jede Farbe einen anderen Brennpunkt hat (chromatische Längsabweichung).



Eine Negativlinse, in der ebenfalls die Brechung und Zerlegung eines natürlichen Lichtstrahles in Farben (in diesem Falle in Rot und Blau) dargestellt wird. Jede Farbe hat einen anderen Brennpunkt auf der Achse (chromatische Längsaberration).

Hinsichtlich der Art der Farbenkorrektion auf der Achse unterscheidet man gewöhnlich drei Fälle:

1. Es schneiden für 2 verschiedene Farben je ein Randstrahl derselben Öffnung an gleicher Stelle die Achse des Strahlenbündels wie ein Paraxialstrahl — das sind unendlich nahe der optischen Achse verlaufende Strahlen — einer Zwischenfarbe (normale Achromasie).
2. Es schneiden für 2 verschiedene Farben je ein Randstrahl derselben Öffnung, für die gleichen Farben je ein Paraxialstrahl an gleicher Stelle der Achse (Gauss-Achromasie).
3. Es schneiden für 2 verschiedene Farben je ein Randstrahl derselben Öffnung, für 3 verschiedene Farben je ein Paraxialstrahl an gleicher Stelle die Achse und für 2 der Farben (siehe Skizze S. 57, unten) herrscht gleichzeitig Aplanasie (Abbe-Apochromate).

Soweit zunächst einige Ausführungen über die Chromasie. Einige weitere theoretische Erklärungen, beispielsweise über die Art der chromatischen Fehler einer Linse oder eines Systems (Längsaberrationen und Variationen der Bildgröße) werden im nächsten Kapitel gegeben. Ebenso werden wir oben erwähnte Bezeichnungen wie Aplanasie, Abbe's Apochromate usw., näher erklären.

Aus der astronomischen Literatur

Eine direkte Beobachtung des „solaren Windes"

Am 18. März 1961 konnte M. Waldmeier, Direktor der Sternwarte Zürich, den Aufstieg einer Protuberanz bis zu einer Höhe von 730 000 km über die Photosphäre der Sonne fotografisch verfolgen. Bei diesen Aufnahmen war es möglich, einzelne Details dieser Protuberanz, also bestimmte charakteristische Knoten, in ihrer Bewegung zu vermessen, wodurch sich die Aufstiegsgeschwindigkeit bestimmen ließ. Dabei mußte noch die Bahnkurve berücksichtigt werden, wobei sich der Verfasser an einen in dieser heliografischen Breite bei der Sonnenfinsternis am 15. Februar 1961 beobachteten langen Koronastrahl hielt. Am Ende der Beobachtungsmöglichkeit dieser aufsteigenden Protuberanz konnte man den einzelnen Teilchen eine Geschwindigkeit von ungefähr 500 km/sec zuschreiben. Der gefunde Geschwindigkeitswert entspricht etwa der Geschwindigkeit der langsamen Korpuskularstrahlung der Sonne, dem sogenannten „solaren Wind", woraus der Verfasser, auch durch andere darauf hindeutende Tatsachen, zu der Schlußfolgerung kam, daß es sich hierbei um eine direkte Beobachtung des Anfangsaufstiegsstadiums gasförmiger Materie handelt, die den sogenannten solaren Wind bildet.

Z. f. Astrophys. **53** (1961) Nr. 3, S. 198–207

Charakteristische Eigenschaften chromosphärischer Eruptionen, die mit Radiostrahlungsemissionen verbunden sind

Marie-Josèphe Martes und Monique Pick untersuchten chromosphärische Eruptionen mit dem Ziel, festzustellen, welche charakteristischen Eigenschaften diejenigen haben, die mit Strahlungsausbrüchen im Zentimeterwellenlängenbereich zusammenhängen, sowie jene, welche von Radiostürmen im Meterwellenlängenbereich begleitet sind. Sie benutzten bei ihrer Auswertung die Beobachtungsergebnisse von 61 Eruptionen der verschiedensten Stärke aus den Jahren 1957 bis 1961. Dabei kamen sie zu folgenden Ergebnissen: Ein Burst im Zentimeterbereich tritt nur dann auf, wenn die Eruption einen Sonnenfleck überdeckt und die Burstintensität mit der bedeckten Fleckenfläche wächst. Natürlich wächst sie auch mit der Zahl der betroffenen Flecke. Wird kein Sonnenfleck von einer Eruption überdeckt, so existiert keine Zentimeterburststrahlung. Diese Regel gilt mit wenigen Ausnahmen. Erreicht die Eruption erst im Laufe ihrer Entwicklung den Fleck, so beginnt mit der Bedeckung auch die Zentimeterstrahlung. Diese Feststellung läßt darauf schließen, daß für das Entstehen eines Zentimeterbusts ein starkes Magnetfeld notwendig ist, wie wir es in jedem Sonnenfleck antreffen. Der Typ-IV Burst, also die Radiostürme im Meterwellengebiet, stehen in engem Zusammenhang mit solchen Eruptionen, die sich entlang eines sich auflösenden Filaments innerhalb eines Aktivitätszentrums bilden.

Ann. Astrophys. **25** (1962) Nr. 4, S. 293–300

Radioastronomische Beobachtung bewegter Wolken von Plasma in der Superkorona der Sonne

V. V. Witkewitsch berichtet in einer Arbeit über Beobachtungen der Radioemission des Crab-Nebels bei seiner Bedeckung durch die Sonne. Dabei wurde festgestellt, daß während der Bedeckung des Crab-Nebels durch die Superkorona der Sonne schnelle Amplitudenänderungen des empfangenen Signals auftraten. Dieser Effekt wird durch die Abschirmung dieser Radioquelle durch Plasmawolken, die sich in der Sonnenkorona bewegen, erklärt. Als Häufigkeit der Bildung solcher Plasmawolken fand man etwa 10 pro Stunde. Ihre Geschwindigkeiten, die minimal im Bereich zwischen 2,5 und 15 km/sec liegen, deuten darauf hin, daß diese Plasmawolken zumindest zeitweilig die Sonne umkreisen. Aus ihrer Absorptionswirkung berechnete man eine Elektronenkonzentration dieser Wolken von $5 \cdot 10^5$ bis $5 \cdot 10^7$ bei einer Teilchentemperatur von 10^4 bis 10^6 Grad.

Astronomitscheski Jurnal **37** (1960) Nr. 6, S. 961–968

Beobachtung der Uv-Strahlung vom Himmelsobjekten über der südlichen Hemisphäre

D. W. O. Heddele berichtet über Intensitätsmessungen der ultravioletten Strahlung von Sternen und des Mondes, die mit Hilfe von Sekundärelektronenvervielfachern und entsprechenden Filtern bei dem Aufstieg einer englischen Höhenforschungsrakete vom Typ Skylark bis in Höhen von etwa 100 km am 1. Mai 1961 über dem australischen Raketenversuchsgelände Woomera gewonnen wurden. Die Messungen führte man im Wellenlängenbereich von etwa 2200 Å aus. Es ergab sich ein Helligkeitsunterschied zwischen Vollmond und Sonne von 17,5 Größenklassen. Der Unterschied von Vollmond und Sonne im visuellen Spektralbereich dagegen beträgt 14,18 Größenklassen.

Nature, London **193** (1962) Nr. 4818, S. 861

Temperaturbestimmung der Venus durch die Radiostrahlung im 10-cm-Bereich

Während der oberen Konjunktion der Venus wurde durch F. D. Drake am National Radio Astronom. Obs. Greenbank W. V. Radiobeobachtungen der Venus im 10-cm-Strahlungsbereich ausgeführt mit dem Ziel, Temperaturbestimmungen zu ermöglichen. Insgesamt konnte Material aus 250 Beobachtungsstunden ausgewertet werden. Dabei ergab sich eine Temperatur $T = 610 \pm 55$ °K. Der Phasenwinkel der Venus schwankte dabei zwischen 14 und 37 °; es wurde also im wesentlichen Strahlung von der Tagseite der Venus untersucht. Der Vergleich dieser Ergebnisse mit entsprechenden Beobachtungen, die während der unteren Konjunktion gewonnen wurden, ergaben keinen Unterschied. Das bedeutet, daß bei der 10-cm-Strahlung, die durch die Oberflächentemperatur bedingt ist, kein Unterschied zwischen der Tag- und Nachtseite der Venus besteht. Die hier gewonnenen Temperaturwerte stehen in sehr guter Übereinstimmung mit den während des Vorbeifluges der amerikanischen Venussonde Mariner II gemachten Temperaturbestimmungen.

Nature, London **195** (1962) Nr. 4844, S. 894

Spektroskopische Temperatur- und Druckmessungen in der Venus-Atmosphäre

Hyron Spinrad von der Division of Space Science des Jet Propulsion Lab. Pasadena, Californien, berichtet über die Auswertung der CO_2-Bande bei Lambda = 7820 Å von Venusspektrogrammen. Es ergaben sich Rotationstemperaturen, die zwischen 200 und 440 °K schwanken; nimmt man eine streuende Atmosphäre an, liegen die Werte zwischen 140 und 440 °K. Unter Berücksichtigung der Tiefenabhängigkeit kommt er zu der Schlußfolgerung, daß die Oberflächentemperaturen größer als 500 °K sein müssen. Der Druck in der tiefsten zu beobachtenden Schicht liegt über 5 Atmosphären. Er schätzt den CO_2-Gehaltanteil auf etwa 4 Prozent der Gesamtmasse der Venusatmosphäre. Diese Ergebnisse stehen ebenfalls in guter Übereinstimmung mit den Meßwerten der Venussonde Mariner II.

Publ. astr. Pacif. **74** (1962) Nr. 438, S. 187–201

Die Ergebnisse der Radiobeobachtungen der Venus im Jahre 1961

W. Kotelnikow, W. M. Dubrowin, W. A. Morosow u. a. berichten über die Ergebnisse der Radarbeobachtung der Venus im Jahre 1961. Sie kommen dabei zu folgenden Ergebnissen: Der aus diesen Beobachtungen abgeleitete Wert der astronomischen Einheit beträgt 149 599 300 km bei einem maximalen Fehler von ± 2000 km. Bei dem von der Venus reflektierten Signalspektrum wurden zwei Komponenten registriert, eine schmalbandige und eine breitbandige. Die schmalbandige Komponente hat eine Breite von höchstens 4 Hz; sie ändert ihre Intensität während der Beobachtungsdauer nur wenig. Daraus ließ sich der Reflektionskoeffizient der Venus berechnen. Er beträgt 8 Prozent im Vergleich mit einer ideal leitenden Kugel gleicher Oberfläche. Bei der breitbandigen Komponente wurde eine Linienverbreiterung von 400 Hz und mehr festgestellt. Ihre Intensität unterlag starken Schwankungen. Es wird angenommen, daß die Reflektion des breitbandigen Signals nicht von der Oberfläche der Venus selbst erfolgte, sondern von der Hochatmosphäre der Venus, deren Ionisationsgrad bedeutend größer sein muß, als der der Erde.

Radiotechnika i Elektronika **7** (1962) Nr. 11, S. 1860–1872

Polarisation in der zentralen Komponente der Radioquelle Centaurus A

R. N. Bracewell, B. F. C. Cooper und T. E. Cousins vom Radio Astron. Inst. d. Univ. Stanford, Californien, und dem C.S.I.R.O. Radiophys. Lab. Sydney untersuchten mit dem neuen australischen Radioteleskop von 63 m Durchmesser auf der Wellenlänge von 10 cm die Radioquelle Centaurus A. Die zentrale Komponente dieser Radiostrahlungsquelle, die mit der Galaxis NGC 5128 identisch ist (Entfernung etwa 3,8 Mpc, Durchmesser etwa 31×32 kpc, Masse etwa $2 \cdot 10^{11}$, Sonnenmassen $\alpha = 13^h\ 22^m\ 5,\ \delta = -42°45'6)$ besteht aus zwei ausgedehnten Quellen. Die Zentren dieser beiden Quellen haben einen Abstand von etwa 7 Bogenminuten. Ihre Verbindungslinie hat einen Positionswinkel von 43 °. Die Strahlung der nördlichen Quelle ist zu 15 % linear polarisiert, wobei die Polarisationsrichtung einen Positionswinkel von 115 ° hat. Dieser Polarisationsgrad ist bedeutend höher als der bei anderen kosmischen Radioquellen bisher festgestellte. Beim Crab-Nebel beträgt er beispielsweise nur 3 Prozent.

Nature, London **195** (1962) Nr. 4848, S. 1289–1290

KARL-HEINZ NEUMANN

MITTEILUNGEN

DER DEUTSCHEN ASTRONAUTISCHEN GESELLSCHAFT - MITGLIED DER IAF

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

Versuch zur Bestimmung der nächtlichen Extinktion aus Helligkeitsbeobachtungen des künstlichen Satelliten Echo 1 (1960)

H. WÖRNER

Aus photographischen Helligkeitsmessungen des Satelliten 1960 (Echo 1) von Güntzel-Lingner in Potsdam im Jahre 1960 werden Extinktionswerte abgeleitet. Bei der Zusammenfassung der Ergebnisse nach bestimmten Azimut- und Windrichtungen ergibt sich, daß die Extinktion in südöstlichen Azimuten sowie bei östlichen Windrichtungen ein Maximum aufweist, ein Einfluß der im ENE gelegenen Großstadt Berlin. Damit werden die Ergebnisse früherer Meßreihen an Sternen sowie von Tagesmessungen der Sonnenstrahlung qualitativ bestätigt. Zum Schluß werden einige Forderungen an künftige Helligkeitsmessungen von Satelliten aufgestellt, damit aus ihnen Extinktionsschwankungen abgeleitet werden können.

In den letzten Jahren ist dem vielverzweigten Baum der geophysikalischen Forschungsmethoden ein neuer Zweig entsprossen: Das Forschungsmittel der künstlichen Satelliten. Diese, seit Beginn des IGJ im Jahre 1957 immer zahlreicher gestarteten Himmelskörper haben schon eine große Zahl ganz neuer geophysikalischer Erkenntnisse gebracht. Speziell in der Meteorologie wurden künstliche Satelliten teils indirekt durch Beobachtung ihrer Bahnvariationen oder ihrer Sichtbarkeitsverhältnisse, teils direkt durch Lieferung von Meßergebnissen aus der Hochatmosphäre oder telemetrisch übermittelten Fotografien und Strahlungswerten zur Erweiterung unserer Kenntnisse über Natur und Aufbau der Erdatmosphäre ausgenutzt.

Auf dem Gebiete der atmosphärischen Optik sind bisher nur wenige Versuche unternommen worden, die Satelliten als Forschungsmittel einzusetzen. Und doch können bereits einfache Messungen der Helligkeit von Satelliten einen wichtigen Beitrag zur Kenntnis der Extinktion in der Erdatmosphäre liefern.

Die Schwächung des Lichts beim Durchgang durch die Atmosphäre, die Extinktion, interessiert nicht nur die Astronomen, die sie bei allen photometrischen Arbeiten berücksichtigen müssen, sondern auch die Meteorologen. Die Extinktion gibt nämlich den Betrag an, der von der Sonnenstrahlung innerhalb der Atmosphäre zerstreut oder absorbiert wird, und bildet damit eine wichtige Komponente der Strahlungsbilanz der Erdatmosphäre, die für alle energetischen Berechnungen des Wettergeschehens benötigt wird. Aus diesem Grund finden die örtlichen und zeitlichen Änderungen der Extinktion, die eng mit anderen meteorologischen Parametern zusammenhängen, besonderes Interesse.

Diese Variationen können aus den meteorologischen Trübungsbestimmungen, die mit Hilfe der Messung der direkten Sonnenstrahlung durchgeführt werden, nur unzureichend erfaßt werden. Aus nächtlichen Extinktionsmessungen an Sternen oder auch Satelliten lassen sich die Schwankungen der Extinktion sowohl in ihrem zeitlichen als auch in ihrem örtlichen Verlauf genauer ermitteln, wie der Verfasser in einer früheren Arbeit [1] nachgewiesen hat. Zu ähnlichen Ergebnissen über die Abhängigkeit der Extinktion, vor allem von der Windrichtung, kam auch *Friedemann* [2].

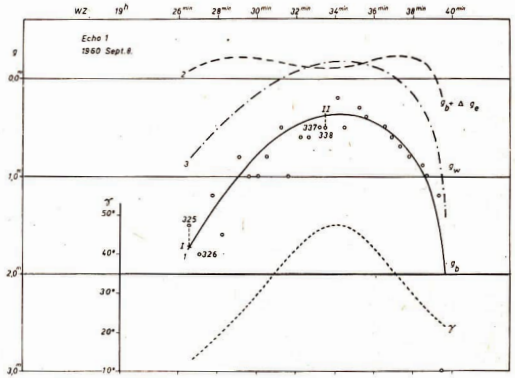
Benutzt man zur Extinktionsbestimmung künstliche Satelliten, so bieten sich gegenüber Sonnenmessungen und auch Sternmessungen manche Vorteile. Die künstlichen Satelliten überqueren in wenigen Minuten einen großen Teil des Himmels und bei der heutigen Vielzahl dieser Objekte verlaufen die scheinbaren Bahnen am Himmel in den verschiedensten Azimuten. Die extraterrestrische Helligkeit der Satelliten ist, soweit es sich um kugelförmige Körper mit spiegelnder Oberfläche handelt, bei den praktisch vorkommenden Reflexionswinkeln nur von der Intensität der Sonnenstrahlung abhängig und daher während einer Nacht konstant. Man kann sie bei Kenntnis der Reflexionseigenschaften ihrer Oberfläche sogar absolut angeben, wie *Dietze* [3] gezeigt hat. Nur in diesem Falle können absolute Extinktionsbestimmungen durchgeführt werden. Aber auch differentielle Extinktionsbestimmungen bei zwei verschiedenen Höhen des Satelliten, die nur die Konstanz der Helligkeit voraussetzen, ergeben Aufschlüsse über azimutale Unterschiede der Extinktion, da eine zeitliche Extinktionsänderung innerhalb weniger Minuten nicht zu erwarten ist. Falls es also gelingt, die Helligkeit solcher Satelliten in mehreren Punkten ihrer Bahn durch Vergleich mit Sternen oder einer künstlichen Lichtquelle zu messen, kann die Extinktionsverteilung während des Durchgangs über einen großen Teil des Himmels hinweg praktisch zur gleichen Zeit bestimmt werden. Da die Satelliten in relativ geringer Entfernung die Erdoberfläche umkreisen, ändert sich allerdings ihre Entfernung e vom Beobachter während eines Durchgangs bereits beträchtlich und damit auch ihre scheinbare extraterrestrische Helligkeit. Diese Änderung läßt sich jedoch bei bekannten Bahnelementen der benutzten Satelliten für jeden beobachteten scheinbaren Ort berechnen. Erst die so korrigierte Helligkeit kann zur Extinktionsbestimmung benutzt werden.

In der Literatur existiert schon eine ganze Anzahl von Beschreibungen photometrischer Geräte, die für Satellitenhelligkeitsmessungen brauchbar sind. Als besonders einfach sei hier das Gerät von *Kosterin* [4] genannt, das sich auch jeder fortgeschrittene Amateur aus einem Feldstecher selbst bauen kann.

Eine umfangreiche Zusammenstellung photographisch-photometrischer Daten mehrerer Satelliten hat 1961 *Güntzel-Lingner* [5] veröffentlicht. Diese enthält auch Messungen des Ballonsatelliten 1960 (Echo 1), von August bis Dezember 1960. Diese Photometrierungen dienten allerdings hauptsächlich dem Zwecke, eventuelle Abweichungen von der Kugelgestalt sowie Rotationsperioden festzustellen, die sich in kurzperiodischen Helligkeitsschwankungen ausdrücken. Da der Autor aber für jeden photographisch registrierten Punkt der Bahn (bis zu 30 pro Durchgang) auch die Helligkeit in zehntel Größenklassen angibt, wurde an diesem Material der Versuch unternommen, Extinktionswerte abzuleiten. Die graphische Lichtkurve eines Durchgangs zeigt nämlich häufig einen sehr regelmäßigen Verlauf (vergleiche Abb. 1, S. 62). Für Echo 1 treffen die

oben genannten Bedingungen, Kugelgestalt und spiegelnde Oberfläche, wenigstens während der ersten Monate seiner Lebenszeit zu. Insbesondere die zweite Bedingung war anscheinend in dieser Zeit gut erfüllt. Hätte der Satellit eine diffus reflektierende Oberfläche, so müßte ein deutliches Anwachsen der Helligkeit mit zunehmender Phase, d. h., wachsendem Winkelabstand von der Sonne, zu beobachten sein. Die vielen untersuchten Lichtkurven zeigen dagegen keine systematische Helligkeitszunahme in diesem Sinne.

Abbildung 1



Aus den 65 Beobachtungsreihen von Helligkeitsmessungen an Echo 1, vom 12. August bis 12. Dezember 1960 in Potsdam, wurden nach Ausscheiden von mehreren Reihen, die offenbar durch Wolken gestört waren, schließlich noch 38 Teile von Lichtkurven, ähnlich denen der Abb. 1, gewonnen, aus denen Extinktionswerte abgeleitet wurden. Da Bewölkungsangaben im Katalog leider fehlen, mußten die Angaben der Potsdamer meteorologischen Säkularstation herangezogen werden, die aber meist mit den Satellitendurchgängen zeitlich nicht zusammenfielen.

Über die photometrische Skala der Helligkeitsmessungen macht *Güntzel-Lingner* im Vorwort seiner Veröffentlichung folgende Angaben: „Die Helligkeit in Größenklassen wurde abgeleitet aus dem Vergleich der Satellitenspur auf dem Negativ mit künstlich erzeugten Sternspuren auf dem Filmmaterial und für verschiedene Winkelgeschwindigkeiten." Die Helligkeit wird in zehntel Größenklassen angegeben. Nach brieflicher Mitteilung *Güntzel-Lingners* wurden allerdings für die Helligkeitsversuche von Echo 1 nur Fixsternspuren der konstanten Winkelgeschwindigkeit 30'/sec benutzt, während dieser Satellit Winkelgeschwindigkeiten zwischen v = 4'/sec in Horizontnähe und 14'/sec in Zenitnähe aufweist. Die dadurch verursachte Inhomogenität der Vergleichssternskala kann bis zu einem gewissen Grad bei der Reduktion der scheinbaren Satellitenhelligkeit g_b auf wahre Helligkeit g_w berücksichtigt werden.

Über das gesamte Reduktionsverfahren der Satellitenhelligkeiten hat der Verfasser bereits in einem Vortrag auf der Satellitentagung in Rodewisch (Juni 1963) ausführlich berichtet. Hier sei daher nur die Endformel für die wahre Helligkeit g_w mitgeteilt:

(1) $g_w = g_b + 4.303 - 5 \log 10\, e - 2.25 \log v$ [m]

Es bedeuten

g_b beobachtete Helligkeit (den Lichtkurven, ähnlich Abb. 1, entnommen)
e relative Entfernung des Satelliten in Einheiten des Erdradius
v Winkelgeschwindigkeit des Satelliten in ['/sec]

Die Zahl 4.303 ergibt sich aus der gewählten Einheitsentfernung (1000 km) und Einheitsgeschwindigkeit 30'/sec. Kurve 3. Abb. 1 zeigt den Verlauf von g_w für einen Durchgang als Beispiel. Berechnet man g_w ohne das Geschwindigkeitsglied, würde man in Horizontnähe zu große und in Zenitnähe zu kleine Helligkeiten erhalten, etwa Kurve 2 der Abb. 1.

Aus den wahren Helligkeiten g_w läßt sich nun die differentielle Extinktion für je zwei Örter einer Durchgangsbahn berechnen. In der Astronomie ist hierfür der Extinktionskoeffizient k als Maß üblich.

$$(2)\quad k = \frac{dg_w}{dM}$$

wo dg_w der Helligkeitsunterschied und dM der Unterschied der vom Lichtstrahl durchlaufenen Luftschichten für je zwei beobachtete Örter des Satelliten ist. Hierbei wird die durchlaufene Luftmasse M_0 vom Zenit aus zum Beobachter = 1.0 gesetzt, dann ist für andere Zenitabstände $z : M \approx \sec z = 1/\sin \gamma$, wo γ der Höhenwinkel des betreffenden Ortes ist. Bei sehr großen Zenitabständen ($z > 70°$), wie sie bei den Satellitenbeobachtungen häufig vorkommen, ist die Weglänge M etwas kleiner als sec z, wegen der Krümmung der Erdatmosphäre; man kann M dann einer von Bemporad berechneten Tabelle genauer entnehmen.

Man benötigt also zur Berechnung von k nur die beiden Helligkeiten g_{w1} und g_{w2}, an zwei verschiedenen Örtern der Bahn sowie die beiden Höhen γ_1 und γ_2, die ohnehin bereits für die Berechnung von e gebraucht wurden. Der Extinktionskoeffizient k (in Sterngrößenklassen) ist nun zwar für die Astronomen ein bequemes Maß, um ihre Helligkeitsmessungen auf den Zenit bzw. auf den extraterrestrischen Wert zu reduzieren; zur Charakterisierung des meteorologischen Trübungszustandes der Atmosphäre ist er jedoch im allgemeinen nicht brauchbar, da er, soweit er sich auf ein größeres Spektralgebiet bezieht, von der durchstrahlten Luftmasse abhängig ist. Mit anderen Worten, dem gleichen meteorologischen Trübungszustand der Luft entspricht ein verschiedener Extinktionskoeffizient k, sobald man in stark verschieden durchstrahlten Luftmassen, d. h., bei sehr unterschiedlichen Gestirnshöhen, beobachtet.

Die Meteorologie benutzt aus diesem Grunde andere Maße für die Lufttrübung: den Trübungsfaktor T (nach Linke) und den Ångström'schen Trübungskoeffizienten β. Die Extinktion des Lichtes in der Atmosphäre umfaßt folgende Grunderscheinungen: 1. Streuung des Lichtes an den Luftmolekülen; 2. Streuung an festen Dunstteilchen; 3. Absorption durch atmosphärische Gase: Wasserstoff, Kohlensäure, Ozon. 1. und 2. sind stark wellenlängenabhängig: blaues Licht wird stärker gestreut als rotes. Die Absorption durch Wasserdampf und Kohlensäure ist besonders stark im langwelligen infraroten Teil des Spektrums, durch Ozon ebenfalls im langwelligen sowie im ultravioletten Teil des Spektrums. Man trennt nun in der Meteorologie diese verschiedenen Extinktionseinflüsse und schreibt den monochromatischen Extinktionskoeffizienten für die Einheitsluftmasse M = 1.0 (im Zenit)

$$a_{L\gamma} = a_{r\gamma} + a_{d\gamma} + a_{\omega\lambda} + a_{w\gamma}$$

Von diesen Gliedern ist der Streukoeffizient für reine Luft $a_{r\gamma}$ streng theoretisch berechenbar. $a_{\omega\lambda}$ ist ebenfalls bei Kenntnis des Ozongehaltes berechenbar. $a_{w\gamma}$ braucht nicht berücksichtigt zu werden, wenn man sich auf Wellenlängen $< 0.65\ \mu$ beschränkt. So bleibt nur der Dunstextinktionskoeffizient $a_{d\gamma}$ als Charakteristikum der Lufttrübung übrig. Für ihn ist nun der Ångström'sche Dunsttrübungskoeffizient β, definiert durch $a_{d\gamma} = \beta\lambda^{-\alpha}$, gebräuchlich, wobei im Mittel $\alpha = 1{,}3$ gesetzt wird. β kennzeichnet

dann die als Lichtschwächung wirksame Dunstmenge bei einer ganz bestimmten Größenverteilung der Dunstteilchen, die dem mittleren $\alpha = 1.3$ entspricht.

Für die Ermittlung von β werden in der Meteorologie Diagramme verwendet. Für den Fall, daß die Helligkeiten in Sterngrößen mit Hilfe eines photographischen Verfahrens bestimmt werden, muß ein entsprechendes Diagramm nach der Formel

$$(3) \quad \triangle g = -2.5 \log \frac{\int_{0.3}^{0.65} i_{o\gamma}\, p_\gamma \exp\left[-M\left(a_{r\gamma} + a_{\omega\lambda} + \beta\lambda^{-1.3}\right)\right] d\lambda}{\int_{0.3}^{0.65} i_{o\gamma}\, p_\gamma\, d\lambda}$$

berechnet werden. Hierin bedeuten

$\triangle g$ Helligkeitsdifferenz des Satelliten bei der Luftmasse 0 (extraterrestrisch) und der Luftmasse M

$i_{o\gamma}$ Intensität der extraterrestrischen Sonnenstrahlung

p_γ Relative Empfindlichkeit des Empfängers (hier Film Isopan-Ultra)

M Luftmasse für die Höhe γ des Satelliten

$a_{r\gamma}$ Rayleigh'scher Streukoeffizient für reine Luft

$a_{\omega\lambda}$ Absorptionskoeffizient des Ozons

β Ångström'scher Dunsttrübungskoeffizient

λ Wellenlänge

$i_{o\gamma}$, p_γ, $a_{r\gamma}$ und $a_{\omega\gamma}$ sind, wie schon erwähnt, verschiedene Funktionen der Wellenlänge. Die Integrationsgrenzen 0,3 und 0,65 μ sind durch die spektrale Verteilung der Sonnenstrahlung bzw. der Filmempfindlichkeit gegeben. Die Integrale müssen numerisch für einzelne Wellenlängenbereiche berechnet werden.

Ein solches Diagramm für den vorliegenden Fall (Sonnenlicht und Film Isopan Ultra) zeigt die Abb. 2, S. 64. Wir sehen insbesondere, daß die Linien gleicher β-Werte keine Geraden sind. Während also z. B. für $\beta = 0{,}1$ der Stern zwischen Zenit und $\gamma = 30°$, d. h., einer Luftmassendifferenz von $M = 1{,}0$ um etwa 0,57^m geschwächt wird, beträgt die Schwächung bei der gleichen Trübung zwischen $\gamma = 14{,}3°$ und 11,3°, wo ebenfalls eine Luftmassendifferenz von 1,0 besteht, nur 0,45^m; das liegt eben daran, daß der Stern sehr viel röter ist als im zenitnahen Bereich und die Fotoschicht reagiert auf rotes Licht viel geringer als auf blaues, außerdem ist bei einem Stern des Spektrums G 2 die extraterrestrische Intensität der roten Strahlung ebenfalls viel schwächer als die der gelbgrünen.

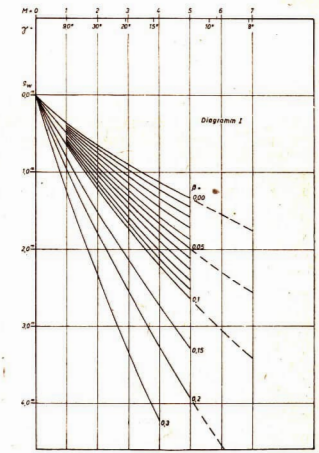
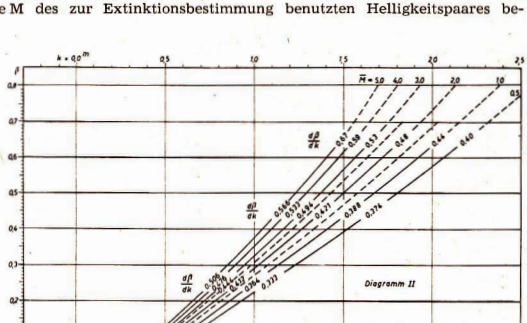


Abbildung 2

In dem Diagramm I läßt sich der β-Wert aus der entsprechenden Neigung der β-Kurven für die Verbindungslinie je zweier bei verschiedenen Luftmassen M gemessenen Helligkeiten (in Größenklassen) ablesen. Einfacher ist die Umrechnung der nach (2) leicht zu berechnenden astronomischen Extinktion k in Trübungswerte mit Hilfe des Diagramms II auf Abb. 3, S. 65. k stellt ja die Neigung der β-Kurven für jede mittlere Luftmasse M dar, so kann man leicht ein Diagramm k, β konstruieren, in dem für die mittleren Luftmassen M als Parameter gerade bzw. bei sehr großen k-Werten etwas gekrümmte Kurven eingetragen sind. Man kann aus diesem Diagramm unmittelbar für jedes k den entsprechenden β-Wert als Ordinate ablesen, wenn die mittlere Luftmasse M des zur Extinktionsbestimmung benutzten Helligkeitspaares bekannt ist.

Abbildung 3



Für die Verteilung der Trübung in den verschiedenen Himmelsrichtungen ist auch die Kenntnis des Azimuts a der beobachteten Örter erforderlich. Nach den bekannten Formeln der sphärischen Astronomie kann a aus Stundenwinkel t und Höhenwinkel γ berechnet werden.

Die Ergebnisse

Nach diesem Reduktionsverfahren wurden 69 Extinktionswerte in den verschiedensten Azimuten und bei verschiedenen Wetterlagen (Windrichtung) gewonnen. Leider weisen diese Satelliten-Extinktionswerte zum Teil sehr große Unsicherheiten auf, bedingt durch die große Streuung der einzelnen Meßpunkte um die Lichtkurve (vergleiche Abb. 1). Daher ist ein direkter Vergleich der Einzelwerte, etwa mit zeitlich benachbarten Tageswerten, aussichtslos. Um eine Abhängigkeit der Trübung von Azimut oder Windrichtung zu ermitteln, kann man jedoch die Beobachtungen zu einzelnen Gruppen bestimmter Himmelsrichtungen und bestimmter Windrichtungen zusammenfassen.

In den Abbildungen 4 und 5, S. 66, sind diese Gruppenwerte, einmal nach den Himmelsrichtungen (Azimuten) und einmal nach Windrichtungen geordnet, dargestellt. Zum Vergleich sind außerdem noch die Ergebnisse der Tagesmessungen (Sonne) aus dem gleichen Zeitraum sowie die Ergebnisse von Sternmessungen [1] im Jahre 1957/58 als Kurven eingetragen. Bei jedem Gruppenmittelwert des Trübungskoeffizienten β

ist außerdem seine Unsicherheit als senkrecht gestrichelte Linie angegeben. Diese Unsicherheit wurde aus den Fehlern der Einzelmessungen mit Hilfe der Methode der kleinsten Quadrate berechnet, worauf hier im einzelnen nicht eingegangen werden kann. Die bei Abb. 5 bei den einzelnen Punkten angeschriebenen Zahlen geben die jedem Gruppenmittel zugrunde liegenden Meßreihen an. Die Abbildungen 4 und 5 erlauben folgende Feststellungen bezüglich der Abhängigkeit der Extinktion von Azimut- und Windrichtung:

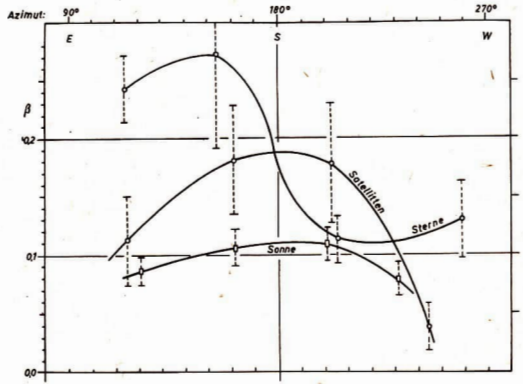


Abbildung 4

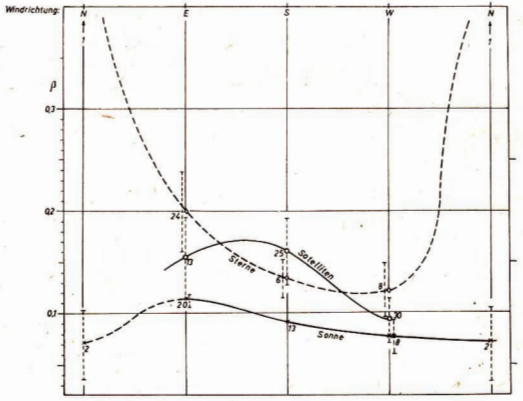


Abbildung 5

1. Die Trübung ist in östlichen Azimutrichtungen am größten. Dieses Maximum ist bei den Sternmessungen am stärksten ausgeprägt, bei den Sonnenmessungen liegt das Maximum mehr in südlicher Richtung. Innerhalb der Unsicherheitsgrenzen stimmt die allgemeine Tendenz des Anwachsens der Trübung nach Osten zu in allen 3 Kurven überein.

2. Die Trübung ist bei östlichen Windrichtungen am größten, auch darin stimmen alle 3 Kurven überein. Nordwinde kamen nur bei den Sternmessungen in einem Falle vor; der große Trübungswert kann in diesem Falle nicht als signifikant betrachtet werden.

3. Die Trübung scheint nachts, besonders bei östlichen Winden und in östlichen Azimuten größer zu sein als bei Tage.

Alle drei Feststellungen können mit der Lage des Beobachtungsortes in relativ großer Nähe der Großstadt Berlin (im ENE) erklärt werden. Da der Stadtdunst tagsüber infolge stärkerer Turbulenz viel mehr zerstreut wird, spiegelt sich die Azimut-Abhängigkeit der Trübung bei den Sonnenmessungen nicht so deutlich wieder wie bei den Nachtmessungen. Außerdem kann damit auch die durchschnittlich größere Trübung in der Nacht (Anreicherung des Dunstes) erklärt werden.

Nach diesem Befund kann über den zeitlichen Verlauf der Trübung von Tag zu Nacht auf Grund der vorliegenden Beobachtungen noch keine Aussage gemacht werden, zumal nur in ganz wenigen Einzelfällen Nacht- und Tagesmessungen in unmittelbarem Anschluß vorliegen.

Auf jeden Fall zeigen die Ergebnisse, daß es bei genügend genauen Helligkeitsmessungen an Satelliten möglich ist, einen positiven Beitrag zum Problem der örtlichen und zeitlichen Änderung der Extinktion während der Nacht zu gewinnen. Die großen Schwankungen und Unsicherheiten der Extinktionsmessungen aus dem vorliegenden Satellitenmaterial sind wahrscheinlich in der Hauptsache auf reelle Fluktuationen der Satellitenhelligkeit zurückzuführen. *Fürtig* [6] hat z. B. darauf hingewiesen, daß schon kleine Änderungen des Reflexionsvermögens auf Teilen der Oberfläche eines Ballon-Satelliten zu beträchtlichen Helligkeitsschwankungen des reflektierten Sonnenlichts führen können. Außerdem spielen auch noch Fehler in der Vergleichsskala eine gewisse Rolle.

Sollen künstliche Satelliten einen Beitrag zum Extinktionsproblem liefern, so müßten sie möglichst folgende Forderungen erfüllen: Kugelförmige Gestalt mit spiegelnder Oberfläche, deren Reflexionsvermögen vor dem Start genau bestimmt werden müßte. Es muß ferner die Gewähr dafür gegeben sein, daß das Reflexionsvermögen während der ersten Monate der Satellitenlebenszeit keinen unkontrollierbaren Änderungen unterliegt. In diesem Falle können absolute Extinktionsbestimmungen in jedem Punkt der sichtbaren Bahn ausgeführt werden. Damit vereinfacht sich die Berechnung erheblich. Was die Größe eines „Extinktionssatelliten" anbelangt, so wäre sie zweckmäßig so zu wählen, daß die Sterngrößen des Körpers auf seiner Bahn zwischen 1.0^m und 3.0^m liegen, damit einerseits genügend natürliche Sterne zum fotometrischen Anschluß zur Verfügung stehen und andererseits der Satellit leicht auffindbar und mit den üblichen Kameras und Filmemulsionen noch auswertbare Schwärzungen ergibt.

An die Beobachter wäre zunächst grundlegend die Forderung zu stellen, bei jeder Helligkeitsschätzung von Satelliten nähere Angaben über den Bewölkungszustand zu machen. Ferner wären visuelle Helligkeitsmessungen anstelle der photographischen erwünscht, entweder durch Anschluß an Fixsterne, oder z. B. nach der von *Friedemann* [2] angewandten Spiegelmethode. Diese dürfte allerdings bei schnell bewegten Objekten technisch ziemlich schwierig sein. Einfacher wäre eine Helligkeitsmessung mit Hilfe künstlicher Vergleichssterne. In diesen Fällen kann sich das Reduktionsverfahren auf die Eliminierung des Entfernungseinflusses beschränken. Da außerdem bei visuellen Beobachtungen im allgemeinen die Örter im Azimut und Höhe direkt

vorliegen, erübrigt sich auch die Berechnung dieser Größen. Natürlich müßte zur Berechnung des Trübungswertes aus visuellen Helligkeitsmessungen das Diagramm II für k, β, neu berechnet werden, da $p\lambda$ in diesem Falle die spektrale Empfindlichkeitsfunktion des Auges darstellt. Im Falle der visuellen Helligkeitsmessungen durch Anschluß an künstliche Sterne sind natürlich helle Satelliten (ähnlich Echo 1) unbedingt am günstigsten.

Größere Sternphotometer, etwa auf lichtelektrischer Grundlage, die Genauigkeiten der Helligkeitsmessungen bis zu $\pm 0{,}005^{m}$ erlauben, lassen sich für die Beobachtung der schnell bewegten Satelliten praktisch nicht benutzen, es sei denn, man hätte ein Spezialfernrohr mit 3 Achsen zur Verfügung, das dem Satelliten halb- oder vollautomatisch nachgeführt werden kann. Diese hohe Meßgenauigkeit ist aber für die Lösung des hier behandelten Problems auch nicht erforderlich.

Zum Schluß möchte der Verfasser den technischen Mitarbeitern der Abteilung Strahlung des Hauptobservatoriums Potsdam, insbesondere Frau A. L. Behnke, seinen Dank aussprechen für die sorgfältige Durchführung der umfangreichen Reduktions- und Fehlerberechnungen.

Literaturangaben:

[1] WÖRNER, H., Extinktionsmessungen an Sternen nach meteorologischen Gesichtspunkten. Fo.-Th. 270201 h/8-01/6. Abschlußbericht Fo.-Entw.-Stelle Met. Hauptobs. Potsdam (1959)

[2] FRIEDEMANN, C., Atmosphärische Extinktion und meteorologische Elemente. Die Sterne 30 (1954) S. 54–59

[3] DIETZE, G., Die Bedeutung künstlicher Erdsatelliten für die atmosphärisch-optische Forschung. Zeitschrift für Meteorologie 12 (1958) S. 73–75

[4] KOSTERIN, W. A., Visuelles Photometer für Satellitenbeobachtung (russ.). Bull. d Stationen z. opt. Beob. d. künstl. Erdsatelliten (Moskau) H. 4 (1959)

[5] GÜNTZEL-LINGNER, U., Optische Positionsmessungen von künstlichen Erdsatelliten der USA. Mitt. u. Erg. d. Sat.-Beob.-Dienstes i. d. DDR Nr. 6 (1961)

[6] FÜRTIG, W., Zur Helligkeit von Ballonsatelliten. Weltraumfahrt 12 (1961) S. 44–46

Mitteilung an unsere Leser!

Ab Heft 2/1964 kann „Astronomie und Raumfahrt" über den Postzeitungsvertrieb bezogen werden. Der Bezugspreis für die Hefte 2 bis 6 beträgt 7,50 DM.

Jene Bezieher unserer Zeitschrift, die den Abonnementspreis für 1964 bereits an den Deutschen Kulturbund, Abteilung Natur und Heimat, bezahlt haben, werden bis Jahresende weiter durch uns beliefert.

Tausche:

10-cm-Parabolspiegel (1:10) mit Fangspiegel, Otto Struve, Astronomie, Berlin 1963 (neu) gegen AS-Objektiv 80–100 mm (1:15). Emil Klinger, Wurzbach/Thür., Mittelstraße 4.

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

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

Von erschienenen Broschüren sind noch vorrätig:

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

„Uber das Vogelleben im Donau-Delta" · 24 Seiten, 14 Abbildungen, 0,50 DM.

„Johann-Friedrich-Naumann-Ehrung" · 79 Seiten, 18 Abbildungen, 1,00 DM.

„Verhaltensforschung und angewandte Vogelkunde" · 86 Seiten, 13 Abbildungen, 2,50 DM.

„Naturdenkmäler" · 118 Seiten, 22 Abbildungen, 1,00 DM.

„Naturschutz in der Sowjetunion" · 67 Seiten, 1,00 DM.

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

„Pflege historischer Parkanlagen" · 72 Seiten, 24 Abbildungen, 1,50 DM.

„Angewandte Dendrologie im Thüringer Becken" · 108 Seiten, 16 Abbildungen, 2,50 DM.

„Insekten unsere Freunde — Insekten unsere Feinde" · 124 Seiten, 86 Abbildungen, 3,80 DM.

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

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

„Denkmalpflege in unserer Zeit" · 60 Seiten, 18 Abbildungen, 1,50 DM.

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

„Leitfaden für den Ortschronisten" · 176 Seiten, 23 Abbildungen, 2,00 DM.

„Alte Bauten im neuen Dorf — Teil I" · 104 Seiten, 85 Abbildungen, 2,00 DM.

„Kinderspielplätze im schönen sozialistischen Dorf" · 24 Seiten, 11 Abbildungen, 0,50 DM.

„4000 km Hauptwanderwege der DDR" · 72 Seiten, 19 Abbildungen, 2,00 DM.

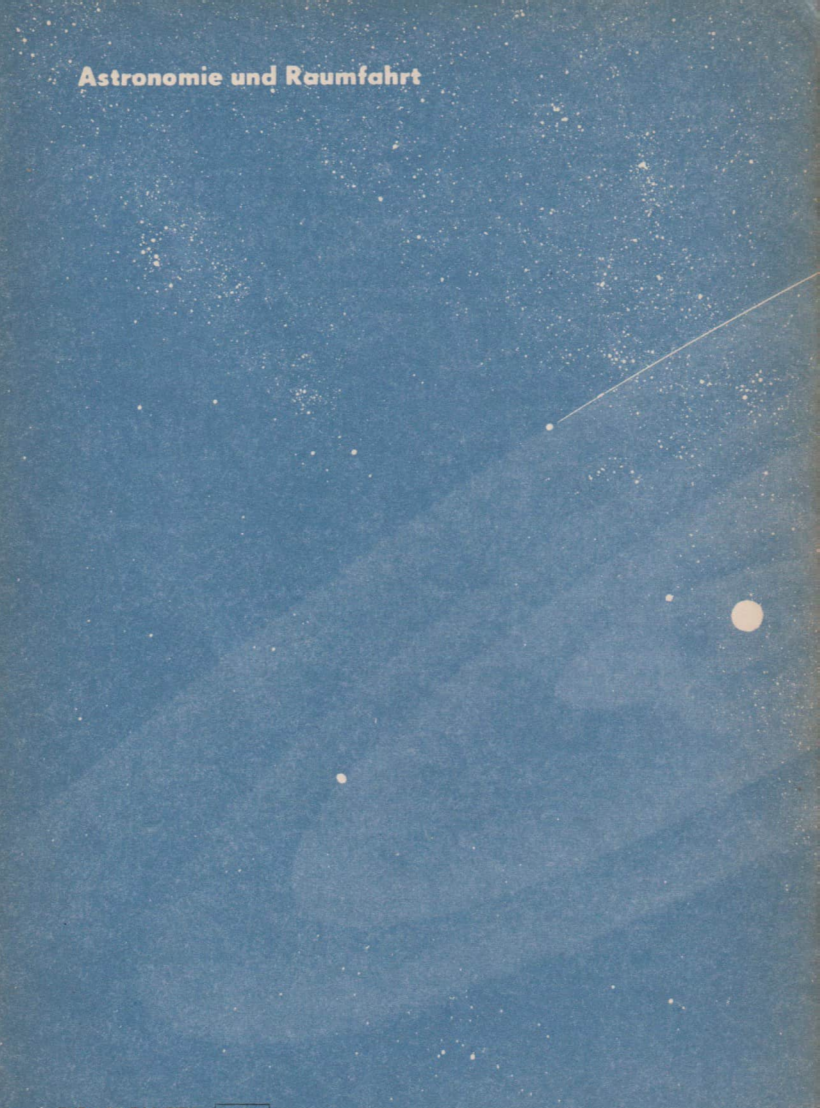
Jahrgang 1962 des Mitteilungsblattes „Aus der Arbeit der Natur- und Heimatfreunde" · Im Ganzleinen-Einband 5,00 DM.

Arbeitsmaterial der Zentralen Kommission Natur und Heimat · Heft 1, 1963, 0,15 DM; Heft 2/3, 1963, 0,40 DM; Heft 4, 1963, 0,20 DM; Heft 5/6, 1963, 0,40 DM.

In Vorbereitung: „Heimatgeschichte und Sozialismus" – „Alte Bauten im neuen Dorf — Teil II" — „Das Forschen macht mir helle Freude".

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

Astronomie und Raumfahrt



EVP 1,50 DM PZV 31052

Astronomie und Raumfahrt

1964 3

Inhalt:

Einiges zur Strahlungseinwirkung auf Satellitengeräte. *Hans Dieter Naumann* . . 69

Ergebnisse der Untersuchungen der kosmischen Strahlung. *Karl-Heinz Neumann* 71

Vom Wirkungsquantum zum Sternspektrum.
1. Die Entdeckung des elementaren Wirkungsquantums. *Dipl.-Phys. Dieter Herrmann* 78

Geometrische und Wellenoptik in der Astronomie. Beugung — Interferenz — Aplanasie — Apochromasie. *Ing. Max Rötsch* 82

Aus der astronautischen Literatur

Japans Raumfahrtforschungsprogramm 90

Hilfsmittel der Planeten- und Mondforschung 90

Italienische Satellitennutzlast getestet 91

Studie über Sonnensonden 91

Zum Programm im Jahr der ruhigen Sonne 92

GD/A-Satellit zum Studium der Hochatmosphäre 92

Über die Ausrüstung der zukünftigen Tiros-Satelliten 93

Amateure beobachten und berichten

Bericht über die Sonnenfleckentätigkeit vom ersten Vierteljahr 1964. *Erich Schütz* 94

Mitteilungen der Deutschen Astronautischen Gesellschaft

Funktechnische Satellitenbeobachtungsstation
der Deutschen Astronautischen Gesellschaft. *Horst Hoffmann* 95

ISIS-Jonosphärensatelliten. *Horst Hoffmann* 99

Comsat — Das USA-Nachrichtensatelliten-Monopol. *Horst Hoffmann* 100

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

Redaktion: Berlin C 2, Littenstraße 79 a. Fernsprecher: 51 53 84/85. „Astronomie und Raumfahrt" erscheint 1964 mit 4 Einzelheften und 1 Doppelheft. Bezugspreis einschließlich Zustellgebühr 9,00 MDN. Einzelheft 1,50 MDN, Doppelheft 3,00 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

Einiges zur Strahlungseinwirkung auf Satellitengeräte

HANS DIETER NAUMANN

Die Arbeitsbedingungen für die Geräte und Ausrüstungen künstlicher Erdsatelliten und Raumsonden unterscheiden sich in vielerlei Hinsicht von denen, die unter terrestrischen Bedingungen vorliegen. Aufgabe des Ingenieurs bei der Konstruktion von Raumflugkörpern ist es, die Ausrüstungen derselben den spezifischen Betriebsbedingungen anzupasssen. Die Lösung dieser Aufgabe bereitete vor allem bei den ersten Satelliten insofern besondere Schwierigkeiten, als über die Auswirkungen der Weltraumumgebung auf Geräte und Materialien noch keinerlei Erfahrungswerte vorlagen. Durch indirekte Messungen hatte man zwar bestimmte Vorstellungen über die wichtigsten Charakteristika des erdnahen kosmischen Raumes, jedoch in vielen Punkten nicht mit der für den Raumflugkonstrukteur erforderlichen Sicherheit und Genauigkeit. Wir wissen, daß diese Vorstellungen gerade durch die Flüge der ersten Satelliten und Raumsonden zahlreiche Korrekturen erfuhren.

Ein wichtiger Fakt, der mitbestimmend ist für die spezifischen Betriebsbedingungen besonders elektronischer Bauelemente und Geräte unter den Verhältnissen des Raumfluges, ist die Strahlungseinwirkung von außen, d. h. der Einfluß energiereicher Strahlungen, die von Natur aus im Raum vorhanden sind. Das können sowohl elektrisch neutrale Strahlungspartikel (Neutronen) und Gammastrahlen als auch elektrisch geladene Strahlungspartikel (Elektronen und Protonen) sein.

Es wurde bereits vor dem Start der ersten Satelliten vermutet, gilt seitdem jedoch als sicher, daß die Erde von verschiedenen Gürteln starker Strahlungsintensitäten umgeben ist, die sich z. T. in jenen Entfernungen befinden, in denen auch optimale Bahnen verschiedener Satellitentypen, insbesondere der Applikationssatelliten liegen. Über die tatsächliche Gestalt dieser Strahlungsgürtel bestehen z. Z. noch keine klaren Vorstellungen. Die ursprüngliche Annahme von der Existenz mehrerer definierter Strahlunggsgürtel ist neuerdings durch eine Theorie ins Wanken geraten, die die Existenz nur eines Strahlungsgürtels mit mehreren Konzentrationszonen verschiedener Strahlungsarten annimmt. Dieser Strahlungsgürtel stellt ein inhomogenes, starken zeitlichen Variationen unterliegendes Gebilde dar. Bei 1,5 Erdradien befindet sich z. B. ein Gebiet energiereicher Protonen mit Energien von 10 bis 50 MeV. Protonen mit Energien von 100 bis 500 keV befinden sich in einer Zone von etwa 3 Erdradien Entfernung. Diese wird teilweise überlappt von einer im Mittel bei 4 Erdradien liegenden Zone mit einer Protonenenergie von etwa 20 MeV und einer Elektronenenergie von etwa 2 MeV. Bei etwa 6 Erdradien beginnt schließlich ein weit in den Raum hinausreichendes Gebiet niederenergetischer Elektronen (10 bis 50 keV). Jenseits dieses Gebietes erst beginnt der interplanetare Raum mit einer regellosen Strahlungsverteilung [1].

Diese Strahlungszonen haben nun auf die Materialien und Bauelemente hindurchfliegender künstlicher Satelliten einen bestimmten Einfluß. Die Ursache dafür sind Energieaustauschprozesse zwischen den in die Materie eindringenden Strahlungspartikeln und den atomaren Bausteinen der Materie. Die Strahlungspartikel geben Teile ihrer Energie an die Elektronen und Nukleonen der Materie ab und können so Ionisationen und atomare Verschiebungen verursachen. Größe und Ausmaß der Strahlungsschäden sind abhängig

von der Art des beeinflußten Materials und

von der Art, der Energie und der Dichte der Strahlungspartikel.

Die folgende Tabelle gibt eine Übersicht über die „Strahlungsanfälligkeit" der meist verwendeten elektronischen Bauelemente [2]. Daraus erkennt man, daß zu den strahlungsgefährdetsten Bauelementen gerade jene gehören, deren Einsatz in Satellitengeräten hinsichtlich Raum-, Gewichts- und Energieersparnis die günstigsten Eigenschaften erbringt, nämlich die Halbleiterbauelemente. Halbleiterdioden können z. B. durch Strahlungseinfluß vollkommen ausfallen, da dabei die Grenzschicht zerstört wird und damit die Richtleitereigenschaften verlustig gehen. Analoges gilt auch für Transistoren, die durch Strahlungseinwirkung ihre Verstärkereigenschaften verlieren.

Strahlungsempfindlichkeit elektronischer Bauelemente nach [2] mit einigen Änderungen

Bauelement	Bemerkungen zur Strahlungsempfindlichkeit
Widerstände	Im Durchschnitt Änderungen von 5 bis 20 Prozent des ursprünglichen Wertes
Drahtwiderstände	Vergrößerung des Wertes bis zu 5 Prozent
Kohleschichtwiderstände	Verkleinerung des Wertes von 15 bis 20 Prozent
Dünnschichtwiderstände	Vergrößerung des Wertes bis zu 5 Prozent
Kondensatoren	Im allgemeinen tritt eine Verkleinerung der Kapazität auf
Papierkondensatoren	Wertverminderung 5 bis 20 Prozent
Keramikkondensatoren	Hohe Strahlungsfestigkeit
Glaskondensatoren	Hohe Strahlungsfestigkeit
Micakondensatoren	Hohe Strahlungsfestigkeit
Plastikkondensatoren	Zerstörung des Dielektrikums
Vakuumröhren	Im allgemeinen sehr strahlungsfest
Gasröhren	Verlust der Steuerfähigkeit
Halbleiterbauelemente	Im allgemeinen Verlust der Halbleitereigenschaften
Cu_2O-Gleichrichter	Verlust der Gleichrichtereigenschaften
Ge- und Si-Dioden	Verlust der Gleichrichtereigenschaften
Transistoren	Verlust der Verstärkereigenschaften

Zur Vermeidung von Strahlungsschäden an Satellitenelementen bieten sich zwei Möglichkeiten an:

Hinreichende Strahlenschutzmaßnahmen

Verwendung strahlungsunempfindlicher Materialien und Elemente

Die erste Methode verbietet sich in vielen Fällen aus Gewichtsgründen, ist jedoch in zahlreichen anderen Fällen der einzig gangbare Weg. Für viele Elemente eines

Satelliten ergibt sich die Notwendigkeit, diese an der Oberfläche, dem Ort höchster Strahlungsgefährdung, anzuordnen. Als Beispiel hierfür seien die Solarzellen genannt, die bekanntlich bei Einwirkung energiereicher Protonen in ihrer Leistungsfähigkeit stark abnehmen. Experimente haben ergeben, daß bei Protonenbeschuß mit 10^{13} Protonen pro cm^3 die Leistungsfähigkeit auf 25 Prozent absinken kann [1]. Zwar kann durch Saphir- oder Quarzglasscheiben ein gewisser Strahlenschutz erreicht werden, jedoch werden die für einen totalen Strahlenschutz erforderlichen Schutzschichtdicken zu groß und damit gewichtsmäßig für Raumfahrtzwecke zu aufwendig. Man unternimmt deshalb große Anstrengungen, um strahlungssichere Elemente und Materialien zu entwickeln.

Fragen des Strahlenschutzes und der Strahlenempfindlichkeit von Satellitengeräten spielen auch im Hinblick auf den umfangreicheren Einsatz nuklearer Batterien in Erdsatelliten und Raumsonden ein wichtige Rolle [3].

Literatur:
[1] Entres, S. L.: Techn. Mitlgn., 56 (1963) 3, S. 105 ff.
[2] Tromanhauser, E.: Electronics World, 70 (1963) 1, S. 76/77.
[3] Naumann, H. D.: Die Technik, 1964, erscheint demnächst.

Ergebnisse der Untersuchungen der kosmischen Strahlung

KARL-HEINZ NEUMANN

Die Existenz von kosmischer Partikelbestrahlung ist schon seit vielen Jahren bekannt. Vor etwa 20 Jahren wurde entdeckt, daß außer den Teilchen, die ihren Ursprung im interstellaren Raum haben, die Sonne Korpuskularstrahlung mit Energien bis zu 10^3 MeV erzeugt. In den vergangenen Jahren – speziell während des Internationalen Geophysikalischen Jahres – fand man zwei neue Arten von Teilchenstrahlung. Die Existenz der Strahlungsgürtel der Erde und die häufig auftretenden Ströme niederenergetischer solarer Korpuskularstrahlung, die man entdeckt hatte, komplizierten das Bild der Strahlungsverhältnisse im erdnahen Raum beträchtlich. In diesem Artikel sollen die bisherigen Erkenntnisse über die galaktische kosmische Strahlung, über die solare kosmische Strahlung, die Strahlungsgürtel der Erde und die niederenergetische solare Strahlung zusammenfassend dargestellt werden.

Kosmische Strahlung interstellarer Herkunft

Effekte, die auf das Vorhandensein einer Partikelstrahlung im kosmischen Raum hinweisen, wurden zu Beginn dieses Jahrhunderts gefunden. Untersuchungen über die Leitfähigkeit der Luft zeigten, daß, obwohl alle Vorsichtsmaßnahmen zur Verhinderung des Eindringens von Strahlung getroffen wurden, eine restliche Leitfähigkeit von etwa 10 Ionenpaaren pro Sekunde und Kubikzentimeter vorhanden war. Man ver-

suchte, diese Tatsache mit einer, aus dem kosmischen Raum stammenden durchdringenden Strahlung zu erklären. Aber bis 1920 wurde dieser Erklärungsversuch nicht allgemein anerkannt. Schon 1912 konnte Hess durch eine Reihe von Ballonflügen zeigen, daß zumindest ein Teil dieser Strahlung extraterrestrischen Ursprungs war. Man war bis zum Jahre 1929 der Meinung, daß diese kosmische Strahlung aus Gammastrahlung besteht. In jenem Jahre wiesen Bothe und Kolhorster die Existenz geladener Teilchen in der kosmischen Strahlung nach.

Der immer stärker werdende Einsatz von Ballons und später die Verwendung von Raketen und Satelliten als Instrumententräger haben unsere Kenntnisse über die kosmische Strahlung beträchtlich erweitert. Die Atomkerne der einzelnen Elemente, die ihre Elektronen verloren haben und Energien von 10^8 bis 10^{19} eV besitzen, bilden die primäre kosmische Strahlung. Nur wenige Prozente dieser Strahlung sind hochenergetische Elektronen. Die Häufigkeit, mit der die Kerne der einzelnen Elemente in dieser Strahlung vorkommen, entspricht der allgemeinen Häufigkeit der Elemente im kosmischen Raum. Man nimmt an, daß diese Teilchen im interstellaren Raum durch lokale Magnetfelder nach und nach immer stärker beschleunigt werden. Nach Fermi besteht der Beschleunigungsmechanismus in der Wechselwirkung der geladenen Teilchen mit bewegten magnetischen Feldern im kosmischen Raum.

Nach den Messungen mit Pioneer 5 erhielt man als Ergebnis 2,5 Teilchen pro Quadratzentimeter und Sekunde für den freien interplanetaren Raum als ungerichteten Strahlungsfluß hinter 1 Gramm Material pro Quadratzentimeter. Diese Messungen wurden im Jahre 1960 nahe des Sonnenfleckenmaximums ausgeführt. Waddington gibt als mittlere Energie mehr als $4{,}5 \cdot 10^3$ MeV während des Sonnenfleckenmaximums an, welche sich als ungerichtete Strahlungsintensität wie folgt aufteilt:

0,76 Wasserstoffkerne pro Quadratzentimeter und Sekunde

0,11 Heliumkerne pro Quadratzentimeter und Sekunde

$2 \cdot 10^{-3}$ leichte Kerne (Li, Be, B) pro Quadratzentimeter und Sekunde

$2{,}7 \cdot 10^{-3}$ mittelschwere Kerne pro Quadratzentimeter und Sekunde

$2{,}4 \cdot 10^{-3}$ schwere Kerne pro Quadratzentimeter und Sekunde

Die Intensität der galaktischen kosmischen Strahlung ändert sich im Zusammenhang mit dem elfjährigen Sonnenfleckenzyklus. Bei Zunahme der Intensität der Sonnentätigkeit nimmt die Intensität der kosmischen Strahlung ab. Diese Veränderung wird wahrscheinlich durch magnetische Wolken von Teilchen, die von der Sonne ausgehen, hervorgerufen. Die Wolken füllen mehr oder weniger den Raum des Planetensystems aus und werden ein Teil der galaktischen kosmischen Strahlung, der niederenergetische wird reflektiert. Während des Sonnenfleckenmaximums ist die gesamte Intensität der galaktischen kosmischen Strahlung etwa um den Faktor 2 kleiner als im Fleckenminimum. Am meisten beeinflußt werden durch die Sonnentätigkeit die niederenergetischen Teilchen. Sie werden dabei aus dem Raum des Planetensystems abgelenkt.

In Verbindung mit großen Sonneneruptionen tritt oft ein plötzliches Absinken der Intensität der galaktischen kosmischen Strahlung auf. Diese Erscheinung nennt man den Forbush-Effekt. Durch Ballonflüge konnte man innerhalb weniger Stunden eine Intensitätsabnahme bis zu 30 Prozent feststellen. Innerhalb mehrerer Tage oder auch manchmal einiger Wochen erreicht dann die kosmische Strahlung wieder ihren Normalzustand. Man glaubt, daß der Mechanismus für den Forbush-Effekt durch die Sonnenaktivität erzeugt wird. Der Fakt, daß die spektralen Veränderungen bei niederenergetischen Teilchen die gleichen Änderungen zeigen wie beim elfjährigen Fleckenzyklus, erhärtet diese Annahme.

Die kontinuierliche Strahlung hat einen Mittelwert der Energie von etwa 4000 MeV, was eine Strahlendosis von etwa 5 rad/Jahr im interplanetaren Raum ergibt.

Die Strahlungsgürtel

Die Entdeckung der Strahlungsgürtel der Erde ist eines der interessantesten Ergebnisse des Internationalen Geophysikalischen Jahres.

Die ersten Andeutungen über die Existenz von Gebieten erhöhter Strahlungsintensität erhielten die sowjetischen Wissenschaftler bei der Auswertung der Meßergebnisse der Geigerzähler des zweiten sowjetischen Sputniks. Jeweils beim Überfliegen hoher geomagnetischer Breiten trat ein starker Anstieg der Strahlungsintensität auf. Wie wir heute wissen, durchflog der zweite sowjetische Sputnik jeweils die Ausläufer des mittleren Gürtels intensiver Strahlung, der zwischen 55 und 56 Grad nördlicher und südlicher geomagnetischer Breite bis zu 250 km Höhe herabreicht.

Die Entdeckung des inneren Gürtels intensiver Strahlung geht auf amerikanische Wissenschaftler zurück. Die beiden amerikanischen Satelliten Explorer 1 und Explorer 3 waren jeweils mit einem Geigerzähler ausgerüstet, der durch eine Gruppe von Wissenschaftlern der State University of Iowa unter der Leitung von Professor J. A. van Allen entwickelt wurde. Man stellte fest, daß die Geigerzähler jeweils beim Überfliegen des etwa 30. Breitengrades und bei einer Flughöhe von über 1000 km erst eine Zunahme der Strahlungsintensität anzeigten und dann aussetzten. Das Verdienst der Deutung dieses Phänomens hat Professor van Allen. Er stellte nämlich unter Laboratoriumsbedingungen fest, daß die Geigerzähler dieser Satelliten von einer bestimmten Strahlungsintensität an sozusagen überfordert waren und deshalb aussetzten. Man bezeichnet deshalb vor allem in der westlichen Literatur die Strahlungsgürtel der Erde auch als van-Allen-Gürtel. Durch zahlreiche weitere Erdsatelliten und vor allem durch die Raumsonden Lunik 1 bis 3 und die amerikanischen Pioneer-Sonden wurden die Intensität, die räumliche Ausdehnung, die zeitlichen Variationen, die Natur und das Energiespektrum dieser Strahlungsgürtel genauer untersucht. Eine besondere Rolle dabei spielte der sowjetische Satellit Sputnik 3. Als Sputnik 3 am 15. Mai 1958 gestartet wurde, wußte man in der Sowjetunion noch nichts von der Existenz der Strahlungsgürtel.

Der Satellit besaß Meßinstrumente, mit denen die primäre galaktische kosmische Strahlung sowie die solare kosmische Strahlung untersucht werden konnten. Die sowjetischen Wissenschaftler erhielten durch ihn ein Bild von der energetischen Zusammensetzung der unteren Gebiete des inneren und äußeren Strahlungsgürtels sowie über ihre spektrale Zusammensetzung. Danach besteht der innere Strahlungsgürtel vornehmlich aus hochenergetischen Protonen, das untere Gebiet des äußeren Strahlungsgürtels vor allem aus Elektronen.

Abb. 1 (S. 84) gibt einen schematischen Überblick über die räumliche Verteilung des inneren und äußeren Strahlungsgürtels. In dieser Abbildung fehlt allerdings noch der äußerste Gürtel, der durch die sowjetischen Mond- und Raumsonden entdeckt worden ist. Man erkennt aus dieser Abbildung, daß die innere Zone etwa zwischen dem 20. geomagnetischen Breitengrad nördlich und südlich liegt und daß die geozentrische Höhe des intensivsten Teils dieses Strahlungsflusses zwischen 8000 und 12 000 km liegt. Das Maximum der äußeren Zone liegt zwischen $\pm$ 50 Grad geomagnetischer Breite und hat einen geozentrischen Abstand von 21 000 bis 27 000 km. In rund 60 000 km Abstand finden wir schließlich den äußersten Strahlungsgürtel der Erde.

Diese Angaben geben nur einen Überblick. Vor allem der äußere und der äußerste Strahlungsgürtel unterliegen den mannigfaltigsten Veränderungen. Das betrifft sowohl die räumliche Verteilung der Strahlung, als auch ihre Intensität und ihre spektrale Zusammensetzung. In sehr starkem Maße spielt hierbei die Sonnenaktivität eine Rolle. Im folgenden soll versucht werden, auch einen Überblick über unsere bisherigen Kenntnisse von den Variationen dieser äußeren Strahlungsgürtel zu geben.

Die innere Strahlungszone ist — wie schon angedeutet — relativ stabil. Nach van Allen findet man im inneren Strahlungsgürtel vor allem ungerichtete Elektronenstrah-

lung sowie gerichtete Protonen. Für das Zentrum der inneren Strahlungszone in 3600 km Höhe gibt van Allen folgende Werte an:

$2 \cdot 10^9$ Elektronen/cm² sec und sterad mit Energien größer als 20 keV

$1 \cdot 10^7$ Elektronen/cm² sec und sterad mit Energien größer als 600 keV

$2 \cdot 10^4$ Protonen/cm² sec mit Energien größer als 40 MeV.

Die Analyse der Meßwerte von Explorer 6 ergab $2 \cdot 10^9$ Elektronen/cm² sec mit Energien zwischen 300 und 500 keV sowie $1 \cdot 10^7$ Elektronen/cm² sec mit Energien größer als 500 keV. Das Protonenspektrum ergab sich zu $dN/dE = 1{,}14 \cdot 10^4 E^{-1{,}66}$ Protonen/cm² sec MeV in $-29{,}2$ Grad geomagnetischer Breite und in 8 660 km geozentrischer Höhe. Auch für Durchgänge des Satelliten in 6,5 Grad geomagnetischer Breite war das Protonenspektrum das gleiche. Es scheint, als hätten die Elektronen des inneren Strahlungsgürtels Energien, die meist unter 1 MeV liegen, während die Energie der Protonen zwischen 10 und 700 MeV schwankt.

Durch Raketenaufstiege gelang es, mit Hilfe von mitgeführten Kernemulsionspaketen detailliertere Angaben über die Struktur des inneren Strahlungsgürtels zu erhalten. So wurden z. B. in 40 Grad nördlicher Breite Raketen gestartet, die auf einer ballistischen Flugbahn eine maximale Höhe von rund 2000 km erreichten. Da diese Raketen auf ihrem Flug verschiedene magnetische Kraftlinien schnitten, konnte der Teilchenfluß und die spektrale Verteilung der Strahlung in ihrer Abhängigkeit von der geomagnetischen Breite genauer untersucht werden. Ein Vergleich dieser Meßwerte mit denen, die die Gruppe der Wissenschaftler um van Allen gefunden hat, ergab eine recht gute Übereinstimmung. Im Maximum des Strahlungsflusses fand man $1\,480 \pm 270$ Teilchen/cm² sec, mit Energien größer als 31 MeV, während die van-Allen-Gruppe für diese Höhe 1 290 Teilchen/cm² sec angibt. Die Beobachtungen wurden in 26,5 Grad nördlicher Breite ausgeführt. Die Höhe betrug 1 600 km. Man fand ferner, daß das Energiespektrum sich systematisch mit der geomagnetischen Breite ändert. In den Randgebieten des inneren Gürtels fand man eine große Zahl von niederenergetischen Protonen. Diese scheinen durch die Sonneneruption vom 3. September 1960 erzeugt worden zu sein. Auch mit der geomagnetischen Breite verändert sich der Fluß. So fand man, daß zwischen 26,5 Grad Breite und 33,8 Grad ein Unterschied um den Faktor 7 bis 8 vorhanden war.

In Abb. 2 (S. 84) ist ein Vergleich zwischen dem theoretisch errechneten Protonenfluß, der seinen Ursprung in Albedo-Protonen hat, und dem tatsächlich beobachteten Protonenfluß gegeben. Die ausgezogene Linie stellt hierbei die berechneten Werte dar. Wir finden also eine recht gute Übereinstimmung zwischen berechneten und tatsächlichen Werten. Damit wird es sehr wahrscheinlich, daß der Ursprung der Protonen des inneren Gürtels in den Zerfallsprodukten der durch die primäre kosmische Strahlung entstehenden Neutronen zu suchen ist, die also tatsächlich Albedo-Protonen sind. Diese geladenen Teilchen (Protonen), werden vom Magnetfeld unserer Erde festgehalten. Das Energiespektrum dieser Protonen reicht, wie Abb. 2 zeigt, von 10 bis 700 MeV.

Die Existenz von niederenergetischen Protonen in den Randgebieten des inneren Strahlungsgürtels deutet darauf hin, daß diese Teilchen solaren Ursprungs und in den polaren Regionen in tiefere Gebiete der Erdatmosphäre eingedrungen sind. Auch den Elektronenfluß der inneren Strahlungszone kann man mit der Neutronen-Albedo-Theorie erklären.

Äußere Strahlungszone

Die äußere — oder genauer müssen wir jetzt sagen — die mittlere Strahlungszone hat eine bedeutend größere räumliche Ausdehnung. Die Strahlungsintensität ist, wie anfänglich schon angedeutet, sehr starken Schwankungen ausgesetzt. Innerhalb kurzer

Perioden finden wir Änderungen um den Faktor 10. Die äußere Grenze dieses Gürtels verändert sich in ihrer räumlichen Ausdehnung bis zu 20 000 km. Die Natur der Strahlung in der äußeren Zone unterscheidet sich wesentlich von der der inneren Zone; dieser Gürtel besteht im wesentlichen aus Elektronen. Abb. 3 (S. 84) verdeutlicht, wie stark die Veränderungen der Intensität in der äußeren Zone sein können. Hier wird die gemessene Strahlungsrate von verschiedenen Raumflugkörpern miteinander verglichen. Wir finden Änderungen bis zu 25 Prozent. Die Bahnen dieser Raumflugkörper, die hier verglichen werden, sind fast identisch. Lediglich Lunik 1 überflog den Erdäquator in größerem Abstand. Auch bei Pioneer 4 setzte der Geigerzähler während des Durchfliegens des Maximums dieser äußeren Strahlungszone aus, da seine Leistungsfähigkeit überfordert war. Diese starken Variationen in der äußeren Strahlungszone sind vor allem auf die Sonnenaktivität zurückzuführen.

Explorer 12 (gestartet am 16. August 1961) war mit einem Zwei-Kanal-Magnetspektrometer, Cadmium-Sulfid-Energiefluß-Detektoren und 2 Geigerzählern, die von der State University of Iowa entwickelt worden waren, ausgerüstet.

Das Spektrum im Zentrum des äußeren Strahlungsgürtels zeigt Abb. 4 (S. 84). Man kann daraus ableiten, daß in diesem Bereich eine mittlere Zählrate von 10^{11} Elektronen/cm² sec für einen gerichteten Elektronenfluß auftritt. Diese Werte der Intensität erhält man, wennn man annimmt, daß die Zählrate durch Bremsstrahlung von Elektronen entsteht. Aus den Meßergebnissen von Explorer 12 fand man weiter, daß rund 10^8 Elektronen/cm² sec mit Energien größer als 40 keV und $2 \cdot 10^5$ Elektronen/cm² sec mit Energien zwischen 1,6 und 5 MeV auftreten. Diese Ergebnisse erhielt man dadurch, daß einer der Geigerzähler eine Abschirmung besaß, die nur von hochenergetischen Elektronen durchdrungen werden konnte.

Eine vorläufige Auswertung und ein Vergleich aller bisher erhaltenen Meßwerte vom Zentrum des äußeren Strahlungsgürtels zeigt, daß das Elektronenspektrum sich etwa um den Faktor 3 ändern kann. Wir finden eine gute Übereinstimmung zwischen den Meßwerten der amerikanischen Satelliten und Raumsonden und denen der sowjetischen Luniks. Die Strahlendosis im Zentrum des äußeren Gürtels liegt in der Größenordnung von 2 bis 6 rad/Stunde.

Als Quelle für den äußeren Strahlungsgürtel nimmt man solares Gas an. Die Teilchen dringen sehr wahrscheinlich mit geringen Geschwindigkeiten in dieses Gebiet ein und werden dort durch magnetische Kräfte beschleunigt. Der Mechanismus der Beschleunigung ist allerdings noch unbekannt. Darüber gibt es eine Reihe von Theorien aber wohl noch keine wirklich befriedigende. Während der Perioden der Einwirkung von solaren Partikeln auf die äußere Strahlungszone beobachtet man geomagnetische Stürme und auch Polarlichterscheinungen, die ferner mit einer starken Veränderung der Strahlungsrate im äußeren Gürtel verbunden sind. Auch der Ort des Eindringens der solaren Partikel in den äußeren Strahlungsgürtel ist heute noch unbekannt.

Der äußere Strahlungsgürtel zeigt ferner eine räumliche Asymmetrie, die durch den ständig von der Sonne kommenden Strahlungsstrom hervorgerufen wird. Der zur Sonne weisende Teil des Strahlungsgürtels ist zusammengedrückt, während der entgegengesetzte Teil des Strahlungsgürtels eine größere räumliche Ausdehnung aufweist. Die Stärke dieser Asymmetrie in der räumlichen Verteilung des Strahlungsgürtels hängt ebenfalls in starkem Maße von der Sonnenaktivität ab.

Äußerster Strahlungsgürtel

Durch die sowjetischen Mondsonden, die Venussonde und den Raumflugkörper Mars 1 konnte ein äußerer, also dritter Strahlungsgürtel entdeckt und untersucht werden. Dieser äußerste Gürtel beginnt bei ungefähr 50 000 km Abstand und reicht bis

rund 80 000 km. Er setzt sich vornehmlich aus Elektronen zusammen. Verglichen mit den beiden eben beschriebenen Strahlungsgürteln sind der Strahlungsfluß und das Energiespektrum bedeutend geringer bzw. kleiner. Wir finden im Zentrum dieses Gürtels nur einen Fluß von im Mittel 10^2 Elektronen/cm^2 sec. Dieser geringe Strahlungsfluß ist auch der Grund dafür, warum der dritte Gürtel von den amerikanischen Raumflugkörpern nicht gefunden und untersucht werden konnte. Die Leistungsfähigkeit ihrer Meßinstrumente war damals auf die Untersuchung der sehr intensiven inneren Gürtel abgestimmt.

Genau wie der zweite Strahlungsgürtel ist auch dieser äußerste Gürtel sehr starken Variationen, bedingt durch die Sonnenaktivität, ausgesetzt.

Solare kosmische Strahlung

Die solare kosmische Strahlung besteht einmal aus hochenergetischen geladenen Teilchen, meist Protonen, mit einem mitunter unterschiedlichen Anteil an schwereren Kernen, welche durch solare Eruptionen beschleunigt und in den interplanetaren Raum abgestrahlt werden. Es ist wahrscheinlich, daß diese Teilchen in den lokalen magnetischen Feldern von Sonnenflecken durch einen elektromagnetischen Mechanismus auf so hohe Energien beschleunigt werden. Ferner beobachtet man die sogenannte niederenergetische Strahlung, die erst seit dem Internationalen Geophysikalischen Jahr bekannt ist.

Zum ersten Mal wurden hochenergetische sogenannte relativistische Teilchen im Jahre 1942 auf der Erdoberfläche entdeckt. Diese Teilchen haben Energien, die größer als 500 MeV sind. Bisher konnten 11 derartige Strahlungsausbrüche relativistischer Teilchen beobachtet werden. Fünf dieser Strahlungsausbrüche waren außerordentlich intensiv. Es konnten dabei Teilchen gefunden werden, die Energien bis zu $15 \cdot 10^9$ eV hatten. Derartige besonders intensive Strahlungsausbrüche traten bisher nur während des Anstiegs der Sonnenaktivität auf. Datenmäßig verteilen sie sich auf folgende Tage: 28. Februar 1942, 7. März 1942, 25. Juli 1946, 19. November 1949 und 23. Februar 1952. Keiner dieser Strahlungsausbrüche wurde also während des Sonnenfleckenmaximums beobachtet.

Während des Internationalen Geophysikalischen Jahres wurde auch ein stark variabler Typ von solarer kosmischer Strahlung, die sogenannte niederenergetische kosmische Strahlung entdeckt. Man nennt sie auch nichtrelativistische solare kosmische Strahlung. Die Energie dieser Strahlung liegt zwischen 10 und 500 MeV. Sie ist nur in der Hochatmosphäre der Erde zu beobachten, da die Partikel nicht genügend Energie haben, um bis auf die Erdoberfläche durchzudringen. Seit 1957/58 wurden durch Satelliten, Raumflugkörper, Raketenaufstiege und ionosphärische Methoden etwa 40 derartige niederenergetische Strahlungsausbrüche untersucht. Seit dem letzten Maximum der Sonnenaktivität konnte man eine Häufigkeit von im Mittel einem Ausbruch pro Monat beobachten. Dabei fand man, daß das Maximum dieser nichtrelativistischen Strahlungsausbrüche ungefähr ein bis zwei Jahre nach dem Maximum der Sonnenaktivität auftrat. Die Daten der nichtrelativistischen Strahlungsausbrüche der Sonne für 1960/61 sind folgende:

30. März 1960
1. April 1960
5. April 1960
28. April 1960
29. April 1960
4. Mai 1960
6. Mai 1960
13. Mai 1960
3. September 1960
12. November 1960
16. November 1960
20. November 1960
18. Juli 1961
20. Juli 1961
28. September 1961

Diese solaren Protonen geringer Energie dringen vornehmlich im Gebiet der irdischen Polarkappen in die tiefere Atmosphäre ein. Dabei erzeugen sie eine Ionisation im Gebiet der Polarregion, die sich auf radiometrischem Wege oder durch Ionosphärensondierung feststellen läßt. In der Literatur hat sie die Bezeichnung PCA (Polar Cap Ionospheric Absorption). Abb. 5 (S. 84) zeigt für die Jahre 1957 bis 1960 die monatliche Zahl von Sonneneruptionen und im Vergleich dazu die Zahl der PCA von 1957 bis 1960 und von 1949 bis 1960.

Die Ausbreitung der solaren kosmischen Strahlung erfolgt im interplanetaren Magnetfeld. Man fand, daß die Zeit zwischen dem Auftreten einer Eruption mit einem Typ IV-Radioburst und dem Auftreten der PCA eine Funktion der heliographischen Länge ist. Man fand ferner, daß bei allen Eruptionen, die westlich des Zentralmeridians auftreten, die Teilchen mit Energien von 10 bis 100 MeV auf direktem Wege nach etwa einer Stunde die Erde erreichen. Bei allen Eruptionen, die östlich des Zentralmeridians auftreten, tritt in irgendeiner Weise eine Verzögerung der Teilchen auf. Zum Beispiel ist es so, daß die Intensität des PCA nur langsam ansteigt, was wahrscheinlich durch eine Streuung und Diffusion der Teilchen entlang der magnetischen Kraftlinie zu deuten ist. Auch das interplanetare Magnetfeld beeinflußt in starkem Maße die Ausbreitung der Teilchen. In Abb. 6 (S. 84) sind die Verhältnisse vom 28. bis 30. April 1960 schematisch dargestellt. Unter den einzelnen Ziffern ist folgendes zu verstehen:

1 Am Ostrand der Sonne ist eine Eruption aufgetreten. Eine Wolke von Teilchen mit Energien von weniger als 10 keV wird von der Sonne ausgestoßen.

2 Diese Teilchenwolke hat unsere Erde erreicht. Es tritt auf der Erde ein Magnetsturm auf. (In der Abbildung als SC bezeichnet.)

3 Am Ostrand der Sonne tritt eine Eruption der Klasse 3 auf. Die Teilchen, die durch diese Eruption erzeugt werden, strömen in die bestehende Wolke ein und können sich demzufolge sehr schnell ausbreiten.

4 Schon nach 1½ Stunden hat diese Teilchenwolke die Erde erreicht und man findet einen langsam beginnenden, aber immer stärker werdenden solaren Fluß kosmischer Strahlung. Wäre die erste Wolke von sehr niederenergetischen Teilchen nicht vorhanden, hätten die hochenergetischen Teilchen ungefähr 18 Stunden zum Erreichen der Erde gebraucht. Nur diese niederenergetische Wolke gestattete den neu aufgetretenen Teilchen eine derart schnelle Fortbewegung.

5 Die Erde ist nun von einer Strahlungswolke eingehüllt, während durch eine sehr schwache Eruption eine neue Wolke sehr niederenergetischer Teilchen auftritt.

6 Am Westrand der Sonne tritt eine neue Eruption der Stärke 3 auf. Die hochenergetischen Teilchen erreichen nach ungefähr einer Stunde die Erde. In der solaren kosmischen Strahlung tritt ein starker Anstieg auf (in der Zeichnung als gestrichelte Linie dargestellt).

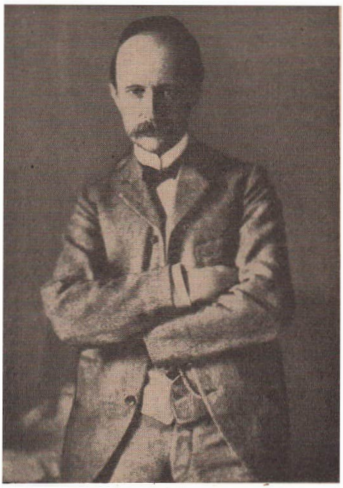
7 Die Wolke hochenergetischer Teilchen umgibt noch immer den Raum der Erde und man beobachtet weiterhin einen starken Magnetsturm.

8 Von der starken Eruption werden immer noch niederenergetische Teilchen abgestrahlt, die weiterhin magnetische Störungen hervorrufen.

Dieses eine Beispiel mag zeigen, wie kompliziert und auch heute noch immer unübersichtlich die solare kosmische Strahlung und ihr Verhalten sowie ihr Ausbreitungsmechanismus ist.

Dipl.-Phys. DIETER HERRMANN

Vom Wirkungsquantum zum Sternspektrum



Max Planck (1858 – 1947)

1. Die Entdeckung des elementaren Wirkungsquantums

Gegen Ende des vergangenen Jahrhunderts war das mechanische Weltbild der Physik bis zur höchsten Vollkommenheit gereift und stellte insofern die geschlossene Erklärung aller bis dahin bekannten Phänomene dar. Charakteristisch für die allgemeine Ansicht von der Endgültigkeit der physikalischen Wissenschaft ist eine Äußerung des Münchner Physikers Jolly, der dem jungen Max Planck vom Physikstudium abriet mit der Begründung, auf diesem Gebiet seien bedeutende Leistungen kaum mehr zu erreichen, da man bereits alles gefunden habe, was zu finden es überhaupt gäbe. Diese Einschätzung war nun allerdings ebenso unbescheiden wie falsch, wenn auch zu Jollys Zeit manches Argument dafür gesprochen haben mag.

Bereits in den letzten Jahren des 19. Jahrhunderts war der Naturwissenschaft eine Fülle von Tatsachenmaterial bekannt, dessen Deutung sich im Rahmen der klassischen Physik nicht mehr vornehmen ließ, ohne daß allerdings Wege zur Erweiterung oder gar Erneuerung des physikalischen Weltbildes zu erkennen gewesen wären.

In diesen Jahren begann sich der junge Max Planck die ersten wissenschaftlichen Sporen zu verdienen. Von früh an hatte er der Frage des Energieerhaltungssatzes und den damit zusammenhängenden Problemen besonderes Interesse entgegengebracht. Bereits in der Schulzeit hatte es der „scharfsinnige und witzige" Lehrer Hermann Müller verstanden, Max Planck durch seinen bildhaften Vergleich für den Energiesatz zu begeistern. „So kam es", schreibt Planck, „daß ich als erstes Gesetz, welches unabhängig vom Menschen eine absolute Geltung besitzt, das Prinzip der Erhaltung der Energie wie eine Heilsbotschaft in mich aufnahm. Unvergeßlich ist mir die Schil-

derung, die Müller uns von einem Maurer zum besten gab, der einen schweren Ziegelstein auf das Dach eines Hauses hinaufschleppt. Die Arbeit, die er dabei leistet, geht nicht verloren, sie bleibt unversehrt aufgespeichert, vielleicht jahrelang, bis vielleicht eines Tages der Stein sich löst und einem Menschen auf den Kopf fällt."

Während des Studiums in Berlin bei Helmholtz und Kirchhoff beschäftigte sich Planck wiederum vornehmlich mit Problemkreisen aus der Thermodynamik.

Zentraler Mittelpunkt dieses Gebietes sind seine beiden Hauptsätze, der erste und der zweite Hauptsatz der Thermodynamik. Der erste Hauptsatz bedeutet inhaltlich, daß es unmöglich ist, eine Maschine zu konstruieren, die mehr Arbeit leistet, als ihr an Energie zugeführt wird. Der Satz heißt deswegen auch „Satz von der Unmöglichkeit eines Perpetuum mobile erster Art" und beinhaltet im wesentlichen den Energieerhaltungssatz. Der zweite Hauptsatz indessen bedeutet seinem Inhalt nach, daß es keine Maschine geben kann, die Arbeit verrichtet, indem sie ihrer Umgebung Wärme entzieht. Nach diesem Satz wäre also Wärme nicht auf direktem Wege in Arbeit umwandelbar. Der Kernpunkt des Satzes besteht nach Clausius darin, daß Wärme niemals von selbst aus einem kälteren in einen wärmeren Körper übergeht. In der Natur — so schloß Planck — gibt es demnach Prozesse, die sich nicht vollständig rückgängig machen lassen, zum Beispiel der Prozeß der Wärmeleitung. Planck nannte diese Prozesse, die gewissermaßen nur „einseitig" ablaufen, „natürliche"; heute tragen sie allgemein die Bezeichnung „irreversible". Das Ergebnis bestand also in der Feststellung, daß es in der Natur Prozesse gibt, bei denen die Natur für den Endzustand eine Art „größere Vorliebe" hat als für den Anfangszustand.

Planck stellte sich nun die Aufgabe, „eine physikalische Größe zu suchen, deren Betrag als ein allgemeines Maß der Vorliebe der Natur für einen Zustand dienen kann". Bei der Erreichung dieses wissenschaftlichen Zieles ließ sich Planck von einer allgemeinen Überlegung leiten, die er selbst in seinem Vortrag „Die Einheit des physikalischen Weltbildes" ausgesprochen hat: „Während ... das Energieprinzip als ein fertiges, selbständiges Gebilde, losgelöst von den Zufälligkeiten seiner Entwicklungsgeschichte, vor uns steht, ist das nämliche noch keineswegs in gleichem Maße der Fall bei demjenigen Prinzip, welches R. Clausius unter dem Namen des zweiten Hauptsatzes der Wärmetheorie in die Physik eingeführt hat ... In der Tat trägt der zweite Hauptsatz der Wärmetheorie, wenigstens in seiner landläufigen Beurteilung, noch entschieden antropomorphen Charakter ... Man braucht aber kein Prophet zu sein, um mit Sicherheit vorauszusagen, daß der Kern des zweiten Hauptsatzes mit menschlichen Fähigkeiten nichts zu tun hat und daher auch seine endgültige Formulierung in einer Weise erfolgen muß und erfolgen wird, welche keinerlei Bezugnahme auf die Ausführbarkeit irgendwelcher Naturprozesse durch Menschenhand enthält."

Für Planck war das Suchen nach einer objektiven mathematischen Formulierung das eigentliche Leitmotiv seiner Arbeiten zur Thermodynamik. Als Maß für die Vorliebe der Natur einem bestimmten Zustand gegenüber erkannte er die Entropie, einen thermodynamischen Begriff, der durch Boltzmann bereits auf andere Weise interpretiert worden war, so daß sich nun eine Kette von interessanten Zusammenhängen ergab. Boltzmann hatte nämlich den Entropiebegriff mit dem Begriff der Wahrscheinlichkeit derart verbunden, daß diese beiden Größen einander proportional waren. Als Proportionalitätsfaktor benutzte er eine willkürliche — zahlenmäßig zunächst nicht bekannte — Konstante k. Wenn nun Planck die der Wahrscheinlichkeit proportionale Entropie als Maß für die Irreversibilität eines Vorganges einführte, so bedeutete dies, daß zugleich ein Zusammenhang zwischen Irreversibilität und Wahrscheinlichkeit bestehen mußte. Und wenn Planck feststellte, daß bei einem irreversiblen Vorgang die Summe der Entropien aller am Vorgang beteiligten Körper dauernd anwachse, so konnte dies nur so gedeutet werden, daß sich bei einem irreversiblen Prozeß mit der Zeit immer wahrscheinlichere Zustände einstellen bzw. die Wahrscheinlichkeit der Umkehrbarkeit des Prozesses andauernd abnimmt, um im Endzustand ein Minimum

zu erreichen. Damit bekommt der zweite Hauptsatz den Charakter einer Wahrscheinlichkeitsaussage. Planck erläutert diesen Sachverhalt an einem eindrucksvollen Beispiel: „Wenn jemand in einen mit zahlreichen verschiedenen Buchstaben angefüllten Sack blindlings hineingreift, einen Buchstaben nach dem anderen hervorzieht, und die Buchstaben in der Reihenfolge wie sie gezogen sind, nebeneinanderlegt, so wird man immerhin die Möglichkeit zugeben müssen, daß dabei vernünftige Worte herauskommen können, vielleicht sogar ein Gedicht von Goethe... Die Wahrscheinlichkeit, daß unter normalen Umständen ein derartiger Ausnahmefall eintritt,... ist... immer noch ganz ungeheuer groß gegenüber der Wahrscheinlichkeit, daß einmal Wärme aus einem kälteren in einen wärmeren Körper übergeht."

Gedanken und Schlußfolgerungen dieser Art legte Planck in seiner Dissertation vom Jahre 1879 nieder. Jedoch „Der Eindruck dieser Schrift in der damaligen physikalischen Öffentlichkeit war gleich Null", schrieb Planck. „Von meinen Universitätslehrern hatte, wie ich aus Gesprächen mit ihnen genau weiß, keiner ein Verständnis für ihren Inhalt". Kirchhoff lehnte die Schrift ausdrücklich ab und Clausius ließ mehrere Versuche Plancks, mit ihm darüber zu verhandeln, unbeantwortet. Doch Planck — von der Bedeutung seiner Arbeit überzeugt — betrachtete den Entropiebegriff seit jener Zeit nebst der Energie als die „wichtigste Eigenschaft eines physikalischen Gebildes".

Eine Reihe von Anwendungen seiner Gedanken hatte ihn — wenn auch der äußere Erfolg ausblieb — in seiner Ansicht noch bestärkt und zu weiteren Arbeiten ermuntert. In dieser Situation begann Planck, den Entropiebegriff mit Fragen der Wärmestrahlung zu verquicken.

Es war bekannt, daß jeder Körper Wärme absorbiert und emittiert und ferner, daß er stets ein Wellenlängengemisch absorbiert und emittiert. Das Bemühen der Physiker bestand nun in der Ermittlung der Wellenlängen- und Intensitätsverteilung als Funktion der Temperatur des strahlenden Körpers. Um von den Körpereigenschaften unabhängig zu sein, hatte man den Begriff des „Schwarzen Strahlers" eingeführt, eines Körpers mit dem Emissions- und Absorptionsvermögen 1. Den bereits bestehenden Strahlungsgesetzen von Kirchhoff, Stefan, Boltzmann und Wien haftete jedoch der entscheidende Mangel an, daß sie die Strahlung lediglich in bestimmten Bereichen des Spektrums richtig wiederzugeben in der Lage waren. Ein Strahlungsgesetz, das die Ausstrahlung umfassend beschrieb, war noch nicht gefunden.

Bereits 1860 hatte Kirchhoff einen Satz über das Temperaturgleichgewicht aufgestellt, der besagte, daß sich in einem evakuierten, mit total reflektierenden Wänden versehenen und von emittierenden und absorbierenden Körpern angefüllten Hohlraum mit der Zeit ein stationärer Zustand ausbildet, der nur von der Temperatur T der Körperchen abhängig ist. Und zwar stellt sich dieser Zustand dadurch ein, daß sich innerhalb des Hohlraumes irreversible Prozesse abspielen, so daß Planck hoffen konnte, dem Problem mit Hilfe des Entropiebegriffes näher zu kommen. Den anderen Physikern gegenüber befand er sich durch die neue Betrachtungweise im Vorteil: „... sie suchten alle nur in der Richtung", schreibt Planck, „die Strahlungsintensität in ihrer Abhängigkeit von der Temperatur darzustellen, während ich in der Abhängigkeit der Entropie von der Energie den tieferen Zusammenhang vermutete. Da die Bedeutung des Entropiebegriffes damals noch nicht die ihr zukommende Würdigung gefunden hatte, so kümmerte sich niemand um die von mir benützte Methode, und ich konnte in aller Muße und Gründlichkeit meine Berechnungen anstellen, ohne von irgendeiner Seite eine Störung oder Überholung befürchten zu müssen." Das einzige, was jedoch zunächst tatsächlich gelang, war die thermodynamische Begründung des Wienschen Strahlungsgesetzes, welches gesicherter als je zuvor schien.

Da teilten F. Kurlbaum und H. Rubens ein interessantes experimentelles Ergebnis mit, welches besagte, daß sich mit steigender Temperatur eines „Schwarzen Körpers" mehr und mehr eine Proportionalität zwischen Temperatur und Strahlungsintensität

einstellte. Planck begründete nun thermodynamisch die von Kurlbaum und Rubens gewonnenen experimentellen Werte und hatte zwei unabhängige Strahlungsgesetze gewonnen, wovon das eine mit dem Wienschen identisch und das andere für hohe Temperaturen gültig war. Es lag nahe, nach einer Darstellung zu suchen, die beiden Sachverhalten gerecht wurde und für tiefe Temperaturen in das Wiensche Gesetz überging, während es für hohe Temperaturen die neuesten Meßergebnisse widerspiegelte. Ein diesen Anforderungen genügender mathematischer Ausdruck war nun rasch gefunden und das Strahlungsgesetz damit zugleich. In dieser Form legte Planck das Strahlungsgesetz am 19. Oktober 1900 in der Sitzung der Physikalischen Gesellschaft in Berlin vor.

Zweifellos war Planck mit der Auffindung des Strahlungsgesetzes Entscheidendes gelungen, dennoch blieb auch noch Entscheidendes zu tun: es fehlte nämlich zunächst jede theoretische Begründung!

Indessen gelang es, die beiden im Strahlungsgesetz enthaltenen Konstanten zu bestimmen. Die Konstante k ergab sich zu $1.346 \cdot 10^{-16}$ erg/grad und die andere Konstante h zu $6.55 \cdot 10^{-27}$ erg's. Diese zweite Konstante erhielt die Bezeichnung „Wirkungsquantum", weil sie die Dimension einer physikalischen Wirkung besaß. Doch was an physikalischem Gehalt hinter diesem Wirkungsquantum verborgen war, blieb noch immer unauffindbar. Sie erwies sich „gegenüber allen Versuchen, sie in irgendeiner angemessenen Form dem Rahmen der klassischen Theorie einzupassen als sperrig und widerspenstig. Solange man sie als unendlich klein betrachten durfte, also bei großen Energien oder langen Zeitperioden, war alles in schönster Ordnung; im allgemeinen Fall jedoch klaffte an irgendeiner Stelle ein Riß, der um so auffallender wurde, zu je schwächeren und schnelleren Schwingungen man überging."

Planck stand damit vor folgender Alternative: „... entweder war das Wirkungsquantum nur eine fiktive Größe; dann war die Deduktion des Strahlungsgesetzes prinzipiell illusorisch und stellte weiter nichts vor als eine inhaltslose Formelspielerei, oder aber der Ableitung des Strahlungsgesetzes lag ein wirklicher physikalischer Gedanke zugrunde, dann mußte das Wirkungsquantum in der Physik eine fundamentale Rolle spielen, dann kündigte sich mit ihm etwas ganz Neues, bis dahin Unerhörtes an, das berufen schien, unser physikalisches Denken ... von Grund aus umzugestalten."

Da das Strahlungsgesetz jedoch in glänzendster Weise die Wirklichkeit wiederzugeben gestattete, mußte wohl nach einer wirklichen Bedeutung der Konstante gesucht werden. Diese Bedeutung ergab sich für Planck in der wahrhaftig ungeheuerlichen Feststellung der Energiequantelung. Planck kam zu dem Schluß, daß Energie nicht kontinuierlich, sondern stets in bestimmten „Portionen" der Größe $h \cdot \nu$ auftritt, worin h das Wirkungsquantum, eine neue Naturkonstante und ν die Frequenz der betrachteten Strahlung bedeutet. Mit dieser Deutung des Strahlungsgesetzes war das Tor zu einer weit über einzelwissenschaftliche Fragen hinausgehenden neuen Betrachtungsweise aufgestoßen, die ihre Spuren bald auf allen Gebieten sichtbar hinterlassen sollte.

Wenn je eine physikalische Revolution mit einem Datum wirklich verknüpft war, so ist es die Geburtsstunde der Quantenphysik an jenem 14. Dezember 1900 gewesen, als Planck die Deutung seines Strahlungsgesetzes vor der Physikalischen Gesellschaft im Berliner Magnus-Haus am Kupfergraben abhandelte.

Benutzte Literatur:

PLANCK, M.: Persönliche Erinnerungen aus alten Zeiten. Die Naturw. 33 (1946) S. 230. – Wissenschaftliche Selbstbiographie. Leipzig 1948. – Die Einheit des physikalischen Weltbildes. Leipzig 1933. – Zur Geschichte der Auffindung des physikalischen Wirkungsquantums. Die Naturw. 31 (1943) S. 154. – Entstehung und bisherige Entwicklung der Quantenphysik. Leipzig 1922.

Geometrische und Wellenoptik in der Astronomie

Beugung – Interferenz
Aplanasie – Apochromasie

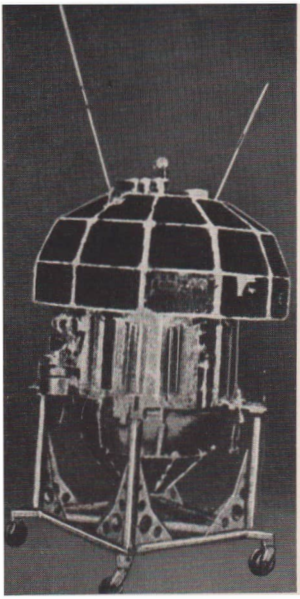
Ing. MAX RÖTSCH

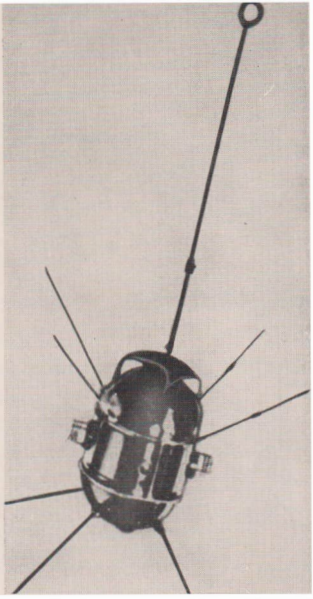
Fortsetzung 4

Die steigenden Ansprüche, die die Astronomen an die Fernrohre, insbesondere an die Astro-Objektive stellten, konnten die bisherigen achromatischen Systeme nicht mehr befriedigen. Man strebte nach besserer sphärischer und chromatischer Korrektion der Objektive. Aber welche Wege führten zum Ziel? Seit langem beschäftigte sich der Chemiker Otto Schott in Gemeinschaft mit dem Jenaer Physiker Ernst Abbe damit, neue Glasarten mit besseren optischen Eigenschaften herzustellen. Endlich gelang es in den Glaswerken Schott und Genossen in Jena, erfolgreiche Schmelzen von neuen optischen Gläsern zu entdecken. Ohne Zweifel gewann dadurch auch das astronomische Fernrohr mehr an Interesse, denn durch die Eigenschaften der neuen Gläser erschien es aussichtsreich, eine Verminderung des sekundären Spektrums zu erreichen, so wie es Fraunhofer schon versucht hatte. Die ersten Schritte fallen in das Jahr 1885, als Abbe's junger Mitarbeiter S. Czapski dem Berliner Fabrikanten Bamberg Daten für Fernrohrobjektive aus neuen Jenaer Gläsern lieferte. Von Bamberg wurden 2 Objektive von 13,4 bzw. 17,6 cm Durchmesser und 1.973 bzw. 2,5 m Brennweite hergestellt. Diese Systeme wiesen beim Nachprüfen eine überraschend günstige Korrektur des sekundären Spektrums gegenüber den bisherigen Achromaten auf. In den Jenaer Zeisswerken wurden in der Folge ebenfalls neue Astro-Objektive hergestellt. So beispielsweise das zweilinsige Objektiv mit freier Öffnung von 21,2 cm und einer Brennweite von 4,45 m. Auch dieses Astro-Objektiv wies eine erhebliche Minderung des sekundären Spektrums auf. Man bezeichnete es als apochromatisches Fernrohrobjektiv „A". Etwas später brachte Zeiss auch ein dreiteiliges apochromatisches Fernrohrobjektv mit geradezu idealer Farbenkorrektion heraus. Es war ein Meisterwerk, das von Dr. A. König, dem langjährigen Mitarbeiter im Zeisswerk, berechnet wurde. Weitere Fortschritte reihten sich unter Mitwirkung des bekannten optischen Mathematikers Dr. Sonnefeld an. Er schuf z. B. das Astro-Spezial-Objektiv „AS", ein zweilinsiges Halbapochromat von ausgezeichneter Korrektur. Es handelt sich dabei um ein Kollimatorobjektiv, das für hochwertige Erdfernrohre angewandt wird. Noch erwähnenswert ist der von Sonnefeld errechnete Astro-Vierlinser 1:5 mit freier Öffnung von etwa 40 cm. Der Vorzug dieses Objektives liegt in der besonderen chromatischen Korrektion. Die chromatische Differenz der sphärischen Aberrationen, desgleichen auch die sphärischen Zonenfehler, sind fast vollständig behoben.

Aplanasie

Im Verlaufe der bisherigen Diskussion über Asymmetriefehler eines optischen Systems wurden die verschiedensten Abweichungen sphärischer wie chromatischer Art gekennzeichnet. Nach der optischen Strahlentheorie verschwinden all diese Fehler bei der Korrektion eines dieser Fehler. Ein auf diese Weise korrigiertes optisches System nennt man dann isoplanatisch (griechisch gleich: abirren). Ein System, bei dem außer den Asymmetriefehlern auch die Öffnungsfehler beseitigt sind, nennt man aplanatisch (auf deutsch „nicht abirrend").





SOWJETISCHE SATELLITEN DER KOSMOSSERIE

Die obenstehenden Abbildungen zeigen zwei sowjetische Satelliten der Kosmos-Serie. Ohne Zweifel handelt es sich um solche mit einer Bahnneigung von 49°. Ihre Dimensionen mögen etwa 1,5 m × 1 m betragen. (Abgeschätzt aus ihrer Sternhelligkeit, die etwa bei 6^m liegt). Ihre Masse könnte man auf etwa 1 Tonne schätzen.

Einer der beiden Satelliten besitzt eine Kappe mit Solarbatterien und auch auf der entgegengesetzten Halbkugel erkennt man noch Solarzellen. An dem walzenförmigen Mittelteil erkennt man „Jalousien" für die Wärmeregulierung.

Der lange Stab mit dem Ring an dem zweiten Satelliten könnte eventuell ein Magnetometer sein. Möglicherweise ist es auch der Ausleger eines Gravitations-Stabilisierungssystems. An diesem Satelliten sind keine Solarzellen zu erkennen, so daß die Annahme naheliegt, daß er andere Stromquellen besitzt (chemische oder Kernenergiequellen).

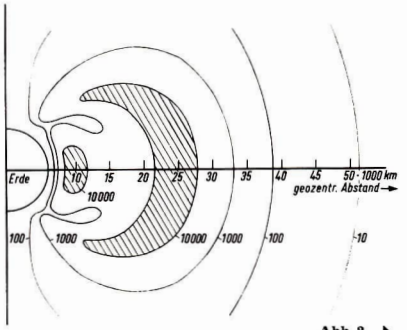


Abb. 1

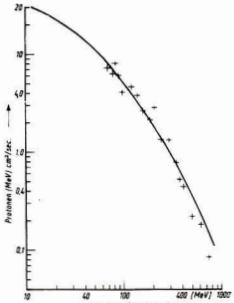


Abb. 2

Abb. 6

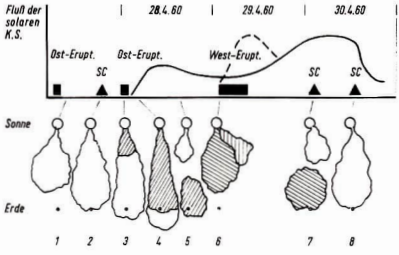


Abb. 5

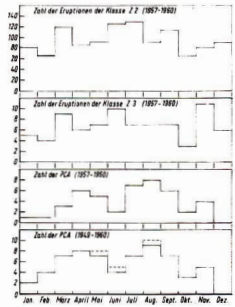


Abb. 3

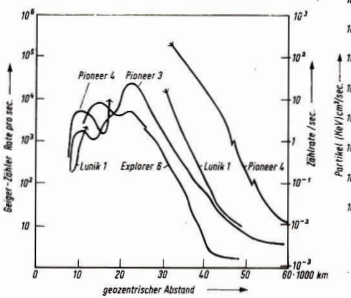
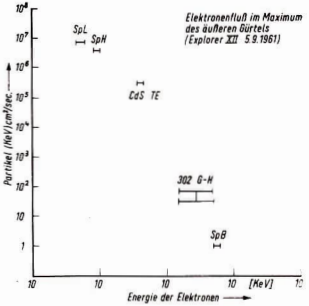


Abb. 4



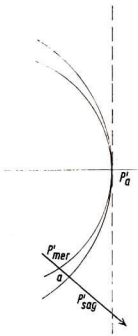


Abb. 1 ▲

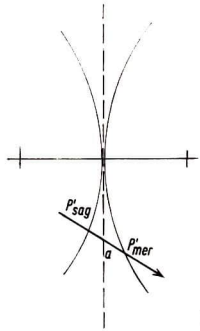


Abb. 2 ▲

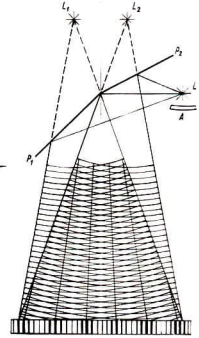
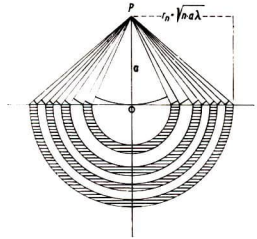


Abb. 7 ▲

Abb. 8 ▼

◀ Die Abbildungen S. 84 gehören zum Beitrag „Ergebnisse der Untersuchungen der kosmischen Strahlung" (S. 71)



Die Abbildungen S. 85 gehören zum Beitrag „Geometrische und Wellenoptik in der Astronomie" (S. 82)

◀ Abb. 5

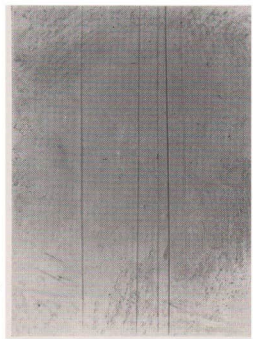
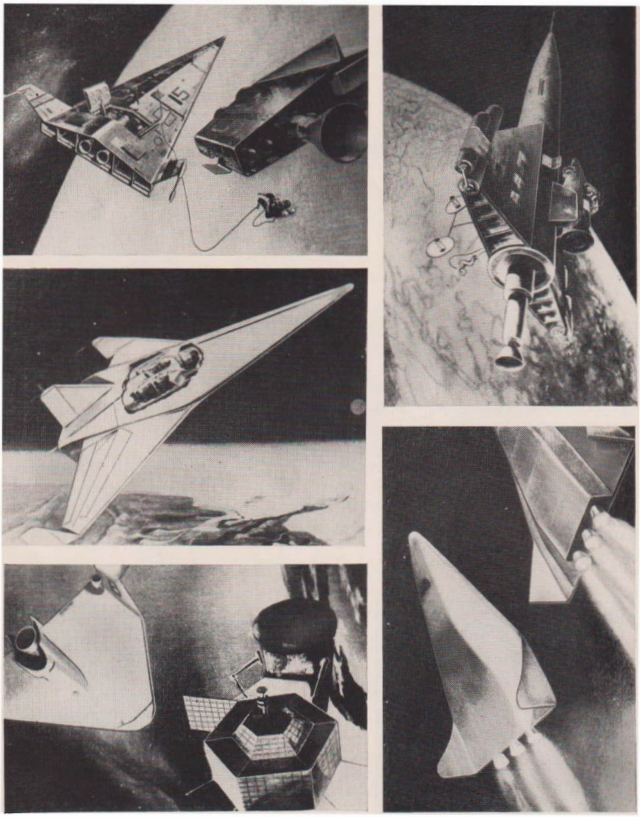


Abb. 6 ▶



Projekte für Raumgleiter, als Verbindungsfahrzeuge zwischen Erde und Raumstationen, als interkontinentale Transportfahrzeuge u. ä., wurden in großer Zahl von den verschiedensten USA-Konzernen ausgearbeitet. Interessant ist das unterste Bild links; es zeigt einen Raumgleiter, mit dem Monteure zu unbemannten Satelliten gelangen können, um diese zu warten oder zu reparieren.

Ist ein optisches System aplanatisch, so resultiert hieraus zwar für den Achsenpunkt P_0 eine stigmatische Abbildung, dagegen für einen außeraxialen Objektpunkt P noch nicht, weil das optische System, in bezug auf dieses, für von P ausgehende räumliche Bündel keine Rotationssymmetrie besitzt. Es werden daher auch bei aplanatischer Korrektion die meridionalen Strahlenbüschel und die sagittalen Büschel u. a. nur je für sich homozentrisch nach zwei verschiedenen Bildpunkten P'_{mer} und P'_{sag} und keiner dieser Bildpunkte braucht in der durch den axialen Bildpunkt P'_0 hindurchgehenden achsensenkrechten Ebene E' zu liegen. Siehe (Abb. 1 (S. 85). Anstelle eines ebenen Bildes bestehen dann 2 gekrümmte Bildfeldschalen die sich in P'_0 berühren. In der Auffangebene E' wird dann nur in der Achse eine scharfe Abbildung bestehen. Die dann außerhalb der Achse in Erscheinung tretenden Schärfenfehler bezeichnet man als Folge der meridionalen und sagittalen Bildfeldkrümmung. Der Abstand zweier zusammengehöriger Bildpunkte P'_{mer} und P'_{sag} ist die astigmatische Differenz a', ihr halber Betrag Astigmatismus. Die Bildfeldkrümmungen heißen positiv, wenn die Bildfeldschalen nach dem Objektiv zu hohl sind, sie heißen negativ, wenn die Bildfeldschalen nach dem Objektiv zu konvex sind. Der Astigmatismus heißt positiv, wenn man, vom Objektiv kommend, erst auf die meridionale, dann auf die sagittale Bildfeldschale stößt; er heißt negativ, wenn die Reihenfolge der Schalen umgekehrt ist. Abb. 2 (S. 85) zeigt einen Fall von negativem Astigmatismus mit positiver sagittaler und negativer meridionaler Bildfeldkrümmung. Die genau in der Mitte zwischen beiden Schalen eingefügte Zwischenschale nennt man die mittlere Bildfeldkrümmung. Fallen meridionale und sagittale Bildfeldschalen in eine zusammen, so heißt das optische System anastigmatisch. Zu betonen ist, daß das Substantivum „Anastigmat" nur für solche Systeme gebraucht wird, die nicht nur anastigmatisch sind, sondern außerdem auch praktisch nicht mehr Bildfeldkrümmung aufweisen.

Die Aplanasie nennt man auch Abbe-Apochromasie. Wir erwähnten bereits in den vorangegangenen Ausführungen (chromatische Aberrationen), daß, wenn sich für zwei verschiedene Farben je ein Randstrahl derselben Öffnung und für drei verschiedene Farben je ein Paraxialstrahl an gleicher Stelle der Achse treffen, für zwei der Farben gleichzeitig Aplanasie (Abbe-Apochromasie) herrscht. Die sogenannten Apochromate erfüllen obige Bedingung nicht streng, sondern geben zufolge der Zonen im Öffnungsfehler höchstens Isoplanasie. Zur Herstellung der Apochromasie bedarf es einer Kombination von Gläsern, die bei verschiedenen v-Werten mindestens einen sehr angenäherten proportionalen Gang der relativen Dispersion durch das ganze sichtbare Spektrum hindurch besitzen, d. h. eine merkliche Konstanz der Größe

$$\frac{n\lambda_1 - n\lambda_2}{n\lambda_2 - n\lambda_3}$$

aufweisen. Unter den optischen Gläsern selbst gibt es kaum solche Kombinationen, die bei nennenswerter Differenz der v-Werte die zusätzlich geforderte Eigenschaft besitzen. Aber in Kombination mit anderen Materialien, insbesondere gegenüber Flußspat mit einem v-Wert von etwa 95. besitzen eine ganze Reihe von optischen Gläsern die für apochromatische Korrektion günstigen Eigenschaften. Eine völlige Beseitigung der chromatischen Variation der Bildgröße haben allerdings auch die Apochromate nicht.

Nach Abbe's Vorschlag nennt man Objekt- und Bildpunkte, die eine für das gegebene abbildende System aberrationsfreie Beziehung haben, aplanatische Punkte. Solche dagegen, die in verzerrungsfreier Beziehung stehen, bezeichnet er mit orthoskopische Punkte. Bei der vollkommen idealen Abbildung würden alle Punktpaare aplanatisch und orthoskopisch zugleich sein, bei der wirklich herstellbaren Abbildung sind sie immer nur das eine oder das andere, es sei denn, daß man sich auf ganz enge Ausschnitte beschränkt.

Beugungserscheinungen und Interferenz

Als Meister der physikalischen Meßkunst kann man ohne Zweifel den deutschen Optiker Joseph Fraunhofer bezeichnen. Er beobachtete die Beugungserscheinungen in der Brennebene eines Fernrohres. Die beugende Öffnung brachte er vor das Objektiv des Fernrohres. Das Licht ging für gewöhnlich von einem entfernten Spalt aus, der durch einen Heliostaten beleuchtet wurde. Die „Fraunhofer'sche Art" Beugungserscheinungen zu studieren, hat sich ausgezeichnet bewährt und spielt auch heute noch eine große Rolle. Als beugende Öffnungen vor dem Objektiv benutzte Fraunhofer feine Löcher, einzelne Spalte, mehrere Spalte, Kreuzgitter u. a. m. Besonders wichtig wurden seine Versuche mit Gittern, die er zunächst aus feinen Drähten herstellte, dann durch Ritzen von parallelen Linien in einem mit Gold belegten Planglas. Als auch diese seinen Ansprüchen nicht mehr genügten, konstruierte er eine Teilmaschine, um direkt mit einem Diamanten sehr feine parallele Linien in Glas zu reißen. Seine Drahtgitter hatten Gitterkonstanten von 160 μ und 80 μ, also etwa 62 und 125 Spalten je Zentimeter. Bei seinen feinen Glasgittern brachte er Gitterkonstanten von 7,72 μ und 3,31 μ fertig, also bei den feineren rund 3000 Linien je Zentimeter. Er berichtete auch von Versuchen zur Herstellung von Gittern mit einer Gitterkonstante von 0,846 μ. Doch war es ihm 1823 noch nicht gelungen, ein derartiges Gitter herzustellen. Fraunhofer stellte außerordentlich hohe Ansprüche an die Genauigkeit der Gitter. Was war aber der Erfolg seiner mühevollen Beugungsuntersuchungen? Welche Erscheinungen traten dabei auf? Diese Untersuchungen ergaben für Fraunhofer eine Überraschung. Die Gitter erzeugen sogenannte Beugungs-Spektren, in denen er seine wohlbekannten „Fraunhofer'schen" Linien wieder entdeckte (Abb. 3 und 4, unten).

Diese Entdeckung war ihm höchst willkommen Sie versetzte ihn in die Lage, an Hand der Beugungstheorie die Wellenlänge des Lichtes für die verschiedenen Linien zu bestimmen. Seine Messungen mit dem Gitter von 3,31 μ Gitterkonstante ergab nach den Angaben von H. Boegehold äußerst genaue Werte. Fraunhofer sagte selbst von

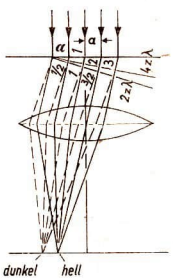


Abb. 3

Abb. 4

seinen Messungen, daß für die helleren Farben fast nicht der tausendste Teil der Wellenlänge ungewiß sein kann. Er war sich über die Genauigkeit seiner Messungen absolut klar. Wenn heute die Einheit des Längenmaßes, das Meter, in Wellenlängen des Lichtes geeicht ist, wenn die Interferenzmessungen, denen stets die Wellenlänge

des Lichtes zugrunde liegt, heute immer breiteren Raum in der Feinmeßtechnik einnehmen, dann sollte man daran denken, daß Fraunhofer als erster und für lange Zeit als einziger imstande war, die Wellenlänge des Lichtes mit großer Genauigkeit anzugeben.

Wenn das Licht Wellennatur besitzt, so müssen bei ihm ähnliche Erscheinungen auftreten, wie bei Wasserwellen. Die Wellen pflanzen sich durch eine Öffnung hindurch nicht nur in ihrer ursprünglichen Richtung fort, sondern sie breiten sich hinter der Öffnung so aus, als ob die Öffnung selbst ein punktförmiges Wellenzentrum eines Kreiswellensystems wäre. Die Schwingungsweite der konzentrischen Wellen ist in gerader Richtung hinter der Öffnung größer als in seitlicher Richtung. Dieser Unterschied wird um so größer, je kleiner die Öffnung im Schirm ist und tritt um so stärker hervor, je größer die Öffnung ist.

Das Licht zeigt uns ähnliche Erscheinungen, wie sie bei den Wasserwellen unmittelbar beobachtet werden können. Eine dieser Erscheinung ist die Interferenz von Lichtstrahlen. Wir lernten bereits Erscheinungen kennen, in denen sich Lichtwellen übereinander lagern: Beugungserscheinungen. In den Abb. 5 und 6 (S. 85) sehen wir sehr feine Haarschlieren in einem Brillenglas, einmal bei Hellfeldbeleuchtung und einmal bei Dunkelfeldbeleuchtung. Der Vergrößerungsmaßstab ist etwa 1:10. In den Abb. 7 und 8 (S. 85) sind Interferenzerscheinungen gezeichnet. Letztere sind ein sehr wichtiges Gebiet in der Wellenoptik. Interferenz dient zum vollen Verständnis der Beugungserscheinungen. Das Entstehen von dauernd beobachtbaren Interferenzerscheinungen setzt das Vorhandensein phasenverschobener kohärenter Wellenzüge voraus. Das natürliche Licht besteht aus einer Summe untereinander inkohärenter Wellenzüge, deren jeder nur in sich selbst kohärent ist. Ein akustisches Modell hierfür wäre ein Gebilde aus einer außerordentlich großen Zahl von Stimmgabeln, deren jede in ganz unregelmäßigen Zwischenräumen kurz angeschlagen wird und allmählich verklingt. Die Summe aller dieser einzelnen Wellenzüge wäre dann die von diesem Gebilde ausgehende natürliche Strahlung. Es kann nur Licht, das von einem und demselben Punkt der Lichtquelle (wahrscheinlich von einem einzigen Atom oder Molekül) ausgeht, kohärent sein. Daraus leitet sich der zuerst von Fresnel benutzte Grundgedanke aller Versuchsanordnungen zur Herstellung interferenzfähiger kohärenter Lichtwellen her. Man teilt jede von einer Lichtquelle stammende Welle durch geeignete Vorrichtungen in 2 Wellen und bringt diese dann zur Überlagerung. In Abb. 5 (S. 85) ist der historisch wichtigste Versuch, die Interferenzerscheinungen durch Kombination kohärenter Wellenzüge systematisch herzustellen, von Fresnel als Spiegelversuch dargestellt.

Zwei ebene Glasspiegel stoßen in einer geradlinigen Kante aneinander, doch so, daß keiner der beiden schwarzen Spiegel an dieser Kante hervorragt. Die beiden Spiegel sind um einen sehr geringen Winkel (nur wenige Minuten) gegeneinander geneigt. In einem Abstand von wenigen Zentimetern von der gemeinsamen Spiegelkante dicht vor den Spiegelflächen ist ein lotrechter feiner Spalt so aufgestellt, daß er der gemeinsamen Spiegelkante genau parallel ist. Der Spalt wird von der Rückseite durch eine starke Lichtquelle so beleuchtet, daß durch den Spalt fallende Lichtstrahlen beide Spiegel treffen und von diesen reflektiert werden. Die beiden Lichtbüschel durchkreuzen sich in dem ihnen gemeinsamen Gebiet, ähnlich wie die beiden Wellensysteme bei dem Versuch mit Wasserwellen. Auf einem in das gemeinsame Strahlengebiet gebrachten Schirm müssen daher abwechselnd helle und dunkle Streifen (Interferenzstreifen) auftreten; und zwar muß genau in der Mitte des gemeinsamen Gebietes auf der Mittelsenkrechten der Verbindungsstrecke von L_1 und L_2 ein heller Streifen liegen.

Das Experiment zeigt auf weißem Schirm einen von beiden Lichtquellen gleichzeitig beleuchteten hellen Lichtfleck, der in seinem mittleren Teil von lotrechten hellen und dunklen Streifen durchschnitten wird. Die hellen Streifen entsprechen denjenigen Punkten, die gleichzeitig derselben Phase beider Lichtbüschel angehören, während

in den dunklen Streifen die Phase der beiden Lichtbüschel entgegengesetzt ist. Die auf dem Schirm beobachteten hellen und dunklen Streifen sind eine Durchschnittslinie des Schirms mit der konfokalen Hyperbelschar, die wir bei den Wasserwellen auch unmittelbar beobachten können. Mit diesem klassischen Versuch kann die Wellenlänge des zu untersuchenden Lichtes festgestellt werden. In der nächsten Fortsetzung wird noch von Beugungserscheinungen die Rede sein, die bei der Auflösung des Bildes der Gestirne mittels Fernrohr eine Rolle spielen. Denn ein gutes Fernrohrobjektiv erzeugt infolge der Wellennatur des Lichtes von einem Fixstern nicht ein streng punktförmiges Bild, sondern ein winzig kleines Lichtscheibchen mit zartem, violettem Rand. Um dieses Scheibchen liegt nach einem dunklen Zwischenraum ein feiner, heller Ring. Nach einem zweiten dunklen Zwischenraum ein weiterer heller Ring u. s. f.

Aus der astronautischen Literatur

Japans Raumfahrtforschungsprogramm

Die Ziele der japanischen Raumfahrtforschung wurden von einer Beratergruppe des Ministerpräsidenten Ikeda in folgende sechs Punkte zusammengefaßt:

1. Entwicklung und Fertigung japanischer Satelliten, die mit eigenen oder US-amerikanischen Trägerraketen gestartet werden sollen.
2. Entwicklung von Raketen für meteorologische, geodätische und sonstige wissenschaftliche Zwecke.
3. Langfristiges Programm zur Fertigung hochenergetischer Trägerraketen für den Start von japanischen Raumflugkörpern.
4. Steigerung der allgemeinen technologischen Leistungsfähigkeit in der Raketen- und Raumflugtechnik.
5. Einsatz von Forschungsraketen zur Förderung der kosmologischen Erkenntnisse.
6. Planmäßige Entwicklung von Aufgaben für wissenschaftliche Nutzlast von Raumflugkörpern.

Hilfsmittel der Planeten- und Mondforschung: Radar-Raumsonden

Zur Verbesserung der radarastronomischen Methoden in der Planeten- und Mondforschung befindet sich ein neues Verfahren in der Ausarbeitung, von dem vor allem interessante Aufschlüsse über Planetenatmosphären erwartet werden könnten. Während in der konventionellen Radartechnik Sender und Empfänger örtlich zusammenfallen und meist sogar eine gemeinsame Antenne benutzen, sollen bei der vorgeschlagenen „bistatischen" Methode zwei räumlich weit voneinander entfernte Stationen getrennt für Sendung und Empfang eingesetzt werden. Das sehr einfache Prinzip sieht einen leistungsstarken Sender auf der Erde vor, mit dem das zu untersuchende Objekt „angeleuchtet" wird. Der Empfänger bewegt sich in Gestalt einer Raumsonde in der Nähe dieses Objektes vorbei. Damit ergeben sich völlig neue Möglichkeiten zur Untersuchung von elektrisch leitenden Gashüllen um Planeten und Sonne sowie von solaren Ladungswolken und dem interplanetarem Plasma.

Die konventionelle Radarecho-Methode läßt bekanntlich nur den Empfang von Signalen zu, die am Objekt senkrecht auftreffen, also unter einem Winkel von 0° reflektiert werden. Hinzu kommt eine Intensitätsminderung des Empfangssignals mit der 4. Potenz der Entfernung, da sich die umgekehrten Quadrate der zweimal voll zu durchlaufenden Entfernung miteinander multiplizieren. Eine Radar-Sonde könnte aber ein ganzes Gemisch von direkten, gebrochenen und reflektierten Funkstrahlen verschiedener Phasen und Polarisationszustände aufnehmen, diese in telemetrisch günstige Formen umwandeln und mittels Richtantennen einem irdischen Hochleistungsempfänger zustrahlen. Trotz der relativen Leistungsschwäche eines Bordsenders sollte auf Grund der geringen Empfängerentfernung vom Objekt dabei sogar noch ein Leistungsgewinn gegenüber der „direkten" Methode möglich sein. Die Informationsbreite ließe sich außerdem dadurch vergrößern, daß mehrere Frequenzen gleichzeitig zur Abtastung des Objekts angewandt würden.

Das neue Radarsondenverfahren wird darüber hinaus auch für die Untersuchung der festen Oberflächen von Himmelskörpern als aussichtsreich angesehen. Die aus verschiedenen Positionen der Radar-Sonde zum Objekt gemessenen Intensitäts- und Polaritätsverhältnisse unterschiedlicher Frequenzen, werden die Möglichkeit bieten, beispielsweise die Dielektrizitätskonstante der Mondoberfläche bis auf wenige Prozent genau zu bestimmen. Bisher wurden dafür Werte angegeben, die um mehr als 100 Prozent voneinander abwichen. Weiterhin ließe sich aus dem Frequenzgang

der Messungen auch die elektrische Leitfähigkeit des Mondoberflächenmaterials bestimmen, wodurch eine Einengung der stofflichen Beschaffenheit möglich wäre. Selbstverständlich würde die Anwendung dieser Methode hinsichtlich der Erforschung von Planetenoberflächen ebenfalls eine Reihe von Informationen versprechen, die für die Vorbereitung späterer Landungsversuche von großer Bedeutung wären.

Naturw. Rundschau 1/1964
H. MIELKE

Italienische Satellitennutzlast getestet

Im Rahmen des sogenannten „San-Marco-Projektes", bei dem der Start einer italienischen Satellitennutzlast mit einer amerikanischen Trägerrakete vorgesehen ist, wurde am 20. April 1963 der erste Testflug mit einer Höhenrakete ausgeführt. Die Rakete vom Typ „Shotput" startete von Wallops Island. Bei diesem Versuch sollte die Arbeitsfähigkeit der Instrumente des später vorgesehenen Satelliten untersucht werden. Eine Bergung dieser Nutzlast war nicht vorgesehen. Bei dem Vorhaben „San Marco" handelt es sich um eine Zusammenarbeit zwischen der NASA und der Italienischen Kommission für Raumforschung. Es ist vorgesehen, einen Satelliten in eine Äquatorialumlaufbahn zu transportieren, wobei der Start von einer schwimmenden Plattform im Indischen Ozean erfolgen soll.

Bei dem beschriebenen Experiment sollte die von Professor Luigi Broglio entwickelte Anlage zur Messung des absoluten atmosphärischen Druckes erprobt werden. Im weiteren Programm war vorgesehen, Ende 1963 einen weiteren Versuchsstart mit einer „Shotput-Rakete" von einer schwimmenden Plattform im Indischen Ozean aus durchzuführen. Über dieses Experiment ist allerdings bis Ende 1963 nichts bekannt geworden. 1964 sollte im weiteren Programm von Wallops Island mit einer Scout-Rakete zum ersten Mal eine derartige Nutzlast auf die Satellitenbahn gebracht werden. Erst danach soll dann der Start des eigentlichen Satelliten, dessen Aufgabenstellung die Untersuchung der atmosphärischen und ionosphärischen Charakteristiken in äquatorialen Regionen ist, erfolgen.

Bei den sogenannten Shotput-Raketen handelt es sich um eine Kombination von Standardfeststofftriebwerken des Langley-Research-Center. Die Kombination ist zweistufig, die Rakete besitzt keine Steuerungsanlage, die Stabilisierung erfolgt aerodynamisch und durch Rotationsstabilisierung. Die erste Stufe besteht aus einer Thiokol Pollux E 6 in Verbindung mit zwei Thiokol Recruit und als zweite Stufe eine Hercules Powder Comp. X-248 Atair-Rakete. Der Startschub beträgt 54,5 Mp, die Länge der Rakete ist 9,6 m, ihr größter Durchmesser 83,5 cm und ihr Startgewicht macht 5 000 kp aus. Ferner ist eine Anlage zum Trennen der leergebrannten ersten Stufe und zum Zünden der zweiten Stufe vorhanden. Die Trennung der Nutzlast nach Brennschluß der zweiten Stufe erfolgt telemetrisch von der Bodenstation aus.

Vor dem beschriebenen Start haben italienische Wissenschaftler in Wallops Island sechs derartige Shotput-Raketen zu verschiedenen Experimenten eingesetzt.

Flight Internat. vom 2. 5. 1963, S. 652

Studie über Sonnen-Sonden

Charles F. Hall, George J. Nothwang und Harold Hornly beschäftigen sich in einer Studie mit den Möglichkeiten, Aufgabenstellungen und Instrumentierungen bzw. Schutzmaßnahmen für Raumsonden, die in die Nähe der Sonne gelangen können, zu entwickeln. Besondere Aufmerksamkeit widmen sie dem Problem der Konstruktion von Wärmeschutzschilden, um die Instrumentierung gegen die intensive Erwärmung zu sichern.

Sie gehen in ihren Betrachtungen von den zur Zeit in den USA verfügbaren Trägersystemen für Raumflugkörper aus. Sie kommen zu der Schlußfolgerung, daß eine rund 34 kp schwere Sonde auf eine Bahn gebracht werden könnte, die im Perihel sich der Sonne bis auf 0,3 Astronomische Einheiten nähert. Dieses Vorhaben hofft man in den Jahren 1964/65 realisieren zu können. Eine Verminderung des Gewichtes der Raumsonde auf 7 kp würde es ermöglichen, diesen Miniaturraumflugkörper auf eine Bahn mit einem Perihel von 0,05 Astronomischen Einheiten zu bringen.

Für das erstgenannte Projekt wird folgende wissenschaftliche Aufgabenstellung vorgesehen:

1. Untersuchungen über die räumliche und zeitliche Variation der Verteilung des Energiespektrums der solaren Partikelstrahlung und über die Bahnen dieser Partikel;
2. Untersuchungen über die Zusammensetzung der Partikelstrahlung, also die relative Häufigkeit von Elektronen, Protonen, Neutronen und der Kerne schwererer Elemente bzw. Ionen;
3. Untersuchungen über die räumliche und zeitliche Veränderung der Stärke und Richtung des interplanetaren Magnetfeldes und elektrischer Felder im interplanetaren Raum;
4. Untersuchungen über die Zusammenhänge zwischen den Teilchen der Partikelstrahlung und den magnetischen und elektrischen Feldern;
5. Untersuchungen über Stärke und Ausmaß der niederfrequenten elektromagnetischen Wellenstrahlung der Sonne.

Aerospace Engineering 21 (1961), Nr. 5, S. 22–30

Zum Programm im Jahr der ruhigen Sonne

Bekanntlich findet 1964/65 das Jahr der ruhigen Sonne statt, bei dem etwa 60 Nationen gemeinsam eine Reihe geophysikalischer, astrophysikalischer Untersuchungen ausführen werden. In westlichen Literaturquellen wird über die wesentlichsten Aufgabenstellungen der NASA zum Jahr der ruhigen Sonne berichtet. Es sei deshalb das NASA-Programm kurz erläutert.

Für die beiden kommenden Jahre beabsichtigt NASA für geophysikalische und astrophysikalische Forschungsaufgaben allein 70 Satelliten zu starten. Im gleichen Zeitraum sollen 700 Höhenraketen aufgelassen werden und rund 3 000 große Ballons sollen bis in die Stratosphäre vordringen. An kleineren meteorologischen Raketen sollen rund 1 000 pro Jahr gestartet werden.

Die wichtigsten der vorgesehenen Erdsatelliten seien kurz genannt. Es sind dies: Drei OSO-Satelliten (Orboting Solar Observatory), also drei Erdsatelliten mit speziellen Sonnenbeobachtungsaufgaben. Zwei exentrische OGO (Orbiting Geophysical Observatory), also sogenannte geophysikalische Beobachtungssatelliten, die stark exzentrische Bahnen erhalten sollen. Die Flughöhen sollen zwischen 260 und 100 000 km variieren. Ferner drei sogenannte interplanetare Sonden. Auch hier handelt es sich um Erdsatelliten mit einem vorgesehenen Perigäum von 180 km und einem Apogäum von 320 000 km. Ein Polar-OGO, also ein geophysikalischer Satellit mit kreisähnlicher Bahn über die Polargebiete. Zwei Mariner-R und möglicherweise ein Mariner-B für planetare Missionen. Diese zwei oder auch drei Raumsonden sollen Ende November 1964 gestartet werden. um in die Nähe unseres Nachbarplaneten Mars zu gelangen.

Auch bezüglich des Mondes sind drei große Experimente geplant. Im Zeitraum 1964/65 sollen zwei Mondsonden vom Typ Surveyor gestartet werden, die auf der Mondoberfläche weich landen. Diese beiden Sonden sollen mit verschiedenen Meßgeräten zur direkten Untersuchung des Mondbodens ausgerüstet sein. Unter anderem gehören dazu Bohrer, die Bodenproben entnehmen, die spektroskopisch untersucht werden sollen. Auch die Schaffung eines Mondsatelliten ist vorgesehen.

Zum Programm gehören weiter zwei Ionosphärensatelliten und zwei Satelliten, mit denen die Struktur der Hochatmosphäre eingehend untersucht werden soll.

Es soll auch damit begonnen werden, die sogenannten Nimbus-Satelliten einzusetzen. Hierbei handelt es sich um eine verbesserte Version der Tiros-Wettersatelliten, die auf Polarbahnen die Erde umkreisen sollen. Nach dem Programm sollen sieben derartige Wettersatelliten während des Jahres der ruhigen Sonne zum Einsatz kommen. (Aus späteren Veröffentlichungen geht hervor, daß z. Z. noch keine Einigung darüber besteht, ob die Nimbus-Satelliten tatsächlich zum Einsatz gelangen sollen, da sich bei der Entwicklung der Systeme dieser Satelliten große Schwierigkeiten ergeben haben.)

In der referierten Arbeit wird noch darauf hingewiesen, daß im Jahr der ruhigen Sonne insgesamt neun Nationen Forschungsraketen einsetzen wollen. Besonders wird auf die Zusammenarbeit zwischen Großbritannien und Indien hingewiesen. In Indien sollen vom Startgelände in Trivandrum, welches auf dem geomagnetischen Äquator liegt, zahlreiche Raketen gestartet werden, deren Aufgabenstellung in der Untersuchung des äquatorialen Stromsystemes besteht.

Ein besonderes Augenmerk soll auch der Untersuchung der meteorologischen Wirbel über den Polen gewidmet werden. Prof. J. Winckler von der Universität Minnesota hat das Projekt eines Riesenballons von 1 Mill. Kubikfuß Rauminhalt vorgeschlagen, der mit einer Nutzlast von 110 kp von Spitzbergen aufgelassen werden soll und sich durch die natürlichen Wirbel rund um den Pol bewegt. Die Beobachtungsergebnisse sollen während des ganzen Fluges telemetrisch zu Bodenstationen übertragen werden. Dieser Ballon soll in einer Höhe von 15 bis 30 km den Pol umfliegen. Man rechnet damit, daß er in rund einer Woche den Pol einmal umrundet. Seine Sendeantenne ist 2,5 km lang, da man eine sehr niedrige Sendefrequenz benutzen will, um eine große Reichweite zu haben.

Aviation Week Vol. 79 (1963), Nr. 17, S. 28–29

GD/A-Satellit zum Studium der Hochatmosphäre

Die US-Air-Force hatte für Dezember 1963 den Start eines Erdsatelliten mit der Bezeichnung SATAR (**Sa**tellite for **A**reospace **R**esearch) vorgesehen. Als Startort plante man Cape Kennedy. Dieser Satellit wurde von General Dynamics/Astronautics entwickelt, weswegen er auch die Bezeichnung GD/A-Satellit hat. Dieser Satellit soll nicht auf übliche Art auf seine Bahn gebracht werden, sondern als sogenannter „Piggyback", also als seitlich an der Rakete angebrachte Nutzlast. Die Trägerrakete ist eine Atlas, die einen ballistischen Testflug ausführt. In einer Höhe von 900 km wird diese seitlich angebrachte zylinderförmige Nutzlast getrennt und eine mitgeführte Feststoffrakete beschleunigt diesen Satelliten auf die notwendige Kreisbahngeschwindigkeit. Das Gesamtgewicht soll etwa 140 kp betragen, wovon 90 kp auf die Instrumente einschließlich der Solarbatterien und Speicherquellen entfallen. Der eigentliche Satellitenkörper ist 137 cm lang, bei einem Durchmesser von 68 cm. An den sphärischen Endflächen sind die Solarbatterien angebracht. Seine Instrumentierung umfaßt folgende Meßinstrumente: Magnetometer, Strahlungsdetektoren, biophysikalische Meßinstrumente und Ausrüstungen, Kernstrahlungsdetektoren, Radiometer und Mikrometeoritendetektoren.

Für den Satelliten ist keine Lagestabilisierung vorgesehen, er soll unkontrolliert taumeln. Die Solarzellen sind vom N-P-Typ, wobei jede Zelle 1 und 2 cm Kantenlänge hat. Ihr Wirkungsgrad soll 10,5 Prozent betragen. Sie sind durch blaue Glasfilter abgedeckt. Man hofft, 25 Watt bei 25 Volt und 250 Amp. zu erhalten. Falls keine zu starke Überhitzung der Solarbatterien auftritt, rechnet man mit einer Lebensdauer von ungefähr 400 Tagen. (Ob dieser Satellit im Dezember 1963 gestartet worden ist oder nicht, ist nicht bekannt.)

Aviaton Week, Vol. 79 (1963), Nr. 3, S. 69

Über die Ausrüstung der zukünftigen Tiros-Satelliten

Über die Ausrüstung und Bahnen der zukünftigen Tiros-Satelliten wird von William Stroud, Leiter der Aeronomy and Meteorology Div. d. NASA, Goddard Space Flight Center Greenbeld Md., in einer ausführlichen Arbeit berichtet. Die Tiros-Satelliten 9 bis 12 werden in elliptischen bzw. Polarbahnen die Erde umkreisen.

Bereits Tiros 8 wird mit einer neuen von der Radio Corp. of America entwickelten automatischen Bildübertragungskamera vom Typ APT ausgerüstet sein. (Automatic Picture Transmission Camera.) Diese Kamera überträgt kontinuierlich Bilder der Erdoberfläche, so lange sich der Satellit im Sonnenlicht bewegt. Insgesamt 45 der amerikanischen Wetterbeobachtungsstationen sind mit Empfangsapparaturen für dieses neue Kamerasystem ausgerüstet. Außerdem besitzt dieser Satellit die normale 104°-Weitwinkelkamera. Die APT-Kamera nimmt alle 8 Sekunden ein Bild auf, wobei allerdings die Übertragungsdauer dieses Bildes zur Erde 200 Sekunden beträgt. Auf einem dieser Bider ist eine quadratische Fläche mit der Kantenlänge von 1600 km dargestellt. Die einzelnen Stationen erhalten ferner vom Goddard Space Fligth Center Angaben über die räumliche Lageorientierung des Satelliten. Bei späteren Experimenten ist vorgesehen, vom Satelliten selbst, gemeinsam mit dem Bild jeweils die räumliche Lage und die geographische Länge und Breite seiner Position zu übertragen. Der folgende Satellit Tiros 9 wird die Erde auf einer Polarbahn mit rund 80° Bahnneigung umrunden. Dabei wird jeweils nach drei Tagen die gesamte Erdoberfläche einmal durch Aufnahmen überdeckt sein. Tiros 10 soll in eine elliptische Flugbahn gelangen, deren Perigäum bei 650 km Höhe und deren Apogäum bei 3 000 bis 5 000 km Höhe liegt. Tiros 11 soll ebenfalls in eine elliptische Bahn mit auch 650 km Perigäumshöhe gelangen. Für das Apogäum ist aber hier ein Erdabstand von 36 000 km vorgesehen. Damit will man erreichen, daß bei richtiger räumlicher Orientierung des Satelliten für bestimmte Stationen eine rund 4 Stunden dauernde ständige Bildübertragung möglich wird. Tiros 12 soll wieder in eine Polarbahn gelangen, wobei zu seiner Ausrüstung eine APT-Kamera und eine der bisherigen TV-Kameras gehören soll. (Tiros 8 wurde am 21. 12. 1963 gestartet.)

Aviation Week, Vol. 78 (1963), Nr. 25, S. 38

KARL-HEINZ NEUMANN

Berichtigungen

In Heft 5/6, 1963, muß es auf Seite 148 unter der Überschrift Neuerscheinung in der dritten Zeile richtig heißen: Etwa 300 Seiten mit Abbildungen, Halbleinen, cellophaniert, etwa 8,30 MDN ...

In Heft 2, 1964, muß es auf Seite 45 in der Endsumme der Aufstellung statt 14 854 900 000 Dollar 10 854 900 000 Dollar und im nachfolgenden Satz statt fast 80 Prozent, fast 60 Prozent heißen.

Ebenfalls in Heft 2, 1964, sind in dem Aufsatz von H. Wörner: Versuch zur Bestimmung der nächtlichen Extinktion ..., folgende Druckfehler entstanden: S. 60 (Überschrift) heißt richtig: ... Echo 1 (1960 ι); S. 63, Z. 7 v. u. und folgende: Der griechische Buchstabe λ bei den Indizes ist meistens auf dem Kopf stehend gesetzt, so daß er als y zu lesen ist.

S. 64, Formel (3) muß richtig lauten:

$$\Delta g = -2{,}5 \log \frac{\int_{0{,}3}^{0{,}65} i_{0\lambda}\, p_\lambda \exp\left[-M\left(a_{r\lambda} + a_{\omega\lambda} + \beta\lambda^{-4}\right)\right] \mathrm{d}\lambda}{\int_{0{,}3}^{0{,}65} i_{0\lambda}\, p_\lambda \,\mathrm{d}\lambda}$$

Bei der Erklärung der Buchstaben der Formel ist mehrfach statt λ : y als Index gesetzt.

S. 64, Z. 16 v. o. ist der Buchstabe ω verkehrt gesetzt, also $a_{\omega\lambda}$ anstatt $a_{\omega y}$.

S. 68, Z. 3 v. o. p_λ anstatt $p\lambda$.

Amateure beobachten und berichten

Bericht über die Sonnenfleckentätigkeit vom ersten Vierteljahr 1964

Refraktor, 50-mm-Öffnung, Vergrößerung 30fach

Monat	Rm	n	N
Januar	7,8	9	3
Februar	12,3	14	5
März	11,4	14	7

Rm = Monatsmittelwert
n = Anzahl der Beobachtungen
N = Fleckenfreie Tage

Besonders bemerkenswert ist die auffallende Zunahme der fleckenfreien Tage. Eine Zusammenstellung für die letzten drei Jahre macht dies deutlich.

Jahr	n	N
1960	95	0
1961	115	8
1962	125	18
1963	140	15

Im ersten Vierteljahr 1964 ist die Anzahl der fleckenfreien Tage schon so groß wie im vergangenen Jahr. Wir erleben das Jahr der ruhigen Sonne und das Minimum wird sich wahrscheinlich in einigen Monaten ereignen.

In der Berichtszeit wurden insgesamt nur 11 Gruppen beobachtet. Am lebhaftesten war die Fleckenentwicklung (R zwischen 20 und 30) in der letzten Februardekade und vom 11. März an. Die Fackelentwicklung zeigte eine leichte Zunahme.

Erich Schütz, Hildburghausen

Robert Henseling gestorben

Am 1. April 1964 verstarb an den Folgen eines Verkehrsunfalles im Alter von 78 Jahren der bekannte Amateurastronom und Schriftsteller Robert Henseling. Wir werden Robert Henseling, der sich um die Verbreitung astronomischer Kenntnisse und um die Förderung der Amateurastronomie hohe Verdienste erworben hat, ein ehrendes Andenken bewahren.

MITTEILUNGEN

DER DEUTSCHEN ASTRONAUTISCHEN GESELLSCHAFT - MITGLIED DER IAF

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

Funktechnische Satellitenbeobachtungsstation der Deutschen Astronautischen Gesellschaft

HORST HOFFMANN

Am 27. Mai 1964 wurde in Berlin die Funktechnische Satelliten-Beobachtungsstation beim Präsidium der Deutschen Astronautischen Gesellschaft offiziell eröffnet. Die Aufgabe, die dieser Station vom Präsidium der Deutschen Astronautischen Gesellschaft gestellt wurde, besteht in der kontinuierlichen funktechnischen Beobachtung aller Satelliten, die mit den zur Verfügung stehenden Empfängern verfolgt werden können. Das sind in erster Linie die Raumflugkörper, die im Bereich von 20 MHz senden. Auf dieser Frequenz erfolgte die Funkübertragung eines großen Teils der bisherigen sowjetischen Satelliten und bemannten Weltraumschiffe. Zur Zeit senden in diesem Bereich die Satelliten der Kosmos-Serie, die Poljot-Satelliten und die Elektron-Satelliten.

Mit der Gründung dieser Funktechnischen Satellitenbeobachtungsstation wurde in der Deutschen Demokratischen Republik eine Möglichkeit geschaffen, neben der seit 1957 bestehenden ständigen optischen Satellitenbeobachtung nunmehr auch eine laufende funktechnische Überwachung durchzuführen. Die Station hat ihren praktischen Betrieb bereits am 11. April 1964 mit der funktechnischen Beobachtung von Kosmos 28 aufgenommen. Die Arbeit der Station verläuft bisher nach folgendem Prinzip. Der Ephemeridendienst der DDR übermittelt der Satellitenbeobachtungsstation „Junge Welt" per Fernschreiben die Ephemeridenwerte. Dort werden die Tagesdurchgangszeiten für Berlin und z. T. auch selbst Ephemeriden gerechnet. Diese Werte werden der Funktechnischen Satellitenbeobachtungsstation übermittelt.

Die ersten funktechnischen Beobachtungen der Station wurden nach einem einfachen Verfahren durchgeführt. Der Beobachter in der Station stoppt zeitmäßig den hörbaren Durchgang des Satelliten, ermittelt zeitlich das Maximum und speichert die Funk-

signale auf einer Tonbandkonserve. Als nächster Schritt ist jedoch für die Station vorgesehen, mit Hilfe eines Schreibers Feldstärkemessungen durchzuführen und Dopplerkurven der Funksignale von Satelliten zu gewinnen. Das Ziel für die technische Entwicklung der Station ist ihre Automatisierung, um so eine permanente Überwachung zunächst des 20 MHz-Bereiches zu gewährleisten.

Gründlich ausgewertete Dopplerkurven wären ein wertvoller wissenschaftlicher Beitrag für die internationale Satellitenbeobachtung. Auf diese Art und Weise könnte die Station auch die Arbeit der optischen Satellitenstationen der DDR unterstützen.

Beim Aufbau der Station halfen der VEB Funkwerk Köpenick und die Ingenieurschule für Maschinenbau in dankenswerter Weise. Die Leitung der Ingenieurschule warb für die völlig auf ehrenamtlicher Grundlage erfolgende Arbeit der Station Dozenten und Studenten als Mitarbeiter. Mit ihrer Hilfe wurde die Funktionstüchtigkeit vieler Geräte gesichert. Zur Zeit wird damit begonnen, an Studenten Abschlußarbeiten für ihr Ingenieur-Examen zu vergeben, die spezielle Aufgaben der Ausrüstung der Station und der technischen Durchführung der funktechnischen Satellitenbeobachtung zum Gegenstand haben.

Das Präsidium der DAG ist mit dem Zentralvorstand der Gesellschaft für Sport und Technik übereingekommen, die im Rahmen der GST arbeitenden Funkamateure in die funktechnische Satellitenbeobachtung einzubeziehen. Die Station der DAG soll in dieser Zusammenarbeit die Zentrale werden, von der die Anleitung für die funktechnische Satellitenbeobachtung ausgeht und bei der alle gewonnenen Daten zusammenlaufen.

Die Funktechnische Satellitenbeobachtungsstation des Präsidiums der Deutschen Astronautischen Gesellschaft hat ihren Sitz in der Ingenieurschule für Maschinenbau in Berlin-Lichtenberg, Marktstraße 9—11, in den Zimmern 407 und 408, Telefon 55 13 33.

Für den Aufbau und den ständigen Betrieb der Satellitenbeobachtungsstation hat sich eine Arbeitsgruppe gebildet, die bisher aus folgenden ständigen Mitarbeitern besteht:

Werner Ausborn, Dozent für Nachrichtentechnik an der Ingenieurschule für Maschinenbau, Berlin-Lichtenberg

Horst Hoffmann, Mitglied des Präsidiums der Deutschen Astronautischen Gesellschaft

Karl-Heinz Neumann, Mitglied des Präsidiums der Deutschen Astronautischen Gesellschaft und Leiter der Satellitenbeobachtungsstation „Junge Welt"

Herbert Pfaffe, Sekretär der Deutschen Astronautischen Gesellschaft

Gerhard Sanne, technischer Mitarbeiter der Abteilung Nachrichtentechnik an der Ingenieurschule für Schwermaschinenbau.

Außerdem beteiligen sich noch einige Dozenten und Studenten der Ingenieurschule an der Arbeitsgemeinschaft.

Die Station ist bisher mit folgenden funktionstüchtigen Geräten ausgerüstet:

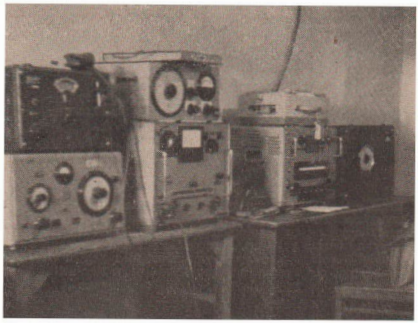
Allwellenempfänger „Erfurt"

Leistung:	30 kHz bis 30 MHz
Betriebswerte:	120/220 V, 50 Hz
Hersteller:	VEB Funkwerk Erfurt
Typ:	188
Fabrik-Nr.:	1485

Allwellenempfänger „Dabendorf"

Hersteller:	VEB Funkw. Dabendorf
Typ:	1340 15 A 01
Fabrik-Nr.:	0778
Baujahr:	1958

Apparate der Funktechnischen Satelliten-Beobachtungsstation der Deutschen Astronautischen Gesellschaft.



Dämpfungsschreiber „Neumann-Schreiber"

Betriebswerte:	110/125/150/220/240 V – 50 Hz 35 W
Hersteller:	VEB Funkwerk Köpenik
Typ:	D Sch 1–1
Fabrik-Nr.:	1685
Baujahr:	1952

Niederfrequenz-Meßgenerator

Leistung:	20 Hz bis 20 kHz
Betriebswerte:	120/220 Vv, 50 Hz
Hersteller:	VEB Funkwerk Erfurt
Typ:	205
Fabrik-Nr.:	1337
Baujahr:	1948

Hochfrequenz-Meßgenerator

Leistung:	30 kHz bis 30 MHz 1 V bis 1 V
Betriebswerte:	120/220 V, 50 Hz
Hersteller:	VEB Funkwerk Erfurt
Typ:	159
Fabrik-Nr.:	1047

UKW-Meßempfänger

Leistung:	87 MHz – 100 MHz
Hersteller:	HF
Typ:	06.81000.1
Fabrik-Nr.:	001

Die Station verfügt noch über eine Reihe von nicht funktionstüchtigen Geräten, von denen aber ein großer Teil nach entsprechender Ergänzung und Reparatur wieder in Betrieb genommen werden kann.

Empfänger: „EPG"

Leistung:	20 MHz bis 100 MHz
Hersteller:	VEB Werk für Fernmeldewesen
Typ:	EPG 2
Fabrik-Nr.:	2901
Baujahr:	1955

Ultra-Tongenerator

Leistung:	10 Hz bis 100 kHz
Betriebswerte:	110/125/220/240 V, 50 Hz
Hersteller:	VEB Funkwerk Erfurt
Typ:	TG 8 –2
Fabrik-Nr.:	1073

Schwebungsgenerator

Hersteller:	VEB Sachsenwerk Radeberg
Typ:	SG 241
Fabrik-Nr.:	6641
Baujahr:	1956

Schall-Analysator

Hersteller:	Zentrallabor für Signal- und Sicherungsanlagen Berlin
Typ:	FA 1/21 – 1a
Fabrik-Nr.:	3127

Störsuchgerät

Leistung:	4 MHz bis 170 MHz
Hersteller:	VEB Funkwerk Dresden
Typ:	StG 2
Fabrik-Nr.:	149
Baujahr:	1952

Frequenzumsetzer

Leistung:	1 bis 110 kHz
Hersteller:	HF
Typ:	HF 2919
Fabriknummer	011

Leistungsmeßsender

Hersteller:	VEB Funkwerk Köpenik
Typ:	LS 3 – 1a

Normalfrequenz- und Normalzeit-Einrichtung

Hersteller:	VEB Enko Leipzig
Typ:	GM 602
Fabrik-Nr.:	4411 86–EZ

Die Station verfügt über eine Stab-Antenne und eine Flachband-Antenne. Die bisherigen funktionstechnischen Beobachtungen wurden vom Empfänger auf das Tonband gegeben. Es gelang dabei, Signale folgender Objekte zu empfangen:

Objekt:	Kosmos 28	
Sendefrequenz:	19,995 MHz	
Tag:	10. April 1964	
Zeit:	12.25 Uhr bis 11.33 Uhr	1. Durchgang
	12.40 Uhr bis 13.00 Uhr	2. Durchgang
	14.24 Uhr	3. Durchgang
Empfänger:	„Erfurt"	
Antenne:	Flachband- und Stabantenne	
Beobachter:	Ausborn/Sanne	

Beim ersten Durchgang waren die Signale gut hörbar. Der zweite Durchgang bereitete einige Schwierigkeiten, weil die Frequenz des Empfängers nicht konstant blieb. Es konnte nicht der ganze Durchgang aufgenommen werden, weil sich Nachstellungen notwendig machten. Bei diesem Durchgang wurde versucht, die Signale auf den Neumann-Schreiber und den Kopfhörer zu geben. Da zuviel Geräte angeschlossen waren, ergaben sich zu viele Pegelschwankungen. Für die Zukunft ist unbedingt ein Trennverstärker erforderlich. Der dritte Durchgang wurde über das Mikrophon auf das Tonband gegeben.

Objekt:	Kosmos 28	
Sendefrequenz:	19.995 MHz	
Tag:	11. April 1964	
Zeit:	11.21 Uhr bis 11.35 Uhr	2. Durchgang
	12.59 Uhr bis 13.08 Uhr	3. Durchgang
Empfänger:	„Erfurt"	
Antenne:	Flachband- und Stabantenne	
Beobachter:	Ausborn/Sanne	

Beim ersten Durchgang, der ab 9.45 Uhr überwacht wurde, gelang es nicht, Signale zu empfangen. Beim zweiten Durchgang waren die ersten Signale um 11.21 Uhr zu hören. Am stärksten wurden die Signale um 11.29 Uhr empfangen und um 11.35 Uhr verstummten sie. Beim dritten Durchgang wurden die Signale von 12.59 Uhr bis 13.05 Uhr sehr gut aufgefangen, dann wurden sie schwächer und waren ab 13.08 Uhr nicht mehr zu empfangen.

Objekt:	Poljot 2
Sendefrequenz:	19.985 MHz
Tag:	14. April 1964
Zeit:	9.02 Uhr bis 9.12 Uhr
Empfänger:	„Erfurt"
Antenne:	Flachband- und Stabantenne
Beobachter:	Ausborn/Sanne

Die Beobachter waren sich jedoch bei diesem Empfang nicht sicher, ob es sich wirklich um Poljot 2 handelte. Als sie um 11.00 Uhr noch einmal einen Durchgang aufnehmen wollten, empfingen sie keine Signale.

Am 26. April wurde versucht, die Signale von Kosmos 29 aufzunehmen. Dieser Empfang gelang jedoch nicht.

Objekt:	Komos 30	
Sendefrequenz:	19,996 MHz	
Tag:	20. Mai 1964	
Zeit:	13.54 Uhr bis 14.03 Uhr	1. Durchgang
	15.20 Uhr bis 15.35 Uhr	2. Durchgang
Empfänger:	„Erfurt"	
Antenne:	Flachbandantenne	
Beobachter:	Hoffmann	

Der erste Durchgang wurde leider nicht ganz aufgenommen, weil die angekündigten Durchgangszeiten später lagen. Als der Empfänger die ersten Signale aufnahm, waren sie bereits sehr stark. Von 13.54 Uhr bis 13.60 Uhr waren die Signale besonders stark.

Der zweite Durchgang konnte ganz empfangen werden. Am stärksten waren die Signale um 15.30 Uhr.

Abgeschlossen am 20. Mai 1964

ISIS-Ionosphärensatelliten

Ein amerikanisch-kanadisches Programm

HORST HOFFMANN

Zwischen den USA und Kanada wurde kürzlich eine Vereinbarung getroffen, das mit dem Ionosphärensatelliten Alouette 1–1962 begonnene gemeinsame Forschungsprogramm zu erweitern. Teilnehmer dieses Programms sind federführend die National Aeronautics and Space Administration (NASA), das US-Bundesamt für Luft- und Raumfahrtforschung und das Defense Research Base (DRB), das Wehrforschungsamt Kanadas. Weiterhin sind beteiligt das Defense Research Telecommunications Etablishment, kanadische Universitäten und amerikanische und englische Forschungslaboratorien. Die Bezeichnung für dieses Programm ist International Satellites for Ionosphere Studies (ISIS).

Alouette 1 wurde am 28. September 1962 von der Vandenberg-Air-Force-Base in Kalifornien mit einer amerikanischen Thor-Agena B gestartet. Alouette 1 war der erste kanadische Satellit, der auf eine Umlaufbahn gebracht wurde. Dieser Raumflugkörper wurde im Auftrage des kanadischen Kriegsministeriums entwickelt und unter der Bezeichnung S-27 vom Canadian Defense Research Telecommunications Etablishment gebaut.

Seine Bahnparameter betrugen: Umlaufzeit 105,^{m}4; Bahnneigung 80,$^{\circ}$48; Perigäum 992 km; Apogäum 1029 km. Die Aufgabe dieses Satelliten bestand in der Ionosphärensondierung aus einer Bahn, die in einem Raum oberhalb der Ionosphäre verlief. Im einzelnen sollten folgende Untersuchungen durchgeführt werden: Vermessung der obersten Ionosphärenschichten; Messung des atmosphärischen Rauschens; Erfassung des Störeinflusses dieses Rauschens auf den Funkverkehr; Aufspürung geladener Teilchen.

Kurz nach dem Start von Alouette 1 ließ die Leistungsfähigkeit der Solarzellen des Satelliten nach. Die Ursache dafür war offensichtlich die erhöhte Strahlungsintensität innerhalb des inneren Strahlungsgürtels der Erde infolge der Wasserstoffbomben-Explosion vom 9. Jui 1962 über der Johnston-Insel. Das ISIS-Programm sieht für das Jahrfünft von 1964 bis 1969 folgende Entwicklungen vor:

Alouette B soll im ersten Halbjahr 1965 von der Pacific Missile Range aus mit einer Thor Agena gestartet werden. Die Alouette B entspricht in Größe, Gewicht und Form ihrer Vorgängerin. Auch bei diesem Versuch soll die Nutzlast bei 145 kp liegen. Wenn dieser Satellit seine Umlaufbahn erreicht, soll er die Bezeichnung Alouette 2 erhalten. Im wesentlichen ist dieser Versuch also eine Wiederholung zu Vergleichszwecken für weitere Entwicklungen.

Dennoch gibt es zwischen der Alouette B und der Alouette 1 eine Reihe von Unterschieden, die beweisen, daß das Programm etwas erweitert wurde. So soll Alouette 2 auf eine polare Umlaufbahn mit einem Perigäum von 740 Kilometern und einem Apogäum von 2580 Kilometern gelangen. Gegenüber 80° Bahnneigung und fast kreisförmiger Bahn mit einer mittleren Höhe von 1010 Kilometern bei Alouette 1 soll Alouette 2 eine echte polare Bahn mit größerer Exzentrizität erhalten.

Die Instrumentierung von Alouette 2 soll erneuert werden, damit sie der größeren Bahnhöhe gerecht werden kann. Aus dem gleichen Grund soll auch die Leistungsfähigkeit des Telemetriesenders erhöht werden. Ein Sonnensensor soll gewährleisten, daß zu jeder beliebigen Zeit Angaben über die Lage des Satelliten im Raum gewonnen werden können. Besondere Meßgeräte sollen die Eigentemperatur von Elektronen in unmittelbarer Nähe des Satelliten messen.

Mit der gleichen Trägerrakete, die Alouette 2 auf Bahn bringt, will die NASA einen zweiten Satelliten mit der Bezeichnung Direct Measurement Explorer, einen Meßsatelliten ähnlich dem Explorer 8 starten.

ISIS A ist die Bezeichnung eines weiteren, jedoch völlig neuen Satelliten dieser Serie, dessen Start für 1967 vorgesehen ist. Seine Aufgabenstellung entspricht im wesentlichen der von Alouette 2. Über dessen Instrumentierung hinaus soll ISIS A über Geräte für die Messung der Temperatur und der Dichte von Wasserstoff, Helium und Sauerstoff, die es in der vorgesehenen Bahnhöhe noch gibt, verfügen. Die Entwicklungsarbeiten für diesen Satelliten haben im Januar 1964 begonnen.

ISIS B ähnelt in seinem Aufbau und in seiner Aufgabenstellung dem vorangehenden Satelliten. Der Start soll aber erst stattfinden, wenn eine gründliche Auswertung der Meßdaten von ISIS A erfolgt ist.

ISIS C entspricht ebenfalls seinen Vorgängern. Die Entwicklungsarbeiten für diesen Satelliten sollen 1966 beginnen, der Start ist für 1969 geplant. Wie der Starttermin zeigt, soll ISIS C seine Messungen während des nächsten Maximums der Sonnenaktivität durchführen.

So interessant die Aufgabenstellung von Alouette 1 und seinen Nachfolgern aus dem International Satellites for Ionosphere Studies-Programm auch ist, handelt es sich doch wie schon der Auftraggeber beweist, im wesentlichen um ein militärisches Projekt.

Comsat — Das USA-Nachrichtensatelliten-Monopol

HORST HOFFMANN

In den USA wurde kürzlich ein neues Unternehmen mit dem Namen Comsat, Abkürzung für Communications Satellite Corporation, gegründet. Dieses jüngste amerikanische Monopol ist auf dem Gebiet der Nachrichtensatelliten tätig. Das erste Geschäft dieses Unternehmens soll der 1965 beginnende regelmäßige Fernsprech- und Fernsehverkehr zwischen Amerika und Europa mit Hilfe von aktiven Nachrichtensatelliten werden.

Zur Zeit wird die Ausgabe des ersten Aktienpaketes der Comsat im Werte von 200 Millionen Dollar vorbereitet. Diese bevorstehende Emissionstätigkeit hat in der Wallstreet und an den anderen Börsen der kapitalistischen Länder großes Interesse hervorgerufen. Das ist verständlich, denn nach dem Willen der Gründer soll es sich bei der Comsat um ein internationales Monopol handeln. Die tonangebende Rolle der Wallstreet ist jedoch dadurch gesichert, daß 60 Prozent der Aktien dem amerikanischen Kapital vorbehalten bleiben.

Die Kalkulationen der Finanzexperten der Comsat gehen von folgenden Überlegungen aus: Jeder der vorgesehenen aktiven Nachrichtensatelliten ist in der Lage, zur gleichen Zeit 240 Telefongespräche zwischen Amerika und Europa zu vermitteln. Darüberhinaus kann der Nachrichtensatellit gleichzeitig Fernsehsendungen übertragen. Die bestehenden Atlantik-Kabel gestatten jedoch nur 300 Telefongespräche zur gleichen Zeit und sind nicht für Fernsehverbindungen geeignet.

Die Kosten für die Verlegung eines Überseekabels liegen bei etwa 100 Millionen Dollar. Hingegen werden für den Bau und das Auflassen eines aktiven Nachrichtensatelliten nur 10 Millionen Dollar benötigt.

Eine Fernsprechminute kostet per Atlantik-Kabel 3 Dollar pro Minute, per Nachrichtensatellit 3,50 Dollar für die ersten drei Minuten und 60 Cent für jede weitere Minute. Ein Telefongespräch von 10 Minuten kostet also über das herkömmliche Übersee-Kabel 30 Dollar, über einen aktiven Nachrichtensatelliten jedoch nur 7,70 Dollar.

Diese Tatsachen machen die Communications Satellite Corporation außerordentlich konkurrenzstark. Die kommerzielle Einträglichkeit wird noch durch die außerordentlich rasche Zunahme des Fernsprechverkehrs erhöht. Die Comsat-Ökonomen rechnen mit einer jährlichen Zunahme des Bedarfs um 20 Prozent. Der jährliche Reingewinn der Comsat wird für die Jahre 1965 bis 1970 auf 50 bis 100 Millionen Dollar und für die Jahre 1970 bis 1975 auf rund 300 Millionen Dollar jährlich geschätzt.

Für die brittischen Fernsprechgesellschaften ist die Comsat eine besonders große Konkurrenz. Großbritannien spielte bisher im konventionellen transatlantischen Telefonverkehr eine hervorragende Rolle. Diese Monopolstellung Englands beruht auf zwei Fakten:

Das englische Kapital dominiert bei den Investitionen für die Atlantik-Kabel, die Kabelanschlüsse befinden sich fast ausschließlich auf der europäischen Seite des Atlantiks in Großbritannien.

Jedes europäische Land kann bisher seine Telefonverbindungen mit Amerika nur über Großbritannien bekommen. Diese Monopolstellung Englands wird nun in Frage gestellt, denn über aktive Nachrichtensatelliten würde jedes europäische Land die USA über „Direktverbindung" bekommen. Wie kürzlich die britische Zeitschrift „Economist" schrieb, will sich London dadurch aus der Affäre ziehen, daß es der Comsat beitritt.

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

„Astronomie und Raumfahrt" 1963, drei Doppelhefte 9,00 MDN, Bezug wird zur Ergänzung des laufenden Jahrgangs empfohlen!

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

Von erschienenen Broschüren sind noch vorrätig:

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

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

„Verhaltensforschung und angewandte Vogelkunde" · 86 Seiten, 13 Abbildungen, 2,50 MDN.

„Naturschutz in der Sowjetunion" · 67 Seiten, 1,00 MDN.

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

„4000 km Hauptwanderwege der DDR" · 72 Seiten, 19 Abbildungen, 2,00 MDN.

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

In Vorbereitung: „Heimatgeschichte und Sozialismus" – „Alte Bauten im neuen Dorf — Teil II" — „Das Forschen macht mir helle Freude".

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

Astronomie und Raumfahrt

EVP 1,50 MDN PZV 31052

Astronomie und Raumfahrt

1964 4

Inhalt:

Vom Wirkungsquantum zum Sternspektrum. Die Deutung der Atom- und Molekülspektren. *Dipl.-Phys. Dieter Herrmann* 101

Geometrische und Wellenoptik in der Astronomie. Polarisiertes Licht und seine Bedeutung für Wissenschaft und Technik. *Ing. Max Rötsch* 107

ELDO und ESRO. *Prof. Dr. jur. Gerhard Reintanz* 109

Amateure beobachten und berichten

Bericht über die Sonnenfleckentätigkeit vom 2. Vierteljahr 1964. *Erich Schütz* . . . 114

Die Anwendung der Waldmeierschen Gesetze für den abklingenden Teil der Sonnenfleckenkurve. *Erich Schütz* 119

Protokoll über die Beobachtung der Mondfinsternis 1964, Juni 24./25., an der Schulsternwarte Herzberg/E. *Klaus Schmidt* 119

Beobachtung der totalen Mondfinsternis am 24./25. Juni 1964 an der Schulbeobachtungsstation Großräschen, N/L. *Alfred Suckow, Eduard Schulz* 121

Aus der astronomischen Literatur

Die Mittag-Mitternacht-Rotverschiebung 123

Eine Neubestimmung der Masse der Galaxis 123

Die Durchschlagskraft von Mikrometeoriten 123

Mitteilungen der Deutschen Astronautischen Gesellschaft

Probleme des Raumfluges im Erde-Mond-Bereich. Das Dreikörperproblem. *Dr. Erhard Hantzsche* 124

Langzeitspeicheranlage der DAG 132

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

Redaktion: Berlin C 2. Littenstraße 79 a. Fernsprecher: 51 53 84/85. „Astronomie und Raumfahrt" erscheint 1964 mit 4 Einzelheften und 1 Doppelheft. Bezugspreis einschließlich Zustellgebühr 9,00 MDN. Einzelheft 1,50 MDN. Doppelheft 3,00 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

Vom Wirkungsquantum zum Sternspektrum

Dipl.-Phys. DIETER HERRMANN

2. Die Deutung der Atom- und Molekülspektren

Fortsetzung 1

Plancks geniale Entdeckung reformierte innerhalb kürzester Zeit fast die gesamte physikalische Betrachtungsweise. Kaum ein Gebiet der Physik verblieb nun, das nicht – quantenphysikalisch untersucht – verfeinerter und vertiefter hätte dargestellt werden können. Auch der Astronomie wurden außerordentliche Einblicke in das astrophysikalische Geschehen erstmals unter Vermeidung der Mängel ausschließlicher Empirie ermöglicht: einmal durch die Tatsache, daß mit der Kenntnis des für alle Temperaturbereiche gültigen Strahlungsgesetzes die Zustandsgrößen der Sterne einer präziseren Betrachtung zugänglich wurden; zum anderen aber auch besonders durch die im Gefolge der Planckschen Entdeckung gefundenen Deutungen der Atom- und Molekülspektren. Die historische Entwicklung unterscheidet hier die „klassische" Quantenmechanik, wie sie von Bohr und anderen begründet zu ersten großen Erfolgen führte und die „Wellenmechanik" von Schrödinger, de Broglie, Heisenberg u. a., die die Phänomene schließlich aus noch tieferer Sicht zu interpretieren verstand, wobei sie alles Künstliche, das der Bohrschen Theorie noch anhaftete, vermeiden konnte. Aus Gründen der Verständlichkeit soll hier jedoch lediglich von den „klassisch-quantenmechanischen" Deutungen die Rede sein, während auf die weitere Entwicklung nur ein kurzer Ausblick gegeben wird.

Entscheidend war der Vorschlag Bohrs, das Atom als ein Modell dergestalt aufzufassen, daß es aus einem Kern und den ihn umkreisenden Elektronen bestehen sollte. Die Lichtemission sollte dadurch verursacht werden, daß Elektronen ihren Platz auf den mit ihren Bahnen verbundenen „Energieniveaus" veränderten. Dieser einfache Gedanke erwies sich – konkret durchgeführt – als bereits ausgezeichnet geeignet zur Beschreibung einer Vielzahl spektraler Vorgänge, wenn auch deren Erklärung lediglich auf der Grundlage von ad-hoc-Annahmen möglich war.

Das einfachste Atom ist das des Wasserstoffs, bestehend aus einem Proton im Kern und einem Elektron in der Hülle. Entsprechend bereitet auch die Theorie des Wasserstoff-Spektrums die geringsten Schwierigkeiten. Grundlagen sind

1. Die Quantelung der Energie gemäß $E = h \cdot \nu$
2. Die Quantelung des Elektronenimpulses gemäß $p = n \cdot \frac{h}{2\pi}$
3. Die Vorstellung, daß Lichtemission der Frequenz ν_{mn} durch den Übergang eines Elektrons von einem durch m auf ein durch n charakterisiertes Energieniveau verursacht wird. Hier ist $n < m$ und der Energie des emittierten Quants entspricht gerade das h-fache seiner Frequenz.

Setzt man die Differenz der beiden Energieniveaus ΔE, so folgt für die Frequenz des emittierten Lichtes

$$\nu = \frac{\Delta E}{h} \qquad (1)$$

Zur Berechnung der jeweils bei bestimmten Elektronensprüngen emittierten Frequenzen ist demnach die Kenntnis der entsprechenden Energieniveaus erforderlich.

Ihre Größe berechnete Bohr ausgehend von der Gleichgewichtsbedingung des umlaufenden Elektrons, in der die Coulombsche Anziehungskraft der entgegengesetzt gerichteten Fliehkraft gleichgesetzt wird:

$$m \cdot r \cdot \omega = \frac{e^2}{r^2} \qquad (2)$$

Die in die Coulomb-Kraft eingehende Ordnungszahl des Elementes, die der Kernladungszahl gleich ist, beträgt für Wasserstoff 1.

Hinzu kommt die „Bohrsche Quantenbedingung" $m \cdot r^2 \cdot \omega = n \cdot \frac{h}{2\pi} \quad n = 1, 2, \ldots$ (3)

Hier bedeuten: m die Elektronenmasse, r den Bahnradius, ω die Winkelgeschwindigkeit, e die Elementarladung, n die Quantenzahl, h das Plancksche Wirkungsquantum.

(2) und (3) bilden ein System von zwei Gleichungen mit den beiden Unbekannten r und ω, die sich nun berechnen lassen, indem man mit r aus (2) in (3) eingeht und zunächst ω berechnet und dann mit diesem Wert in (2) eingeht, um r zu bestimmen. Es ergeben sich

$$\omega = \frac{8\pi^2 \cdot m \cdot e^4}{h^3 \cdot n^3} \quad (4) \quad \text{und} \quad r = \frac{h^2 \cdot n^2}{4\pi^2 \cdot m \cdot e^2} \qquad (5)$$

Diese Kenntnisse gestatten nun die Berechnung der Energieniveaus. Die Gesamtenergie setzt sich aus der (negativ gerechneten) potentiellen Energie $-\frac{e^2}{r_n}$ und der kinetischen Energie $\frac{I_n}{2}\omega_n^2$ zusammen. Hier bedeutet r_n den zum n-ten Quantenzustand gehörigen Bahnradius und I_n das Trägheitsmoment des Atoms im Zustand n.

Hieraus folgt unter Verwendung von (4) und (5)

$$E_n = -\frac{2\pi^2 \cdot m \cdot e^4}{h^2} \cdot \frac{1}{n^2} \qquad (6)$$

Bildet man nun die gemäß (1) für die emittierten Frequenzen infragekommende Energiedifferenz $E_n - E_{n'}$ zweier Niveaus ($n' < n$), so ergibt sich die emittierte Frequenz zu

$$\bar{\nu} = \frac{E_n - E_{n'}}{h \cdot c} = + \frac{2\pi^2 \cdot m \cdot e^4}{h^3 \cdot c} \left(\frac{1}{h'^2} - \frac{1}{h^2}\right) \qquad (7)$$

$$\bar{\nu} = \frac{\nu}{c}$$

Hier bedeutet $R = \frac{2\pi^2 \cdot m \cdot e^4}{h^3 \cdot c}$ die Rydberg-Konstante, die bereits vor der Bohrschen Theorie bekannt gewesen ist, jedoch in keinem Zusammenhang mit anderen physikalischen Konstanten zu stehen schien. Nun war sie auf die allgemeinen Naturkonstanten m, e, h und c zurückgeführt. Mit (7) war zugleich die Beschreibung des Wasserstoff-Spektrums möglich geworden. Der Ausdruck

$$\bar{\nu} = R\left(\frac{1}{h'^2} - \frac{1}{h^2}\right)$$

beschreibt nämlich für

$n' = 1$, $n = 2, 3, \ldots$ die Lyman-Serie, $n' = 2$, $n = 3, 4, \ldots$ die Balmer-Serie, $n' = 3$, $n = 4, 5, \ldots$ die Paschen-Serie, $n' = 4$, $n = 5, 6, \ldots$ die Brackett-Serie, $n' = 5$, $n = 6, 7, \ldots$ die Pfund-Serie

des Wasserstoff-Spektrums. Demnach kann man sich die Entstehung der Serien anschaulich so vorstellen:

Die Linien der Lyman-Serie entstehen durch Elektronensprünge von Quantenzuständen > 1 auf den Grundzustand mit $n = 1$, die Linien der Balmer-Serie entstehen durch den Übergang der Elektronen von höherenergetischen Zuständen auf den durch $n = 2$ charakterisierten Zustand usf. (Siehe Abbildung 1, S. 115.) Der Vorgang der Absorption wäre entsprechend als die „Umkehr" des Emissionsvorganges zu verstehen. Hier wird die Energie eines von außen in den Atomverband dringenden Lichtquants benutzt, um ein Elektron aus einer gegebenen Bahn in einen höherenergetischen Zustand zu erheben.

Beschreibung und Deutung des Wasserstoff-Spektrums nach der Bohrschen Theorie kann zugleich als Modellfall für eine Reihe komplizierterer Spektren angesehen werden. Die nächst dem Wasserstoff komplizierteren Spektren sind diejenigen, die von streng wasserstoffähnlichen Atomen emittiert werden. Hierunter versteht man Atome, deren K-Schale (Energieniveau $n = 1$) wie beim Wasserstoff mit einem Elektron besetzt ist: das einfach ionisierte He-Atom (He^+), das zweifach ionisierte Li-Atom (Li^{++}), das dreifach ionisierte Be-Atom (Be^{+++}) usf. Diese Spektren der ionisierten Elemente werden wegen des großen Ionenanteils im elektrischen Funken als Funkspektren bezeichnet. Verallgemeinernd kommt man zum Kossel-Sommerfeldschen Verschiebungssatz, nach dessen Aussage das Spektrum eines beliebigen Elementes dem des einfach ionisierten ihm im Periodensystem folgenden, des zweifach ionisierten zweitfolgenden usf. ähnlich ist.

Auch für die Spektren streng wasserstoffähnlicher Atome läßt sich eine einfache Seriendarstellung angeben, die die Berechnung der jeweils emittierten Frequenzen (Wellenzahlen) gestattet. Hier gilt

$$\bar{\nu} = z^2 R_{El} \left(\frac{1}{n'^2} - \frac{1}{n^2}\right)$$

z ist wieder die Ordnungszahl des Elementes, R die Rydberg-Konstante, die hier unter Berücksichtigung der jeweiligen Masse des Atomkerns zu berechnen ist. Diese Darstellung beschreibt für

$n' = 1$, $n = 2, 3, \ldots$ die erste Lyman-Serie, $n' = 2$, $n = 3, 4, \ldots$ die zweite Lyman-Serie, $n' = 3$, $n = 4, 5, \ldots$ die Fowler-Serie, $n' = 4$, $n = 5, 6, \ldots$ die Pickering-Serie des He^+-Spektrums.

Ebenfalls noch wasserstoffähnlich, jedoch bereits komplizierter aufgebaut sind die Alkaliatome der Elemente Li, Na, K, Rb, Cs und Fr. Die Wasserstoffähnlichkeit dieser Elemente besteht darin, daß sie über einer oder mehreren abgeschlossenen Elektronenschalen auf der äußeren Schale ein Elektron besitzen, das für die Leuchtanregung in Frage kommt. Es unterliegt jedoch nicht mehr dem ungestörten Einfluß des Kernpotentials, sondern dem sogenannten „Rumpfpotential", des durch die inneren vollständig besetzten Elektronenschalen abgeschirmten Kernpotentials. Diese Störung des Leuchtelektrons durch den Rumpf findet nun ihren Ausdruck in der Aufspaltung eines n-quantigen Zustandes in verschiedene Zustände ns, np, nd, nf, usf. Diese Tatsache macht die Notwendigkeit deutlich, die Elektronenzustände durch die Einführung einer weiteren Quantenzahl zu beschreiben. Nach der anschaulichen Bohr-Sommerfeldschen Theorie bedeutet diese „Nebenquantenzahl" (l), daß die Elektronen sich bei gegebener Energie auf Bahnen verschiedener Exzentrizität bewegen. Das Termschema der Alkaliatome ist deshalb — im Unterschied zum Wasserstoff — in mehrere Termfolgen aufgespalten. Dem S-Zustand entspricht hier die Nebenquantenzahl $l = 0$, dem P-Zustand $l = 1$ usf. Charakteristisch ist, daß nicht alle Hauptquantenzahlen für alle Zustände vorkommen. So hat z. B. der energetisch niedrigste S-Zustand die Hauptquantenzahl $n = 1$, der energetisch niedrigste P-Zustand liegt jedoch erst bei $n = 2$ (Siehe Abbildung 2, S. 115).

Trägt man in dieses Termschema die in den Spektren beobachteten Linien ein, so zeigt sich, daß nicht alle denkbaren Übergänge vorkommen, sondern nur solche zwischen benachbarten Termfolgen. Da jedoch zu den S-, P-, D- und F-Termen die Nebenquantenzahlen $l = 0$, 1, 2 und 3 gehören, bedeutet dies, daß nur solche Übergänge stattfinden, die der Bedingung $\Delta l = \pm 1$ genügen.

Die Frequenzen bzw. Wellenzahlen ergeben sich aus folgenden Darstellungen:

$$\bar{\nu} = R\left(\frac{1}{(1+s)^2} - \frac{1}{(n+p)^2}\right) \text{ die Hauptserie (HS)}$$

$$\bar{\nu} = R\left(\frac{1}{(2+p)^2} - \frac{1}{(n+s)^2}\right) \text{ für die II. Nebenserie (II. NS)}$$

$$\bar{\nu} = R\left(\frac{1}{(2+p)^2} - \frac{1}{(n+d)^2}\right) \text{ für die I. Nebenserie (I. NS)}$$

$$\bar{\nu} = R\left(\frac{1}{(3+d)^2} - \frac{1}{(n+f)^2}\right) \text{ für die Bergmann-Serie (BS)}$$

Hier ist wieder R die Rydberg-Konstante, s, p, d und f sind bestimmte, für die Alkaliatome charakteristische Konstanten, während n für die Hauptserie und die II. Nebenserie die ganzen Zahlen 2, 3, ..., für die I. Nebenserie 3, 4, ... und für die Bergmann-Serie 4, 5, ... durchläuft.

Die genaue Untersuchung der von den Alkaliatomen emittierten Linien hat gezeigt, daß es sich dabei um sogenannte Doppellinien handelt, bei denen zwei eng benachbart liegende Frequenzen emittiert werden. Die bekannte Na-D-Linie z. B., die aus dem Übergang $2\,P-1\,S$ herrührt, hat die Frequenzen 5890 Å und 5896 Å. Diese Tatsache deutet darauf hin, daß auch die Einführung einer zweiten Quantenzahl offensichtlich noch nicht ausreicht, um die wirklich vorkommenden Energiezustände der Elektronen zu beschreiben. Deshalb fügte Sommerfeld den beiden bekannten Quantenzahlen n und l im Jahre 1920 eine dritte, die sogenannte „innere Quantenzahl" ($j = l \pm {}^1/_2$) hinzu, deren physikalische Bedeutung sich als „Spinquantenzahl" aus dem Eigendrehimpuls des Elektrons ergab. Dieser beträgt stets entweder $+$ oder $-{}^1/_2$, gemessen in Einheiten von $h/2\pi$. Bahndrehimpuls l und Eigendrehimpuls fügen sich vektoriell zum Gesamtdrehimpuls zusammen, der nur ganzzahliger Änderungen fähig ist. Auf dieser Grundlage läßt sich die Mehrfach-Struktur der Spektrallinien der Alkaliatome gut erklären. Zu den P-Termen gehört beispielsweise die Nebenquantenzahl $l = 1$. Wenn dieser Bahndrehimpuls sich mit dem Spin so zusammensetzen soll, daß der Gesamtdrehimpuls sich um eine ganze Zahl unterscheiden soll, so bedeutet dies offensichtlich

$$j_1 = 1 + s = {}^3/_2$$
$$j_2 = 1 - s = {}^1/_2$$

In der spektroskopischen Symbolik schreibt man gewöhnlich die zu einem bestimmten Zustand gehörige Hauptquantenzahl, danach in großen Buchstaben die Termfolge und unten rechts daneben die innere Quantenzahl. Die zu $n = 4$ und $l = 2$ gehörigen Dublettermkomponenten würden in dieser Darstellung als $4\,D_{5/2}$ und $4\,D_{3/2}$ geschrieben.

Ähnliche Betrachtungen führen auch zur Erklärung anderer spektroskopischer Erscheinungen, von denen hier nur die „Satelliten", die Wasserstoffspektren-Feinstruktur und die Röntgenspektren genannt seien.

Wichtig für das Verständnis der komplizierteren Spektren sind die Multiplizitätssysteme und die mit wachsender Elektronenzahl immer wahrscheinlicher werdende Mehrfachanregung.

Die auffälligste Tatsache bei Mehrelektronenatomen ist zunächst das Auftreten mehrerer voneinander unabhängiger Termsysteme, die nicht interkombinieren. Die Entdeckung dieser Tatsache bei dem einfachsten Zweielektronensystem, dem Heliumatom, führte zu der Annahme, daß es sich hier um zwei verschiedene Arten von He handeln könnte (Parhelium und Orthohelium, Abbildung 3, S. 115). Die genauere Betrachtung beider Termsysteme zeigte, daß es sich bei dem ersten um ein Singulettsystem mit einfachen Energiezuständen handelte, während das zweite ein Triplettsystem darstellte. Atome mit drei äußeren Elektronen zeigen im Spektrum eine Aufspaltung in ein Dublett- und ein Quartettsystem, die ebenfalls nicht interkombinieren. Als Verallgemeinerung gilt der Multiplizitätswechselssatz: Beim Fortschreiten im Periodischen System der Elemente wechseln gerade und ungerade Multiplizitäten ständig ab, wobei zu geraden Elektronenzahlen ungerade Multiplizitäten und zu ungeraden Elektronenzahlen gerade Multiplizitäten gehören. Da die Multiplizitäten zu schwereren Elementen hin immer ausgeprägter werden, kommt es zu immer linienreicheren Spektren, in denen schließlich der Seriencharakter mehr und mehr zurücktritt. Hinzu kommt die Tatsache, daß bei Atomen mit mehreren Außenelektronen auch mehrere angeregt werden können. Die Wahrscheinlichkeit der Mehrfachanregung ist größer als die hohe Anregung eines Einzelelektrons.

Schließlich macht die theoretische Betrachtung dieser und anderer beobachteter Effekte die Einführung einer weiteren Quantenzahl, der Orientierungsquantenzahl m notwendig. Sie beschreibt die Ausrichtung des Elektronenspins in einem elektrischen oder magnetischen Feld. Die Kenntnis der vier Quantenzahlen n, l, s und m gestattet dann, ausgehend von den dargelegten Grundvorstellungen, die Erklärung selbst der kompliziertesten Spektren und einer Fülle zusätzlicher Einzelbefunde, wie der Aufspaltung der Linien im magnetischen Feld (Zeeman-Effekt) und im elektrischen Feld (Stark-Effekt). Die Theorie der Multipletts erfährt ihren Abschluß und schließlich gelingt auf der Grundlage des Pauli-Prinzips, nach dem in keinem atomaren System Elektronen vorkommen können, die in allen vier Quantenzahlen übereinstimmen, die atomtheoretische Deutung des Periodischen Systems der Elemente. Damit ist dann zugleich ein enger Zusammenhang zwischen dem Aufbau der Atome, ihren Spektren und dem Periodensystem hergestellt, der als ein höchst befriedigender Erfolg der Theorie angesehen werden kann.

Die von der Bohrschen Theorie gegebene Deutung der Atomspektren kann prinzipiell auch auf die Molekülspektren übertragen werden. Grundsätzlich charakteristisch ist hier die weit größere Kompliziertheit und der ständig wachsende Linienreichtum. Jedoch lassen sich bereits empirisch drei Gruppen deutlich unterscheiden:

Im fernen Ultrarot liegt eine übersichtlich angeordnete Gruppe von Linien geringer Zahl; im nahen Ultrarot findet man deutlich gesetzmäßig angeordnete Linienfolgen; im photographischen Ultrarot, im Ultraviolett und im gesamten sichtbaren Bereich beobachtet man die sogenannten „Banden", gesetzmäßig angeordnete, jedoch sehr komplizierte Linienfolgen, in denen sich bei genauer Untersuchung eine große Zahl von Details nachweisen läßt.

Diese „Dreifachstruktur" der Molekülspektren erfährt ihre Deutung aus der Dreiteilung der Molekülenergie in Elektronenanregungsenergie (wie bei Atomen), Schwingungsenergie und Rotationsenergie. Ändert sich in einem Molekül ausschließlich die Rotationsenergie, so entsteht das besprochene „Rotationsspektrum" im fernen Ultrarot; gleichzeitige Änderung der Rotations- und Schwingungsenergie erzeugt das „Rotations-Schwingungsspektrum" im Gebiet des nahen Ultrarot. Die Entstehung der in den übrigen Spektralgebieten beobachteten komplizierten „Bandenspektren" erklärt sich aus der gleichzeitigen Änderung von Rotations-, Schwingungs- und Elektronenanregungsenergie.

Entsprechend der Theorie der Atomspektren gelingt die Charakterisierung der einzelnen Zustände und damit auch die Deutung der Spektren durch die Einführung von

Quantenzahlen. Jedoch werden auch die Deutungen immer komplizierter und es wächst gleichzeitig die Zahl derjenigen Phänomene, deren eigentliche Begründung erst in der wellenmechanischen Betrachtung gegeben werden kann.

Die Wellenmechanik nahm ihren Ausgang von der Vorstellung de Broglies, daß mit der Bewegung eines Teilchens gegebener Masse und Geschwindigkeit eine Welle der Frequenz $\nu = \frac{m\,v\,c}{h}$ verbunden sei. Die Ausbreitung solcher Wellen vollzieht sich nach der Schrödingerschen Wellengleichung

$$\Delta\Psi + \frac{8\pi^2 \cdot m}{h^2}\,(E - V)\,\Psi = 0$$

Hier ist Δ der Laplaceoperator, der die Summe der 2. partiellen Abteilungen derjenigen Größen, auf die er angewendet wird, bedeutet.

$$\left(\Delta = \frac{D}{Dx^2} + \frac{D}{Dy^2} + \frac{D}{Dz^2}\right)$$

Ψ ist die Schrödingersche Wellenfunktion, die mit der Amplitude ψ der Welle durch die Gleichung $\Psi = \psi e^{2\pi i \nu \cdot t}$ verknüpft ist, m ist die Teilchenmasse, E die Gesamtenergie und V die potentielle Energie. Im Prinzip verfährt man nun so, daß man von dem Modell der den Kern umlaufenden Elektronen ausgeht. Für die Bewegung der Elektronen ist jetzt jedoch eine stehende de-Broglie-Welle charakteristisch, deren Wellenfunktion die Schrödinger-Gleichung erfüllt. Setzt man in die Schrödinger-Gleichung die entsprechenden Größen ein, so liefert die Gleichung die gesuchten Spektralterme als Energie der stehenden Welle.

Erwähnt mag noch sein, daß auch die Quantenzahlen, die von der Bohr-Sommerfeldschen Theorie eingeführt worden waren, ihre Bedeutung in der Wellenmechanik haben, wenn sie auch nicht mehr anschaulichen Charakter tragen.

Welches sind nun die Vorteile der wellenmechanischen Betrachtung? In erster Linie sind sie darin zu sehen, daß die der Bohrschen Theorie künstlich hinzugefügten Postulate hier logische Bestandteile einer geschlossenen Theorie sind. Zum Beispiel ergibt sich die von Bohr postulierte Frequenzbedingung (1) zwangsläufig, wenn man statt der beiden Energien E_n und E_n, die ihnen entsprechenden Eigenfunktionen Ψ_n und Ψ_n, als angeregt annimmt. Ebenso ergeben sich die völlig willkürlich anmutenden Auswahlregeln nun als eine natürliche Folge der Eigenschaften der Eigenfunktionen. Auch das Pauliprinzip erfährt seine wellenmechanische Fassung und diese gestattet eine befriedigende Begründung der eigenartigen Tatsache, daß in einem System jeweils nicht zwei Elektronen in allen Quantenzahlen übereinstimmen können.

Diese knappe Darstellung kann verständlicherweise dem ungeheuren Komplex der Zusammenhänge zwischen Atomtheorie und Spektren nicht gerecht werden. Es sollte aber versucht werden, wenigstens einen knappen Einblick in die Probleme der Deutung der Spektren zu geben, um im dritten Teil dieses Aufsatzes über Sternspektren auf einige Grundtatsachen zurückgreifen zu können. Dem Interessierten sei die ausführliche „Einführung in die Atomphysik" von Wolfgang Finkelnburg empfohlen, die Präzision und Gründlichkeit mit einer ausgezeichneten und weitgehend verständlichen Darstellung vereint.

Geometrische und Wellenoptik in der Astronomie

Polarisiertes Licht und seine Bedeutung für Wissenschaft und Technik

Ing. MAX RÖTSCH

Fortsetzung 5

1. Polarisiertes Licht in der Natur

Ein merkwürdiges aber sehr interessantes optisches Phänomen bietet sich uns in der Natur beispielsweise bei der Betrachtung der Oberfläche eines Gewässers, einer Fensterscheibe bzw. von Glasplatten, wenn der Lichtstrahl unter einem bestimmten Winkel – nehmen wir einen solchen von 53° an – auffällt. Wir lernen die „Polarisation des Lichtes" kennen, deutlicher gesagt, machen wir eine eigentümliche Feststellung, die Lichtstrahlen verhalten sich in diesem Fall gegensätzlich, sie polarisieren.

Untersuchen wir diesen Fall etwas näher an einem Beispiel: Steht die Sonne 37° hoch, so würde das Sonnenlicht auf eine ruhende Wasserfläche unter dem oben erwähnten Einfallswinkel von 53° einfallen. Betrachtet man nun die Wasserfläche nach der Spiegelung an einer entsprechend gehaltenen Glasplatte, so wird das Blendlicht unterdrückt, und man kann durch die Wasseroberfläche hindurchsehen. Das Licht ist vollständig polarisiert. Selbstverständlich muß man verhindern, daß man durch die Platte hindurch störendes Licht erhält, man wird sie also schwarz hinterlegen oder schwarzes Glas verwenden. Wird also Licht unter dem Polarisationswinkel gespiegelt, so wird der parallel zur Einfallsebene schwingende Teil vollständig in das zweite Medium eindringen, und nur ein Teil des senkrechten zur Einfallsebene schwingenden Lichtes wird gespiegelt.

In gleicher Weise kann man die Spiegelung an Glas (Fenster, Brillen usw.) unterdrücken; dies ist oft bei fotografischen Aufnahmen sehr erwünscht.

Unterliegt also die Schwingungsrichtung (Azimut) einer Gesetzmäßigkeit, so nennen wir die Wellen polarisiert, insbesondere nennen wir sie linear polarisiert, wenn die Schwingung ihre Richtung mit der Zeit nicht ändert. Wir nennen sie zirkular polarisiert, wenn die Schwingung ihre Richtung mit konstanter Winkelgeschwindigkeit ändert, und elliptisch polarisiert, wenn der Schwingungssektor eine Ellipse in der YZ-Ebene beschreibt.

2. Anwendungsbeispiele und Polarisationsvorrichtungen

Man bezeichnet eine Vorrichtung, die aus natürlichem Licht polarisiertes Licht aussondert, als Polarisator. Die oben erwähnte Glasplatte für die Beobachtung einer Wasseroberfläche ist ein Beispiel für einen solchen Polarisator. Eine Vorrichtung, die den Nachweis erlaubt, daß das Licht polarisiert ist, und die Bestimmung der Lage seiner Schwingungsebene (und damit die darauf senkrechte Polarisationsebene) ermöglicht, bezeichnet man mit Analysator. Die Glasplatte ist ebenfalls als Analysator verwendbar. Stehen beispielsweise die Schwingungsrichtungen von Polarisator und Analysator aufeinander senkrecht, sind sie also „gekreuzt", so tritt völlige Dunkelheit ein.

Die Anwendungsmöglichkeiten des polarisierten Lichtes sind sehr mannigfaltig. Man verwendet polarisiertes Licht für die Prüfung von Spannungen in durchsichtigen

Medien (Glas, Plexiglas, Quarz usw.). Ferner als Sacharimeter (zur Bestimmung des Zuckergehalts) oder für das Arbeiten in der Mineralogie, in der Biologie und Medizin mit dem Polarisationsmikroskop und nicht zuletzt auch für die Bestimmung des Polarisationsgrades in der Atmosphäre bei astronomischen Untersuchungen.

Einige Aufnahmen mittels des neuen Spannungsprüfers nach M. Rötsch durchgeführten Untersuchungen von Plexiglas sowie von Kristallen (Zitronensäure) finden sich im Bildteil, S. 115.

Der bekannte Forscher Dorno hat jahrelang regelmäßig Messungen des Polarisationsgrades des Himmelsgewölbes durchgeführt und während dieser Zeit bei ungestörten und stark gestörten atmosphärischen Verhältnissen beobachtet und festgestellt, daß bei ungestörtem wolkenlosem Himmel die Polarisationsebene durch die Sonne und die Visierlinie geht.

Bekannt sind seit langem die sogenannten „neutralen Punkte", Stellen des Himmels, von denen unpolarisiertes Licht ausgeht. Diese liegen im Sonnenvertikal und zwar etwa in Abständen von 18½° unterhalb und oberhalb der Sonne bzw. oberhalb und unterhalb ihres Gegenpunktes. Sie sind nach ihren Entdeckern Brewster, Babinet und Arago benannt. Durch die Untersuchungen von Dorno ist die Anwendbarkeit dieser Polarsiationsmethode zur Erkenntnis atmosphärischer Vorgänge nachgewiesen worden.

Man hat festgestellt, daß auch das von Himmelskörpern — Mond und Planeten — zurückgestrahlte Licht teilweise polarisiert ist und auf meteorologische Vorgänge auf dem Mars geschlossen. Ferner hat man aus dem Vergleich des Polarisationsgrades an den verschiedenen Gesteinsarten zurückgestrahlten Lichtes Schlüsse auf die Oberflächenbeschaffenheit des Mondes ziehen können. Ebenso gelang es, den Polarisationsgrad der Sonnenkorona zu messen.

3. Kennzeichen der möglichen Polarisationszustände

Natürliches Licht enthält alle Schwingungsrichtungen gleichzeitig oder in so rascher Folge, daß Helligkeitsunterschiede auch dann nicht wahrgenommen werden können, wenn man einen Analysator, d. h. eine Vorrichtung, die die Bestimmung der Polarisationsebene des Lichtes gestattet, in den Strahlengang bringt.

Da die Analysatoren das Licht, das parallel zu ihrer Polarisationsebene polarisiert ist, ungehindert durchlassen, das senkrecht hierzu polarisierte Licht völlig auslöschen, so kann man in jedem Augenblick das ankommende Licht in zwei Komponenten zerlegt denken, von denen eine durchgelassen, die andere unterdrückt wird.

Da nun alle Richtungen im natürlichen Licht vorhanden sind, wird bei jeder Analysatorenstellung die Hälfte der Helligkeit durchgelassen. Es werden also beim Drehen des Analysators keine Helligkeitsunterschiede festgestellt.

Teilweise polarisiertes Licht enthält neben polarisiertem Licht natürliches Licht. Es ist daher nicht möglich, bei irgendeiner Analysatorenstellung und bei irgendeinem Gangunterschied, den man den einzelnen Komponenten erteilt, völlige Dunkelheit zu erzielen. Wählt man nämlich den Gangunterschied so, daß das ursprünglich elliptisch oder zirkular polarisierte Licht in linear polarisiertes Licht verwandelt ist und damit durch den Analysator ausgelöscht werden kann, so ist gleichzeitig das ursprünglich linearpolarisierte oder unpolarisierte Licht in zirkular oder elliptisch polarisiertes Licht verwandelt worden, so daß nunmehr von diesem her wieder eine Resthelligkeit auftritt, die durch den Analysator nicht gelöscht werden kann.

ELDO und ESRO

Prof. Dr. jur. GERHARD REINTANZ

In den letzten Jahren haben sich als Zusammenschluß kapitalistischer europäischer Staaten zwei zwischenstaatliche Organisationen auf dem Gebiet der Astronautik entwickelt, von denen nachstehend die Rede sein soll:

a) die Europäische Organisation für die Entwicklung und den Bau von Raumfahrzeugträgern (European Organisation for the Development and Construction of Space Vehicle Launchers, Kurzform: European Launcher Development Organisation, abgekürzt ELDO),

b) die Europäische Organisation für Weltraumforschung (European Space Research Organisation, abgekürzt ESRO).

Außer den USA haben sich von den imperialistischen Mächten bisher Großbritannien und Frankreich erfolgreich um die Entwicklung von Kernwaffen bemüht. Westdeutschland, die stärkste imperialistische Macht in Westeuropa, ist ebenfalls bestrebt, indirekt und direkt in den Besitz von Kernwaffen zu gelangen. Wer Kernwaffen besitzt, muß auch Flugkörper besitzen, die diese Waffen vor allem in das Hinterland des potentiellen Gegners tragen können. Die Atom- und Wasserstoffbombe zieht also den Bau von Großraketen als den geeignetsten Träger dieser Bomben nach sich.

Als Großbritannien Anfang der fünfziger Jahre daran ging, Kernwaffen zu produzieren, nahm es auch die Aufgabe in Angriff, eine Rakete zu entwickeln, die eine Wasserstoffbombe von zwei Tonnen Gewicht bis zu 6000 km befördern sollte. Es zeigte sich nämlich, daß der Transport von Wasserstoffbomben über solche Entfernungen mit Bombenflugzeugen angesichts der vervollkommneten Luftverteidigungstechnik nicht zweckmäßig sein würde. Das Projekt einer entsprechenden Trägerrakete wurde ausgearbeitet und mit dem Bau begonnen. Dieses sogenannte Blue-Streak-Projekt konnte Großbritannien nicht zu Ende führen; seine finanziellen Mittel waren zu gering, und es standen auch nicht genügend Wissenschaftler, Ingenieure und Techniker für dieses Projekt zur Verfügung.

In den Jahren 1960–1962 bemühte sich Großbritannien, unter Einschaltung wissenschaftlicher Gremien und des Europa-Rates in Straßburg andere europäische Staaten dafür zu gewinnen, das Blue-Streak-Projekt als gemeinsames wissenschaftliches Objekt weiterzuführen.[1] Die britischen Bemühungen waren von Erfolg gekrönt. Die großen Konzerne der Luftfahrt- und Elektronikindustrie in den übrigen westeuropäischen Ländern sahen in der gemeinsamen Entwicklung eines Raketenprojekts die Möglichkeit, mit staatlicher Unterstützung in das profitable Raketengeschäft einzusteigen.

Zu ersten Verhandlungen kam es im November 1960 in Meyrin bei Genf. Hier wurde die Weiterverfolgung des Blue-Streak-Projekts von anderen astronautischen Vorhaben getrennt. Dieser Entschluß führte schließlich zur Bildung zweier internationaler Organisationen: die eine – ELDO – setzt unter veränderten Aspekten das britische Projekt fort, die andere – ESRO – nimmt sich der übrigen Vorhaben an.[2]

1 Vgl. Reintanz, Westeuropäische Raketenpläne, in: Deutsche Außenpolitik, Nr. 8/1961, S. 955 ff.; Rehm, Die europäische Zusammenarbeit auf dem Gebiet der Raumforschung und Raumfahrt, in: Europa-Archiv, Nr. 23/1961, S. 885 ff.

2 Beau, ELDO und ESRO, in: Weltraumfahrt, Nr. 3/1962, S. 72 ff., berichtet, daß 1961 in 12 europäischen Ländern von 55 Forschungsgruppen etwa 150 Versuche vorbereitet wurden.

ELDO

Am 26. März 1962 wurde in London von Australien, Belgien, Frankreich, Großbritannien, Italien, den Niederlanden und Westdeutschland das Abkommen zur Gründung der ELDO nebst zwei Anhängen, ein Finanzprotokoll sowie ein Protokoll über die Übernahme bestimmter Verantwortlichkeiten bei der Fertigstellung des ersten Raketenprogramms unterzeichnet. Dänemark und Spanien unterzeichneten nicht.[3] Der Beitritt dieser Staaten sowie von Norwegen, Österreich, Schweden und der Schweiz ist jedoch vorgesehen.

Das Abkommen und die ihm beigefügten Protokolle müssen ratifiziert werden und treten in Kraft, sobald soviel Staaten Ratifizierungsurkunden bei der britischen Regierung als Depositor hinterlegt haben, deren Beiträge zur Organisation mindestens 85 Prozent ausmachen müssen. Bis Mitte März 1964 hatten Australien, Belgien, Frankreich, Großbritannien, die Niederlande und Westdeutschland ratifiziert, deren Anteile an der Finanzierung insgesamt 78,31 Prozent betragen. Weitere Staaten können zum Beitritt eingeladen werden; die ELDO trägt damit einen gewissen exklusiven Charakter.

Australien schloß sich als nichteuropäisches Land an und stellt der ELDO das bereits mit einem erheblichen Kostenaufwand eingerichtete Raketenversuchszentrum Woomera (Südaustralien) mit seinem hochqualifizierten Personal und seinen modernen Anlagen zur Verfügung.[4] Durch die Bereitstellung der Anlagen von Woomera ist Australien für die Laufzeit des ersten Programms von Beitragszahlungen entbunden. Der ELDO stehen weiterhin unentgeltlich zu Prüf- und Erprobungszwecken Anlagen zur Verfügung in Vernon, St. Louis und Cannes (Frankreich) und in Spadeadam (Großbritannien).

Der organisatorische Aufbau der ELDO sieht vor: den Rat (Council) und den Generalsekretär (Secretary-General). Der Rat bestimmt die Tätigkeit der Organisation in wissenschaftlicher, technischer, finanzieller und administrativer Hinsicht. Der Rat besteht aus zwei Vertretern je Mitgliedstaat und hat seinen Sitz in Paris. Der Rat tritt mindestens zweimal jährlich zusammen und wählt sich jeweils für ein Jahr einen Vorsitzenden und zwei Stellvertreter. Jeder Mitgliedstaat hat im Rat eine Stimme; er ist aber zu einem Entwicklungsprogramm nur dann stimmberechtigt, wenn er dazu einen Beitrag leistet; er verliert sein Stimmrecht, wenn er mit seinen Beiträgen zwei Jahre im Rückstand ist. Das Abstimmungsverfahren ist der Bedeutung des Gegenstandes entsprechend differenziert ausgestaltet und kennt Einstimmigkeit, qualifizierte Zweidrittelmehrheit, einfache Zweidrittelmehrheit und einfache Mehrheit.

Der Rat ernennt mit Zweidrittelmehrheit aller Mitglieder einen Generalsekretär als Geschäftsführer und gesetzlichen Vertreter der ELDO. Der Generalsekretär hat seinen Sitz in Paris und ist zuständig für die Aufstellung und Verwirklichung der Programme, für die Überwachung ihrer Durchführung, für die Prüfung finanzieller, administrativer und juristischer Fragen sowie für die Wahrnehmung der auswärtigen Beziehungen der ELDO. Dem Generalsekretär stehen ein technischer Direktor, ein Verwaltungsdirektor und das notwendige Personal zur Seite.

Im Rahmen eines Anfangsprogramms, des ersten Programms, wie das Abkommen sagt, ist der Bau eines dreistufigen Trägers vorgesehen, für den als erste Stufe die in Großbritannien entwickelte „Blue Streak"-Rakete, als zweite Stufe eine in Frankreich zu bauende, auf den Erfahrungen mit der „Veronique"-Rakete beruhende Rakete und als dritte Stufe ein unter westdeutscher Leitung zu entwickelnder Flugkörper verwendet werden sollen.[5]

---

3 Texte im westdeutschen Bundesgesetzblatt 1963, Teil II, S. 1562 ff.

4 Vgl. Wood, Europas Trägerfahrzeuge starten in Woomera, in: Interavia, Nr. 1/1964, S. 100 ff.

5 Vgl z. B. Bock, ELDO und ihre Arbeit, in: Weltraumfahrt, Nr. 1/1964, S. 9 ff., sowie Materialien, die vom ELDO-Sekretariat herausgegeben wurden.

Die Hauptdaten dieses ELDO-Systems sind folgende:

Gesamtlänge	30,70 m
Länge der 1. Stufe	18,41 m
Länge der 2. Stufe	6,68 m
Länge der 3. Stufe	5,61 m
Gesamtgewicht	105,0 Tonnen
Gewicht der 1. Stufe	90,0 Tonnen
Gewicht der 2. Stufe	11,5 Tonnen
Gewicht der 3. Stufe	3,5 Tonnen

Mit der 3. Stufe können Satelliten mit einem Gewicht von 1,2 Tonnen in polare Umlaufbahnen bis etwa 500 km Höhe oder mit einem Gewicht von 0,2 Tonnen in äquatoriale Umlaufbahnen bis etwa 15 000 km Höhe gebracht werden.

Die übrigen ELDO-Mitgliedstaaten sind an diesem ersten Programm wie folgt beteiligt:

Italien übernimmt den Bau und die elektronische Ausrüstung der ersten Serie von Satelliten und arbeitet zusammen mit den Niederlanden das Funkmeldesystem für die Verbindung zwischen Erde und Satelliten aus.

Die Niederlande entwickeln das Langstrecken-Funksystem zur Befehls- und Datenübertragung für die dritte Stufe und den Satelliten und rüsten die Bodenanlagen entsprechend aus.

Belgien baut die zur Verfolgung und Korrektur der Flugbahn der drei Raketenstufen notwendigen Mittelstrecken- und Bodenleitstellen.

An dem ersten Programm sind ausschließlich NATO-Staaten und Australien, das über die SEATO und den Anzus-Pakt mit den USA militärisch verbunden ist, beteiligt.

Die Kosten dieses ersten Programms werden auf rund 70 Millionen Pfund Sterling geschätzt. Die Kosten werden zu rund einem Drittel von Großbritannien, zu etwa je einem Fünftel von Frankreich und der Bundesrepublik aufgebracht. Australien trägt nicht zu den Kosten bei; sein Beitrag besteht in der Bereitstellung der Anlagen von Woomera nebst Personal. Im Jahre 1964 sind Erprobungen der 1. Stufe in Woomera vorgesehen, und 1965 wird Frankreich die 2. Stufe in Colomb-Béchar (Algerien) erproben. Der erste Start eines vollständigen Trägersystems ist für 1966 in Woomera geplant.

Die weiteren Programme, die jetzt mit einem Aufwand von 2 Millionen Pfund Sterling theoretisch vorbereitet werden, sehen u. a. vor, daß die 1. Stufe künftig mit luftansaugenden Triebwerken ausgerüstet wird und nach Beendigung ihrer Aufgabe wie ein Gleiter auf der Erde landet und wiederverwendet werden kann. Weitere Studien werden sich mit der Entwicklung energiereicherer Treibstoffe beschäftigen.

ESRO

Nach entsprechenden Verhandlungen wurde am 14. Juni 1962 in Paris von Belgien, Deutscher Bundesrepublik, Frankreich, Großbritannien, Italien, den Niederlanden, Schweden, der Schweiz und Spanien das Abkommen zur Gründung der ESRO, ein Finanzprotokoll sowie ein Protokoll über die Finanzierung der ESRO während der ersten acht Jahre ihres Bestehens unterzeichnet.[6] Dänemark, Norwegen und Österreich unterzeichneten zu diesem Zeitpunkt noch nicht.

6 Texte im westdeutschen Bundesgesetzblatt 1963, Teil II, S. 1539 ff.

Das Abkommen nebst Finanzprotokoll bedarf der Ratifizierung und tritt in Kraft, sobald sechs Staaten ihre Ratifizierungsurkunden hinterlegt haben und deren Beiträge zur Organisation mindestens 75 Prozent betragen; ferner müssen Frankreich und alle Staaten, in denen Anlagen der ESRO unterhalten werden sollen, zu diesen sechs Staaten gehören. Jeder Nichtunterzeichnerstaat kann dem Abkommen und dem Finanzprotokoll auf einstimmigen Beschluß der Mitgliedstaaten beitreten; die ESRO trägt damit ebenfalls einen exklusiven Charakter.

Am 20. März 1964 ist das ESRO-Vertragswerk in Kraft getreten, nachdem Belgien, Dänemark, Frankreich, Großbritannien, Niederlande, Schweden, Schweiz, Spanien und Westdeutschland ratifiziert hatten. Mit der Ratifizierung durch Italien und Österreich wird gerechnet. Norwegen hat nicht ratifiziert.

Die ESRO kennt wie die ELDO zwei Organe: den Rat (Council) und den Generaldirektor (Director-General), dem ein Mitarbeiterstab zur Seite steht.

Der Rat bestimmt die Tätigkeit der ESRO in wissenschaftlicher, technischer und administrativer Hinsicht. Der Rat besteht aus höchstens zwei Vertretern jedes Mitgliedstaates; ihnen können Berater zur Seite stehen. Der Rat hat seinen Sitz in Paris und tritt mindestens zweimal im Jahr zusammen. Jährlich werden ein Vorsitzender und zwei Stellvertreter gewählt. Jeder Mitgliedstaat hat im Rat eine Stimme; er ist nicht stimmberechtigt, wenn er mit seinen Beiträgen für das laufende und das vorangegangene Jahr im Rückstand ist. Beschlüsse werden mit einfacher Mehrheit gefaßt, doch sind Beschlüsse über finanzielle Maßnahmen nur verbindlich, wenn sie entsprechend ihrer Bedeutung einstimmig bzw. mit Zweidrittelmehrheit gefaßt werden; über die Personalordnung und die Stellenbesetzung befindet der Rat mit Zweidrittelmehrheit.

Der Generaldirektor wird vom Rat ernannt; er ist der Geschäftsführer und gesetzliche Vertreter der ESRO. Er hat ebenfalls seinen Sitz in Paris.

Die ESRO will die Zusammenarbeit europäischer Staaten auf dem Gebiet der Weltraumforschung und Weltraumtechnik zu ausschließlich friedlichen Zwecken ermöglichen und fördern.

Der Entwurf des für die ersten acht Jahre geltenden Arbeitsprogramms sieht folgende Starts vor:

440 Höhenforschungsraketen; 22 kleine Satelliten in niedrigen Umlaufbahnen, erster Start 1965; 8 Raumsonden, erster Start 1967; 2–4 schwere Satelliten zu astronomischen Beobachtungen, Start in den Jahren 1967 bis 1969; 2 Mondsatelliten, Start in den Jahren 1967 bis 1969.

Es werden vorerst vier Forschungszentren errichtet:

Technologisches Zentrum (European Space Technology Center = ESTEC) in Delft/Niederlande; Startanlage (European Space Launching Range = ESRANGE) in Kiruna/Nordschweden; Datenverarbeitungszentrum (European Space Data Center = ESDAC) in Darmstadt; Forschungsinstitut (European Space Research Institut = ESRIN) in einem noch zu bestimmenden Ort in Italien.

Die Kosten für das erste Achtjahrprogramm werden etwa 100 Millionen Pfund Sterling betragen; davon werden z. B. Großbritannien ein Viertel und Frankreich und die Bundesrepublik je etwa ein Fünftel übernehmen.

ESRO wird sich nicht mit der Entwicklung und dem Bau von Trägerraketen beschäftigen, sondern diese kaufen. Aus diesem Grunde ergibt sich bereits eine enge Zusammenarbeit mit ELDO. Ferner werden ESRO und ELDO ihre Beobachtungsprogramme koordinieren, und schließlich strebt ESRO die Zusammenarbeit mit der National Aeronautics and Space Administration (NASA) der USA und mit dem Committee on Space Research (COSPAR) an.

Jede Erweiterung der astronautischen Forschung und Technik ist zu begrüßen. Der Zusammenschluß wie z. B. ELDO und ESRO hilft mit, der Menschheit neue wissenschaftliche Erkenntnisse und technische Fähigkeiten zu vermitteln.

Wird der Kreis der Staaten erweitert, die astronautische Unternehmungen aus einer bestimmten Interessenlage heraus fördern, so zwingt diese Erweiterung zur Koordinierung aller Maßnahmen, um eine Zersplitterung der Mittel zu vermeiden und einen Nutzeffekt für die gesamte Menschheit zu erlangen. Diese Überlegung zwingt zu der weiteren Schlußfolgerung, daß die Zusammenarbeit der beiden Organisationen ELDO und ESRO mit der UdSSR und den USA als zweckmäßig geboten erscheint; die sich entwickelnde Zusammenarbeit zwischen der UdSSR und den USA sollte um die Zusammenarbeit dieser beiden Staaten mit ELDO und ESRO erweitert werden. In der Perspektive wird man wahrscheinlich eine globale Organisation im UNO-System ins Auge fassen müssen, die koordinierende Funktionen ausübt.

Und noch ein Aspekt muß hervorgehoben werden:[7]

Es handelt sich bei ELDO und ESRO um internationale Organisationen, die kapitalistische Staaten umfassen. In beiden Organisationen ist Westdeutschland, eine der bedeutendsten imperialistischen Mächte, vertreten. Es ist bekannt, daß der reaktionäre Flügel der herrschenden Kreise der Bundesrepublik nach der Atombombe und damit auch nach der Großrakete zu greifen versucht. Wie die Vorgänge um die in Hamburg tätige Firma „Waffen- und Luftrüstungs-AG" zeigen, wurden bereits Zweistufen-Raketen mit einer Gipfelhöhe von 110 km produziert. Die Sowjetunion hatte am 3. Februar 1964 gegen die Raketenproduktion dieser Firma, die mit 135 anderen Firmen in Westdeutschland zusammenarbeitet, protestiert. Trotz dieses Protestes setzt die Firma ihre Raketenproduktion fort, mußte allerdings die für April 1964 in Österreich geplanten Versuchsschießen absagen, da die österreichischen Behörden mißtrauisch geworden waren.

Vom 9. bis 15. Februar 1964 wurden auf der in Algerien gelegenen, Frankreich noch vorübergehend aufgrund des Evian-Vertrages von 1962 zur Verfügung stehenden Raketenbasis Hammaquier bei Colomb-Béchar neun Raketen, darunter Zweistufen-Raketen mit einer maximalen Höhe von 470 km vom französischen CNES und der westdeutschen Max-Planck-Gesellschaft abgeschossen.

Die französisch-westdeutsche Zusammenarbeit auf dem Atom- und Raketengebiet, insbesondere die gemeinsame Arbeit beider Staaten auf dem Gebiet des Waffenwesens im französisch-westdeutschen Forschungsinstitut Saint Louis auf Grund des Abkommens vom 31. März 1958, vermittelt dem 1945 geschlagen am Boden liegenden, aber inzwischen mit Hilfe seiner westlichen Verbündeten wieder neu entstandenen deutschen Militarismus hinreichende Kenntnisse, um eines Tages mit einer eigenen Atom- und Raketenproduktion aufwarten zu können. Gegenwärtig bestehen in der Bundesrepublik etwa 50 Institute und Forschungseinrichtungen, die sich mit Problemen der Raketentechnik und Raumfahrt befassen. Im Auftrage des Bonner Kriegsministeriums hat die Firma Bölkow-Entwicklungen in München bereits eine Produktionsstudie für eine als Kernwaffenträger vorgesehene Kampfrakete mit einer Reichweite von 2400 km abgeschlossen. Die Mitarbeit der Bundesrepublik in der ELDO und ESRO vermehrt ihr wissenschaftliches und technisches „Know How" des Raketenbaues bedeutend und steigert die Gefahren eines abenteuerlichen Alleinganges der westdeutschen Ultras, um die Ergebnisse des II. Weltkrieges wieder rückgängig zu machen.[8]

In diesem Zusammenhang muß noch auf folgendes hingewiesen werden:

Die Potsdamer Vereinbarungen von 1945 untersagten jede deutsche Waffenproduktion. Die drei Westmächte erlaubten jedoch in den Londoner und Pariser Vereinbarun-

7 Zu den Fakten vgl. Dokumentation der Zeit, Nr. 306/1964, S. 23 ff.

8 Vgl. Jurjew, Atomic Missile Rush in Westgermany, in: International Affairs (Moskau), Nr. 4/1964, S. 42 ff.

gen von 1954 der Bundesrepublik die Waffenproduktion mit Beschränkungen z. B. auf den Gebieten der Marinetechnik und Raketentechnik; so darf die Bundesrepublik nur Raketen bis zu 2 m Länge, 32 km horizontaler Reichweite und einer Sprengladung von 22,5 kg bauen. Auf dem Gebiet der Marinetechnik sind bereits eine Reihe von Beschränkungen aufgehoben worden. Der westdeutsche Generalstab, dessen führende Mitglieder schon einmal die Rüstungsbegrenzungen des Versailler Vertrages zu umgehen verstanden, werden alles daransetzen, daß auch die Beschränkungen beim Bau von Raketen aufgehoben werden.

Die Bundesrepublik ist ein wissenschaftlich-technisch hochentwickelter Staat, der von der Raketenforschung und Raketentechnik sowie der Astronautik nicht ausgeschlossen werden kann und soll. Es müssen jedoch Sicherungen gefunden werden, die den oben erwähnten abenteuerlichen Alleingang der westdeutschen Ultras verhindern und die militärische Verwendung von Großraketen durch die westdeutsche Bundeswehr unmöglich machen. Solche Sicherungen müssen sowohl für ELDO und ESRO als auch auf politischer Ebene angestrebt werden; politische Sicherungen können sein:

Abschluß eines deutschen Friedensvertrages mit entsprechenden Verbotsklauseln für Kernwaffen und Raketen als Träger von Kernwaffen;

Abschluß eines Nichtangriffspaktes zwischen den Staaten der Warschauer Vertragsorganisation und denen der NATO;

Abschluß eines Vertrages über die Schaffung von rüstungsbegrenzten Zonen in Europa, besonders in Mitteleuropa;

Abschluß eines allgemeinen Abrüstungsabkommens.

Das ist ein Weg, der viel Geduld erfordert. Gelingt es, mit Hilfe der friedliebenden Kräfte in Deutschland und in der Welt diesen Weg zu gehen und zu den Frieden und die Sicherheit der Völker fördernden vertraglichen Bindungen zu kommen, werden einmal für die Astronautik bedeutende wissenschaftliche und technische Potenzen frei und zum anderen wird die Welt vor neuen Kriegsabenteuern bewahrt.

Amateure beobachten und berichten

Bericht über die Sonnenfleckentätigkeit vom 2. Vierteljahr 1964

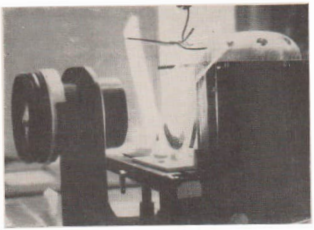
Refraktor, 50 mm Öffnung, Vergrößerung 30fach

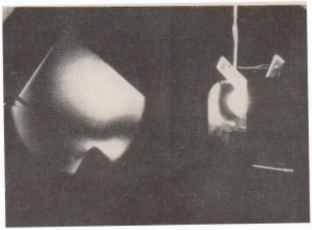
Monat	R_m	n	N
April	4,5	13	8
Mai	8,4	17	5
Juni	3,7	6	4

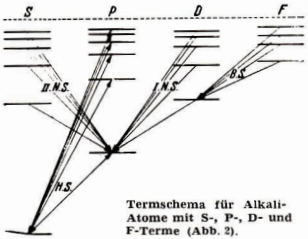
R_m = Monatsmittelwert n = Anzahl der Beobachtungen N = Fleckenfreie Tage

Im Juni konnte ich nur eine Dekade beobachten, da ich mich in der übrigen Zeit im Urlaub befand. Von Anfang April bis Anfang Juni wurden nur 5 kleine Gruppen beobachtet. In 53 Prozent aller Beobachtungen war die Sonne fleckenfrei. Man darf daher mit Recht vermuten, daß das Fleckenminimum in diesem Jahre eintritt.

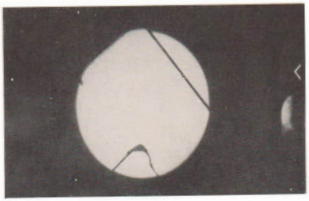
ERICH SCHÜTZ, Hildburghausen

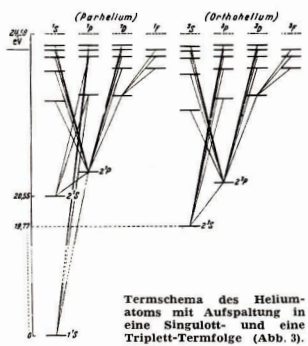




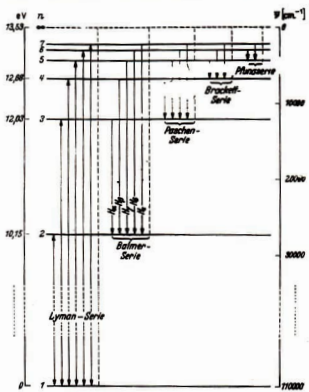


Termschema für Alkali-Atome mit S-, P-, D- und F-Terme (Abb. 2).





Termschema des Heliumatoms mit Aufspaltung in eine Singulett- und eine Triplett-Termfolge (Abb. 3).

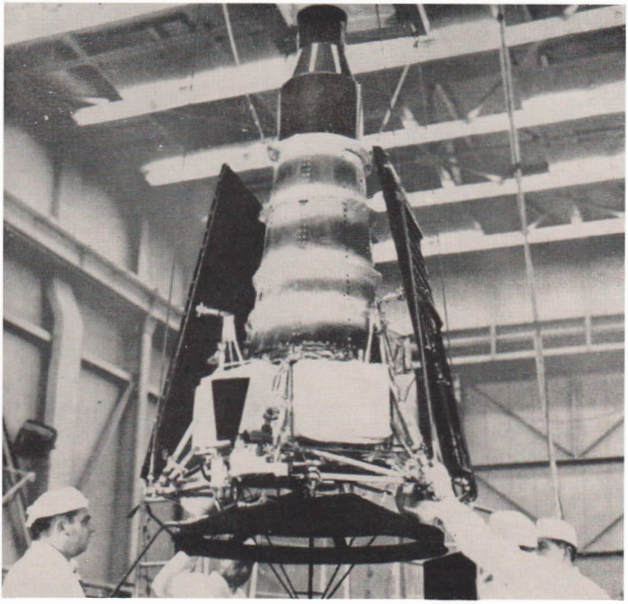


Termschema des Wasserstoffs und Entstehung der Wasserstoff-Serien durch die charakteristischen Übergänge (Abb. 1).

Fotos zum Beitrag „Geometrische und Wellenoptik in der Astronomie" auf S. 107

Oben links: Spannungsprüfer mit Polarisationsfiltern. – Oben rechts: Plexiglaswinkel mit Polarisationsfilter. – Mitte rechts: Plexiglaswinkel ohne Polarisationseinrichtung.

Zeichnungen zum Beitrag „Vom Wirkungsquantum zum Sternspektrum" auf S. 101

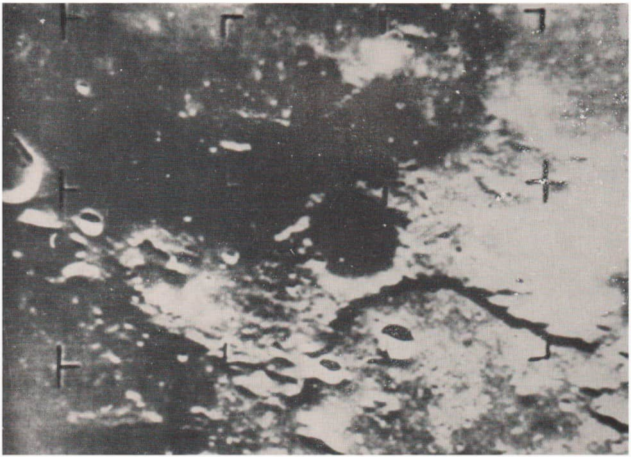


Die amerikanische Mondsonde Ranger 7 wird hier vor dem Start, der erfolgreich verlief, noch einmal gründlich überprüft.

Die aufschlußreichsten Ergebnisse erbrachten die Fernsehaufnahmen (Foto rechts: das Gebiet des Mare Nubium mit dem Krater Guericke), die im letzten Flugabschnitt vor dem harten Aufprall des Raumflugkörpers auf dem Mond erzielt und zur Erde übertragen wurden.

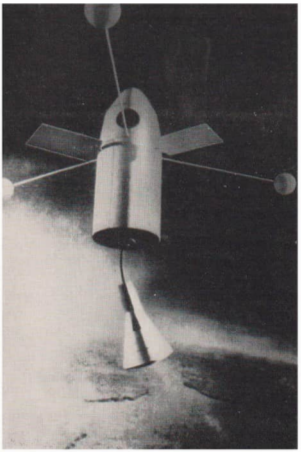
Die astronomisch interessantesten Ergebnisse besagen, daß die Mondoberfläche von keiner nennenswerten Staubschicht bedeckt ist und daß es auf dem Mond auch verhältnismäßig viele, sehr kleine Krater gibt mit einem Durchmesser von etwa 1 m. Die Kenntnis von der geringen Staubmenge auf dem Mond ist natürlich auch astronautisch, besonders im Hinblick auf die Vorbereitung eines bemannten Raumfluges, wichtig.

Es war der siebente Versuch der USA, mit einer Sonde vom Typ Ranger zum Mond vorzudringen, der am 31. Juli 1964 gelang. Ranger 7 hat bis zum Aufprall auf dem Erdtrabanten mehr als 4000 Mondaufnahmen übermittelt. Bereits 1959 hatte „Lunik 3" erstmalig die erdabgewandte Seite des Mondes fotografiert.



Fernsehaufnahme von der Mondsonde Ranger 7 aus

Das Foto zeigt das Gebiet des Mare Nubium mit dem Krater Guericke aus einer Entfernung von 470 Meilen.



Projektstudie für eine 4-Mann-Raumstation

der Republic Aviation Corp. In der Zeichnung hat eine Gemini-Kapsel an der Station festgemacht. Die Station soll um die Längsachse rotieren. In den 4 Kugeln sollen sich die Wohn- und Schlafräume der Besatzung befinden. Die Station soll die Bezeichnung ECOMS führen. (Early Capability Orbiting Manned Station.) Sie soll in einer Kreisbahn in etwa 320 km Höhe die Erde umkreisen. Man hofft, derartige Stationen 1966–67 mit Saturn-1-Raketen starten zu können.

Die ehemalige Sternwarte in Remplin

In Remplin, Kreis Malchin, in der sogenannten Mecklenburgischen Schweiz, befindet sich am Rande eines ehemaligen Schloßparkes diese Sternwartenruine. Das Denkmalschutzschild irrt hier allerdings, denn die Sternwarte wurde nicht im 17. Jahrhundert, sondern im 18. Jahrhundert errichtet. In der Sternwarte arbeitete der damalige Schloßherr, der mecklenburgische Graf Hahn, ein Zeitgenosse und Freund Herders und ein wissenschaftlich sehr ernst zu nehmender Mann. Nach ihm ist ein Mondringgebirge nördlich des Mare Crisium, sehr nahe dem Mondrand gelegen, benannt worden.

Oben: Die Sternwarte einst. Unten links: heute. Unten rechts: Inneres der Ruine.

Die Anwendung der Waldmeierschen Gesetze für den abklingenden Teil der Sonnenfleckenkurve

Nach dem überaus kräftigen Maximum Ende 1957 mit einer ausgeglichenen monatlichen Relativzahl von ungefähr $R = 201$ ist die Fleckentätigkeit abgesunken, besonders stark seit Oktober 1960. In den beiden darauf folgenden Jahren hat sie sich auf einer mittleren Höhe von 25–35 gehalten (nach der Züricher Skala: Jahresmittel 1961 53,9 und 1962 erste Jahreshälfte: 43,0). Es sind dies die Monatsmittel der Relativzahlen, ausgeglichen nach dem von Dr. Ahnert im Kalender für Sternfreunde 1960 angegebenen Verfahren. Die täglichen Relativzahlen gewinne ich durch visuelle Beobachtung mit Dämpfglas an einem Zweizöller mit etwa 30facher Vergrößerung.

Die nächstliegende Frage für den abklingenden Zyklus der Fleckentätigkeit ist: „Wann ist das Minimum zu erwarten?" Nach den Waldmeierschen Gesetzen, die empirisch-statistischen Charakter haben, tritt das Minimum nach Θ Jahren ein und läßt sich nach der Formel $\Theta = 0{,}03\, R_m + 3{,}0$ berechnen. Nimmt man für $R_m = 201$, die monatliche ausgeglichene Relativzahl zur Zeit des Maximums, so ist das Minimum Ende 1966 (1966,9) zu erwarten. Prof. Bauer berechnet das zu erwartende Minimum für 1965,0 und R. Müller, Wendelstein, aus dem Gesetz der Zonenwanderung 1964,4.

Die Anwendung der Waldmeierschen Formel gibt einen relativ späten Termin und weicht beträchtlich von den beiden anderen Werten ab. Wahrscheinlich hängt dies mit dem Rekordwert von $R_{max} = 201$ zusammen, der seit 1700 nur einmal erreicht wurde und daher bei der statistischen Bearbeitung eine Sonderstellung einnimmt. Günstiger liegen die Verhältnisse bei einer anderen wichtigen Zahl, welche die zu erwartende durchschnittliche monatliche Relativzahl 5 Jahre nach dem Fleckenmaximum angibt. Auch sie hängt von der Größe des vorausgegangenen Maximums ab. Nach Waldmeier ist $R_5 = 0{,}29\, R_m - 11{,}4$. Daraus ergibt sich für 1962 eine mittlere monatliche Relativzahl von etwa 45. Das Mittel aller ausgeglichenen monatlichen Relativzahlen vom Jahre 1962 ist nach meinen Beobachtungen 23,2. Bei einem durchschnittlichen Umrechnungsfaktor von $k = 2$ ergibt sich eine gute Bestätigung des Waldmeierschen Gesetzes für R_5.

ERICH SCHÜTZ, Hildburghausen

Literatur: Gleissberg, W., Die Häufigkeit der Sonnenflecken

Protokoll über die Beobachtung der Mondfinsternis 1964, Juni, 24./25., an der Schulsternwarte Herzberg/E.

I. Aufgabenstellung: Die Schülerarbeitsgemeinschaft Astronomie an unserer Sternwarte hatte sich zwei Aufgaben zur Durchführung ausgewählt: 1. Messung des Helligkeitsverlaufes während der Finsternis mit Hilfe einer Photozelle (nach Waldmeier). – 2. Schattenantrittsbeobachtungen.

II. Beteiligte Personen: 4 Schüler der Arbeitsgemeinschaft (besuchen die Kl. 11 der Erweiterten Oberschule Herzberg): Gillar, Günther, Herzberg; Hofmann, Ernst, Falkenberg; Welisch, Anton, Falkenberg; Jahre, Roland, Schlieben; und der Leiter der Schulsternwarte, Klaus Schmidt, Herzberg.

III. Instrumente: 1 Cassegrain-Spiegel 150/900/2250 mit parallaktischer Montierung 1 b und monozentrischem Okular $f = 25$ mm; 1 Refraktor 80/1200 mit parallaktischer Montierung, 1 mit Handantrieb und orthoskopischem Okular $f = 25$ mm; 1 Selen-Zelle; 1 Mikroampéremeter (Vollausschlag 100 µ A); 1 Stativ nebst Klemmen; 1 Glashütter Beobachtungsuhr, Gang +2.1 s; 1 Schiffschronometer: Gang +4 s.

IV. Bemerkungen: Da das Wetter an den Abenden des 22. und 23. Juni keine Versuche der Helligkeitsmessung am Mond zuließ (der Himmel war bedeckt), konnten wir uns nur auf Vergleichsversuche in unserer Dunkelkammer stützen. Dabei reagierte die Selenzelle noch mit einem Anschlag von rd. 20 µ A auf das schwache Licht einer fast erloschenen Stablampe (3 Monozellen). So glaubten wir, daß das extrafokal eingestellte Mondbild des Cassegrainspiegels die Zelle genügend anregen würde. Das trat jedoch in zu schwachem Maße ein. Das Mikro-

ampéremeter zeigte nur einen Ausschlag von 1 μ A an, so daß Schwankungen nicht ablesbar waren. Ein Verstärker war jedoch nicht mehr beschaffbar zu diesem Zeitpunkt, so daß wir leider diese Aufgabe nicht erfüllen konnten. So entschlossen wir uns kurzfristig, unabhängig voneinander am Refraktor und am Spiegel Schattenantrittsbeobachtungen nach der bewährten Berliner Methode durchzuführen. Alle Schüler waren in der Vorbereitung auf die dort angegebenen Krater „trainiert" worden.

V. Ablauf der Beobachtungen: G. Gillar oder E. Hofmann und ich setzten, jeweils als Beobachter tätig, die Stoppuhr dann in Gang, wenn der Kernschatten den Krater berührte. R. Jahre und A. Welisch gaben mit Hilfe der Beobachtungsuhr bzw. des Chronometers die nächstfolgende volle Minute durch Kommando an, wobei die Stoppuhren angehalten wurden. In die Tabelle gingen dann folgende Werte ein: 1. Uhrzeit mit voller Minute, 2. die gestoppte Zeit, 3. der Uhrengang, 4. die danach sich ergebende, visuell ermittelte Kontaktzeit der einzelnen Krater mit dem Kernschatten.

VI. Meßergebnisse: Gruppe 1

Formation	volle Minuten	Stoppuhrzeit	Gang	Kontaktzeit MEZ
1. Grimaldi	0^h13^m	$-57{,}7^s$	$+2{,}1^s$	$0^h12^m00{,}2^s$
2. Billy	0^h19^m	$-21{,}8^s$	$+2{,}1^s$	$0^h18^m36{,}1^s$
3. Aristarch	0^h22^m	$-01{,}3^s$	$+2{,}1^s$	$0^h21^m51{,}6^s$
4. Kap Heraklid	0^h30^m	$-45{,}4^s$	$+2{,}1^s$	$0^h29^m12{,}7^s$
5. Campanus	—	—	—	—
6. Copernicus	—	—	—	—
7. Pytheas	—	—	—	—
8. Kap Laplace	0^h35^m	$-53{,}1^s$	$+2{,}1^s$	$0^h34^m04{,}8^s$
9. Plato	0^h41^m	$-21{,}2^s$	$+2{,}1^s$	$0^h40^m36{,}7^s$
10. Tycho	0^h43^m	$-00{,}8^s$	$+2{,}1^s$	$0^h42^m57{,}1^s$
11. Manilius	0^h47^m	$-35{,}4^s$	$+2{,}1^s$	$0^h46^m22{,}5^s$
12. Vitruvius	0^h58^m	$-00{,}1^s$	$+2{,}1^s$	$0^h57^m57{,}8^s$
13. Censorinus	—	—	—	—
14. Goclenius	1^h07^m	$-23{,}0^s$	$+2{,}1^s$	$1^h06^m34{,}9^s$
15. Proclus	1^h07^m	$-23{,}0^s$	$+2{,}1^s$	$1^h06^m34{,}9^s$
16. Langrenus	1^h13^m	$-53{,}4^s$	$+2{,}1^s$	$1^h12^m04{,}5^s$

Meßergebnisse: Gruppe 2

Formation	volle Minuten	Stoppuhrzeit	Gang	Kontaktzeit MEZ
1. Grimaldi	0^h12^m	$-14{,}4^s$	$+4{,}0^s$	$0^h11^m41{,}6^s$
2. Billy	0^h19^m	$-46{,}8^s$	$+4{,}0^s$	$0^h18^m09{,}2^s$
3. Aristarch	0^h21^m	$-34{,}6^s$	$+4{,}0^s$	$0^h20^m21{,}4^s$
4. Kap Heraklid	0^h30^m	$-45{,}1^s$	$+4{,}0^s$	$0^h29^m10{,}9^s$
5. Campanus	0^h31^m	$-02{,}9^s$	$+4{,}0^s$	$0^h30^m53{,}1^s$
6. Copernicus	0^h32^m	$-18{,}0^s$	$+4{,}0^s$	$0^h31^m38{,}0^s$
7. Pytheas	0^h33^m	$-10{,}8^s$	$+4{,}0^s$	$0^h32^m45{,}2^s$
8. Kap Laplace	0^h34^m	$-05{,}1^s$	$+4{,}0^s$	$0^h33^m50{,}9^s$
9. Plato	0^h41^m	$-37{,}0^s$	$+4{,}0^s$	$0^h40^m19{,}0$
10. Tycho	0^h42^m	$-11{,}8^s$	$+4{,}0^s$	$0^h41^m44{,}2^s$
11. Manilius	0^h47^m	$-52{,}2^s$	$+4{,}0^s$	$0^h46^m03{,}8^s$
12. Vitruvius	0^h57^m	$-01{,}0^s$	$+4{,}0^s$	$0^h56^m55{,}0^s$
13. Censorinus	—	—	—	—
14. Goclenius	1^h06^m	$-00{,}9^s$	$+4{,}0^s$	$1^h05^m55{,}1^s$
15. Proclus	1^h06^m	$-00{,}9^s$	$+4{,}0^s$	$1^h05^m55{,}1^s$
16. Langrenus	1^h12^m	$-51{,}2^s$	$+4{,}0^s$	$1^h11^m04{,}8^s$

Die Austrittszeiten aus dem Kernschatten waren infolge der heraufziehenden Dämmerung und der recht hohen Dunstschicht ($h = 7°$) bei einer Lufttemperatur von $\sim +5$ °C mit dem

lichtschwächeren Refraktor nicht mehr einwandfrei erkennbar. Mit dem Spiegel gelang es noch für folgende Formationen:

1. Grimaldi	3^h02^m	$-14{,}1^s$	$+4{,}0^s$	$3^h01^m41{,}9^s$
2. Billy	3^h06^m	$-50{,}0^s$	$+4{,}0^s$	$3^h05^m06{,}0^s$
3. Campanus	3^h12^m	$-50{,}2^s$	$+4{,}0^s$	$3^h11^m05{,}8^s$
4. Aristarch	3^h14^m	$-07{,}9^s$	$+4{,}0^s$	$3^h13^m46{,}1^s$

Für die nachfolgende Zeit stand der Mond bereits zu tief, und es war schon zu hell, so daß die Beobachtung abgebrochen werden mußte.

Bemerkung: Die für die An- und Austritte ermittelten, unabhängig voneinander gewonnenen beiden Zeiten zeigen bereits recht deutlich die Schwierigkeit einer ganz genauen Zeitbestimmung. Sie liegt einmal in der individuell verschiedenen Reaktion des Auges bei der Beobachtung und beim Ablesen der Beobachtungsuhr bzw. des Chronometers. Zum anderen erschien der Kernschatten ja nicht als ganz scharfe Begrenzung, sondern wir konnten übereinstimmend feststellen, daß sich ihm ein etwas hellerer, ganz schmaler Halbschatten vorausbewegte. Im übrigen war festzustellen, daß einige Objekte, obwohl schon fast vom Kernschatten eingeschlossen, noch wegen der Höhe ihrer Ringgebirge mit ihren hellen Gipfeln herausragten.

VII. Ich möchte abschließend bemerken, daß sich alle um größte Genauigkeit bei ihrer Tätigkeit bemüht haben, es aber zu berücksichtigen gilt, daß zum ersten Mal von uns eine solche totale Mondfinsternis verfolgt worden ist.

KLAUS SCHMIDT

Beobachtung der totalen Mondfinsternis am 24./25. Juni 1964 an der Schulbeobachtungsstation Großräschen, N/L

Unsere Beobachtungsstation befindet sich noch im Stadium des Aufbaus. Die Beobachtungsbedingungen sind, bedingt durch die Nähe verschiedener Brikettfabriken, an manchen Tagen, je nach Windrichtung, sehr ungünstig. Trotzdem hatten wir uns die Aufgabe gestellt, zunächst versuchsweise die Möglichkeit einer fotometrischen Messung der Helligkeitsabnahme des verfinsterten Mondes zu erproben. Gleichfalls wollten wir die Schattenantrittzeiten der Objekte des Berliner Systems bestimmen.

Welches lichtempfindliche Element sollte zur Messung der Fotometrie der Gesamthelligkeit des Mondes Verwendung finden? In Frage kam eine Fotozelle unter Benutzung des äußeren Fotoeffektes oder ein Fotoelement. Bei Benutzung einer Fotozelle, die eine größere Empfindlichkeit versprach, wäre die Benutzung einer hochstabilisierten elektrischen Saugspannungsquelle erforderlich gewesen. Gleichfalls bereitete uns der Mechanismus der optischen Abbildung auf die relativ große Zelle Kopfzerbrechen. So entschieden wir uns für ein Fotoelement. Welcher Ausschlag war nun an einem handelsüblichen Mikroampéremeter zu erwarten? In einem Vorversuch ermittelten wir, daß die in einen elektrischen Strom umgesetzte Gesamthelligkeit der Vollmondfläche unter Benutzung des Zeiss-Feldstechers 15×50 als Lichtsammler und einem einfachen Fotoelement als Licht-Detektor ganze 2 Mikroampére betrug. Das war niederschmetternd! Da uns in unserer Staton das Meniskus-Cassegrain-Spiegelteleskop 15/2250 zur Verfügung steht, wäre bei einem gegenüber dem Fernglas dreimal so großen Objektivdurchmesser, also einer neunmal so großen lichtsammelnden Fläche, vielleicht ein maximaler Ausschlag von 20 Mikroampére zu erwarten gewesen. Das ist selbst für eine Ablesung auf einer Spiegelskala zu wenig. Um trotzdem zu einem einigermaßen verwertbaren Ausschlag zu kommen, beschäftigten wir uns mit dem Bau eines Gleichspannungsverstärkers, ein auch für den Eingeweihten äußerst diffiziles Unterfangen.

Ein zweistufiger, normal aufgebauter Transistor-Gleichstromverstärker brachte einen recht guten Verstärkungsfaktor, der aber wegen der bekannten starken Temperaturabhängigkeit aller Transistor-Parameter ohne besondere Vorkehrungen zur Temperaturstabilisierung höchstens qualitativ zu gebrauchen war, keinesfalls für Meßzwecke. Der zusätzliche Bau eines Thermostaten erschien uns zu aufwendig. Geringen Erfolg brachte ein Gleichspannungsverstärker mit einer Doppeltriode ECC 81. Als sehr günstig erwies sich dagegen der Weg, die geringe Gleichspannung elektronisch zu zerhacken, in einem Wechselspannungsverstärker zu verstärken und zur Anzeige zu bringen. Sowohl der Chopper als auch der Verstärker waren mit Halbleitern bestückt und unterlagen, entsprechend ihrer Funktion, kaum Verschiebungen ihrer Arbeitspunkte resultierend aus Temperatur- oder Speisespannungschwankungen. Wir erzielten einen Verstärkungsfaktor um 10 000, was völlig ausreichend war.

Trotzdem beschritten wir nicht diesen Weg, da uns beinahe in letzter Minute ein weit empfindlicheres Meßinstrument zur Verfügung stand, nämlich ein Zeiss-Skalengalvanometer mit der phantastischen Stromempfindlichkeit von $5 \cdot 10^{-10} \frac{A}{skt}$, das in seinem äußeren Grenzwiderstand speziell für Fotoelemente ausgelegt ist. Wir benutzten die Halterung eines von Zeiss lieferbaren Mondglases zur Aufnahme des unter mehreren ausgesuchten Zeiss-Fotoelementes, das nur einen wirksamen Durchmesser von 12 mm besitzt. Die Halterung läßt sich an Stelle der Augenmuschel an das Okular schrauben. Durch Bohrungen führen 2 dünne flexible Anschlußdrähte.

Da dieses Fotoelement erst in letzter Minute fertig wurde, blieb uns keine Zeit mehr für eine Erprobung. So mußten wir unmittelbar vor Beginn der Finsternis feststellen, daß unser Fotoelement an das langbrennweitige Okular ($f = 40$ mm) nicht paßte, weil ausgerechnet dieses eine einen anderen Gewindedurchmesser der Augenmuschel besitzt. Eins von den vier anderen Okularen mit kürzerer Brennweite konnten wir nicht benutzen, weil sie das Mondbild schon so stark vergrößern, daß keine Gesamtfotometrie mehr möglich wäre, sondern nur in Ausschnitten.

So mußten wir in aller Eile das Fotoelement an eins unserer Schulfernrohre mit der Okularbrennweite $f = 25$ mm ansetzen, welches eigentlich für visuelle Beobachtung vorgesehen war. Dabei wußten wir nicht, ob die lichtsammelnde Fläche des Objektivs ausreichen würde, einen merklichen Ausschlag unseres Galvanometers hervorzurufen. Eine weitere ernste Schwierigkeit bestand darin, daß das Schulfernrohr weder Nachführung noch Sucher besitzt und das Mondbild innerhalb kurzer Zeit aus dem Gesichtsfeld läuft. In der kurzen Zeit gelang es uns nicht mehr, wenigstens eine Visiereinrichtung zu bauen, so daß wir zur Zentrierung des Bildes in die Gesichtsfeldmitte stets erst das Fotoelement abschrauben mußten. Das war einer so empfindlichen Messung nicht zuträglich. Später zentrierten wir das Mondfeld mittels des maximalen Galvanometerausschlags auf das Fotoelement. Erst 22.46 Uhr, 10 Minuten vor Eintritt des Mondes in den Halbschatten konnten wir die erste Messung vornehmen, wir lasen 96 Skalenteile ab. Bis zum Moment des Eintritts des Mondes in den Halbschatten der Erde, um 22.58 Uhr, hatte sich der Ausschlag um zwei Skalenteile vergrößert. Mit Spannung erwarteten wir jetzt ein Zurückgehen des Ausschlages als Folge der zunehmenden Verfinsterung, die visuell ja überhaupt nicht wahrnehmbar ist. Überraschenderweise war das Umgekehrte der Fall. Der Ausschlag stieg laufend an und erreichte seinen vorläufigen Höhepunkt um 23.33 Uhr mit 118 Skalenteilen. Zu diesem Zeitpunkt hatte eine dichte Wolkenbank, die schon den ganzen Abend von Süden bis Osten den Himmel etwas oberhalb des Horizonts bedeckte und langsam aufwärts stieg, den Mond erreicht und ihn binnen 3 Minuten völlig bedeckt. Der Ausschlag ging nahezu auf Null zurück.

Als der Mond nach etwa 20 Minuten wieder zwischen Wolkenschleiern teilweise sichtbar wurde, war an eine Fortsetzung der Messung noch nicht zu denken. Wir beschlossen, sie völlig aufzugeben und uns auf die Ermittlung der Schattenantrittszeiten zu konzentrieren, wobei wir je ein Schulfernrohr 63/840 bei 34facher Vergrößerung benutzten. Die Zeitbestimmung nahmen wir nach einer recht genau gehenden, nach Zeitzeichen kontrollierten Armbanduhr vor.

Da wir uns zum ersten Mal an der zeitlichen Bestimmung der Schattenantritte versuchten, waren wir überrascht, wie schwierig eine solche Messung wegen der diffusen Kernschattengrenze auszuführen ist. Wir möchten bezweifeln, daß die Kontaktzeiten überhaupt genauer als etwa ± 5 Sekunden bestimmt werden können. Unsere Zeiten sind sicher günstigenfalls mit dem dreifachen Fehler behaftet, obwohl wir uns bei der Bestimmung die größte Mühe gaben.

Objekt	beobachteter Eintritt (MEZ)
1. Grimaldi	$0^h11^m30^s$
2. Billy	nicht sicher erkannt
3. Aristarch	$0^h20^m\ 0^s$
4. Kap Heraklid	$0^h28^m44^s$
5. Campanus	bewölkt
6. Kopernikus	bewölkt
7. Pytheas	bewölkt
8. Kap Laplace	$0^h33^m40^s$
9. Plato	$0^h40^m15^s$
10. Tycho	$0^h41^m40^s$
11. Manilius	$0^h45^m20^s$
12. Censorinus	$0^h58^m20^s$
13. Vitruvius	$0^h53^m30^s$
14. Proclus	$1^h\ 5^m50^s$
15. Goclenius	nicht sicher erkannt
16. Langrenus	$1^h10^m40^s$

Nach Beginn der Totalität um 1 h 15 m 30 s konnten wir einen Schimmer des völlig verfinsterten Mondes noch bis 1 h 23 m mit bloßem Auge erkennen. Im Fernrohr war seltsamerweise der Nordwestrand am längsten zu sehen, da er heller erschien als der Südwestrand, der ja als letzter von dem Kernschatten erfaßt wurde.

Die Austrittszeiten wurden nicht bestimmt, da der Mond fast im Horizont stand und noch dazu in der Südwestrichtung, die für uns wegen starken Industriedunstes unerreichbar ist.

Bemerkenswert war der Umstand, daß der erwartete Helligkeitsabfall mit Beginn des Eintritts des Mondes in den Halbschatten nicht nachzuweisen, sondern im Gegenteil scheinbar eine Helligkeitszunahme zu verzeichnen war. Dies kann man nur als Resultat zweier einander entgegenwirkender Erscheinungen erklären, nämlich einmal der Helligkeitszunahme des noch ziemlich

tief stehenden aufsteigenden Mondes wegen abnehmender Extinktion und andererseits der Helligkeitsabnahme des Mondes wegen Eintritts in den Halbschatten. Offensichtlich überwog die erste Erscheinung.

Alles in allem war diese Beobachtung einer Mondfinsternis für unsere kleine Station eine erste Fühlungnahme mit unserem Erdtrabanten und sollte vor allem dem Zweck dienen, Erfahrungen zu sammeln und die Einsatzfähigkeit unserer Apparatur zu erproben. Dies soll der kommenden Mondfinsternis im Dezember 1964 zugute kommen, die uns besser vorbereitet sehen wird.

ALFRED SUCKOW / EDUARD SCHULZ

Berichte über Ergebnisse der Beobachtung der Mondfinsternis 1964, 24./25. Juni, sind außer den beiden hier abgedruckten noch von folgenden Mitarbeitern eingesandt worden:

Peter Bodenstein, Seehausen; Martin Franze, Zittau; Hans Joachim Hußner, Apolda; Edgar Otto, Eilenburg; Pionier- und Jugendsternwarte „Johannes Kepler", Crimmitschau; Ursula und Siegfried Seeliger, Dresden; Kurt Schöbel, Hirschfelde; Heinz Spengemann, Pulsnitz; Walter Steckhahn, Schwerin. Der Bericht des BFA Dresden wird im nächsten Heft abgedruckt.

Wir danken allen Beobachtern herzlich für ihre Einsendungen.

Zentraler Fachausschuß Astronomie

Bezug der Schnellnachrichten

Der Zentrale Fachausschuß Astronomie bittet die bisherigen Empfänger seiner „Schnellnachrichten" um Mitteilung, ob der Bezug weiterhin gewünscht wird. Künftig werden die „Schnellnachrichten" nur noch an jene Interessenten versandt, von denen eine neue schriftliche Bestellung vorliegt.

Aus der astronomischen Literatur

Die Mittag-Mitternacht-Rotverschiebung

B. Hoffmann berechnet die Rotverschiebung, die dem unterschiedlichen Gang zweier irdischer Atomuhren entspricht, die sich auf den beiden Mittags- und Mitternachtsantipoden der Erde befinden und daher einem um die Entfernung des Erddurchmessers unterschiedlichen Sonnengravitationspotential unterliegt. Diese Rotverschiebung wird jedoch fast genau durch eine vom relativistischen Dopplereffekt herrührende Violettverschiebung aufgehoben. Diese Folgerung setzt die Gültigkeit des Äquivalentsprinzips voraus.

Eine Diskussion des möglichen Einflusses einer Abschirmung oder Fokussierung des Sonnengravitationsfeldes durch die Erde sowie die Möglichkeiten einer Messung der diskutierten Effekte führt zu der Schlußfolgerung, daß der Nachweis einer bedeutenden Mittag-Mitternachtsverschiebung die allgemeine Relativitätstheorie widerlegen könnte.

Phys. Rev. 121 (1961) Nr. 1, S. 337–342

Eine Neubestimmung der Masse der Galaxis

W. Lohrmann bestimmte über das Virialtheorem an Hand von neuen Messungen der Radialgeschwindigkeiten von Kugelsternhaufen die Masse des Milchstraßensystems. Er verwendete dabei 27 Haufen mit Entfernungen größer als 8,7 kpc vom galaktischen Zentrum. Er findet dabei eine Gesamtmasse von $2{,}1 \cdot 10^{11}$ Sonnenmassen mit einer Unsicherheit von nicht mehr als 20 Prozent.

S. B. d. Österr. Akad. Wiss. 169 (1961) Nr. 5/10, S. 171–175

KARL-HEINZ NEUMANN

Die Durchschlagskraft von Mikrometeoriten

Der Mitte Dezember 1962 gestartete Erdsatellit Explorer XVI, ein hochempfindliches Gerät zur Ermittlung von Häufigkeit, Größe und Durchschlagskraft von Mikrometeoriten im Höhenbereich zwischen 740 und 1170 km, meldete in siebeneinhalb Monaten mehr als 15 000 Meteoritentreffer. Sie wurden mit empfindlichen Mikrophonen auf Grund der Vibrationen registriert, die beim Aufprall der winzigen Körper auf der Außenwandung des Satelliten entstehen. Auch über die Durchschlagskraft von Mikrometeoriten liegen einem Bericht der NASA zufolge Angaben vor. Meßzellen wurden insgesamt 63mal verletzt, und zwar bei Verwendung von 0,025 mm dicken Berylliumkupfer als Abdeckmaterial 44mal, von 0,05 mm starker Berylliumkupfer-Folie 11mal, von 0,05 und 0,075 mm starker Folie aus reinem Kupfer je einmal und von 0,025 mm starker Folie aus rostfreiem Stahl sechsmal. Die Meßdaten liefern äußerst wertvolle Unterlagen für die Materialauswahl und die Berechnung der Wandstärken von Außenverkleidungen bemannter Raumfahrtgeräte.

Naturwissenschaftliche Rundschau, 18, 12, 492, 1963

J. CLASSEN

MITTEILUNGEN

DER DEUTSCHEN ASTRONAUTISCHEN GESELLSCHAFT - MITGLIED DER IAF

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

Probleme des Raumfluges im Erde-Mond-Bereich

Dr. ERHARD HANTZSCHE

I. Das Dreikörperproblem

Wenn wir die Bahn und die Bewegung eines Raumschiffes untersuchen wollen, das von der Erde zum Mond oder in umgekehrter Richtung fliegt, so ist es zweckmäßig, zunächst die allgemeinen Gesetzmäßigkeiten einer solchen Bewegung kennen zu lernen.

Würden dabei keine Kräfte auf das Raumschiff einwirken, so wäre die Lösung des Problems denkbar einfach: nach dem Trägheitsgesetz würde sich das Raumschiff auf einer geradlinigen Bahn mit gleichförmiger Geschwindigkeit bewegen, wenn wir als Koordinatensystem ein Inertialsystem wählen.

Tatsächlich ist das Weltall aber nicht kräftefrei: Jeder Himmelskörper erzeugt in seiner Umgebung ein Kraftfeld, dessen Stärke – nach dem Newtonschen Gravitationsgesetz – seiner Masse m proportional ist und mit dem Quadrat der Entfernung r vom Massenzentrum abnimmt; der Betrag der Kraft $|k|$ pro Masseneinheit ist

$$|k| = \varkappa \frac{m}{r^2} \qquad (1)$$

wobei $\varkappa$ die Gravitationskonstante ist. Der Kraftvektor hat die Richtung zum Massenzentrum, wenn die Massenverteilung kugelsymmetrisch ist. Außer diesen Gravitationskräften gibt es noch magnetische und (in manchen Raumbereichen) elektrische Kraftfelder, weiterhin wirkt der Strahlungsdruck auf die Körper ein, und schließlich gibt es noch dissipative Kräfte (Reibung). Aber alle diese Kräfte sind gegenüber den Gravitationskräften außerordentlich schwach, wenn wir ihre Wirkung auf große Körper betrachten (bei sehr kleinen Körpern, z. B. Staubteilchen, können die Verhältnisse ganz anders sein, um so mehr bei Elektronen und Ionen). Da unser Raumschiff in diesem Sinne bereits ein „großer" Körper ist, genügt es, wenn wir den Einfluß der Gravitationsfelder untersuchen.

Wir stehen damit vor folgendem Problem: Die Kräfte, mit denen die Körper aufeinander einwirken, sind genau bekannt. Wie bewegen sich dann diese Körper unter dem Einfluß ihrer wechselseitigen Kräfte? Wie sehen die Bahnen aus, die sie durchlaufen?

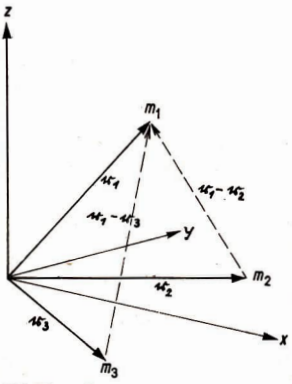


Abbildung 1:
Ortsvektoren der Massenpunkte im Zwei- bzw. Dreikörperproblem.

Der einfachste Fall ist offenbar die Bewegung von zwei Massen unter der Wirkung ihrer gegenseitigen Anziehung, das Zweikörperproblem (das noch einfachere „Einkörperproblem" ist trivial, da es identisch ist mit der kräftefreien Bewegung). Die beiden Massen m_1 und m_2 mögen sich an den Orten $\mathfrak{r}_1$ und $\mathfrak{r}_2$ befinden. Dann wird — siehe Gleichung (1) — die Bewegung des Körpers m_1 beschrieben durch

$$\frac{d^2\mathfrak{r}_1}{dt^2} = -\frac{\varkappa m_2}{|\mathfrak{r}_1 - \mathfrak{r}_2|^3} \cdot (\mathfrak{r}_1 - \mathfrak{r}_2). \qquad (2)$$

Eine analoge Gleichung gilt für die Bewegung von m_2. Durch Integration erhält man $\mathfrak{r}_1$ (t) und $\mathfrak{r}_2$ (t), den gesuchten zeitlichen Ablauf der Bewegung und die Bahnform. Da es sich um zwei vektorielle Differentialgleichungen zweiter Ordnung handelt, sind zur Lösung des Problems $2 \cdot 2 \cdot 3 = 12$ Integrationen erforderlich; dementsprechend braucht man 12 Integrationskonstanten. Ein Teil der Integrale ist von vornherein bekannt, da die Erhaltungssätze der Mechanik gelten: der Impulssatz liefert 6 Integrale, der Drehimpulssatz 3 weitere, und der Energiesatz ergibt noch ein Integral. Insgesamt sind damit 10 Integrale der Bewegung bekannt, so daß nur noch zwei zur vollständigen Lösung der Differentialgleichungen (2) zu bestimmen sind. Diese beiden restlichen Integrale lassen sich ebenfalls leicht angeben. Das Zweikörperproblem ist also in geschlossener Form ohne Schwierigkeiten lösbar; man erhält z. B. die bekannten Keplerschen Gesetze. Integrationskonstanten sind dabei die 6 Bahnelemente der Relativbewegung und die 6 Konstanten der (geradlinig-gleichförmigen) Bewegung des Systemschwerpunkts.

Für viele Fälle, z. B. bei der Bewegung eines Planeten um die Sonne, ist das Zweikörperproblem eine gute Näherung, da die übrigen Massen (andere Planeten) nur einen geringen Einfluß ausüben. Bei einer genaueren Untersuchung der Bahn muß man jedoch stets die Wirkung weiterer Körper berücksichtigen. Der nächste Schritt ist offenbar das Dreikörperproblem, d. h. die Frage nach der Bewegung von drei Massen unter dem Einfluß ihrer gegenseitigen Anziehungskräfte. Zusätzlich zu m_1 und m_2 kommt also jetzt noch eine dritte Masse m_3 am Ort $\mathfrak{r}_3$ hinzu, und die Bewegungsgleichung des Körpers m_1 lautet dann

$$\frac{d^2\mathfrak{r}_1}{dt^2} = -\frac{\varkappa m_2}{|\mathfrak{r}_1 - \mathfrak{r}_2|^3}(\mathfrak{r}_1 - \mathfrak{r}_2) - \frac{\varkappa m_3}{|\mathfrak{r}_1 - \mathfrak{r}_3|^3}(\mathfrak{r}_1 - \mathfrak{r}_3). \qquad (3)$$

Entsprechende Gleichungen gelten für m_2 und m_3. Jetzt handelt es sich um drei vektorielle Differentialgleichungen zweiter Ordnung, die zu lösen sind, und dazu sind $3 \cdot 2 \cdot 3 = 18$ Integrationen erforderlich. Von diesen 18 Integralen sind wieder 10 durch die Erhaltungssätze gegeben, und es fehlen noch 8. Diese restlichen Integralen sind nun — trotz der Bemühungen vieler Mathematiker und Himmelsmechaniker der letzten zwei Jahrhunderte — nicht gefunden worden; es konnte sogar allgemein be-

wiesen werden (durch Bruns und Poincarè), daß bei Verwendung spezieller Koordinaten keine Integrale existieren, die algebraische bzw. analytische Funktionen der Orte und Geschwindigkeiten der beteiligten Massen sind. Im Gegensatz zum Zweikörperproblem ist also bereits das Dreikörperproblem nicht geschlossen lösbar, um so weniger das Vierkörperproblem usw.

In der Praxis der Himmelsmechanik hat man es jedoch stets mit der Wechselwirkung vieler Massen zu tun. Um die Bewegung der Himmelskörper vorausberechnen zu können, mußten deshalb Wege und Möglichkeiten gefunden werden, diese mathematischen Schwierigkeiten zu umgehen. Solche Möglichkeiten gibt es viele, und man kann heute die Bewegung der drei Körper im Prinzip beliebig genau vorausberechnen, allerdings mit beträchtlichem mathematischen Aufwand und unter Einsatz geeigneter Rechenautomaten.

Zunächst kann man versuchen, das Problem möglichst zu vereinfachen bzw. besonders einfache Spezialfälle zu untersuchen. Naheliegend sind z. B. folgende Annahmen:

1. Die Masse m_3 sei viel kleiner als m_1 und m_2 ($m_3 \ll m_{1,2}$). Da die Gravitationskraft der Masse proportional ist, hat diese Voraussetzung zur Folge, daß die Bewegung von m_1 und m_2 nicht merklich durch m_3 beeinflußt werden kann; die Berechnung der Bahn und des Bewegungsablaufs von m_1 und m_2 ist also lediglich ein Zweikörperproblem und kann damit als gelöst betrachtet werden. m_3 steht dann unter dem Einfluß der Massen m_1 und m_2, deren Ort bekannt ist. Dies bringt eine wesentliche Vereinfachung des Problems mit sich.

2. Wir setzen voraus, daß die Bahnen der Massen m_1 und m_2 um ihren Schwerpunkt Kreise sind; dann sind auch die Geschwindigkeiten von m_1 und m_2 dem Betrag nach konstant.

Mit diesen beiden vereinfachenden Annahmen erhalten wir das eingeschränkte oder restringierte Dreikörperproblem. Bei manchen Untersuchungen setzt man noch zusätzlich voraus, daß m_3 sich nur in der Bahnebene von m_1 und m_2 bewegt (ebenes Problem) oder daß $m_2 \ll m_1$ ist (restringiertes Problem im engeren Sinne). Beim Mondflug ist die Voraussetzung, daß die Masse des Raumschiffes sehr klein ist gegenüber der der anderen Himmelskörper, natürlich stets erfüllt. Leider ist es auch mit all diesen Vereinfachungen nicht möglich, das Dreikörperproblem geschlossen zu lösen.

Oft führt auch die Einführung neuer Koordinaten dazu, ein mathematisches Problem übersichtlicher und damit leichter lösbar zu machen.

Im Falle des eingeschränkten Dreikörperproblems ist es offensichtlich zweckmäßig, ein rotierendes Koordinatensystem zu verwenden, das mit derselben konstanten Winkelgeschwindigkeit umläuft, mit der auch m_1 und m_2 um ihren gemeinsamen Schwerpunkt kreisen. Der entscheidende Vorteil dieses Systems liegt darin, daß m_1 und m_2, die beiden Kraftzentren für die Bewegung von m_3, auf diese Weise konstante (d. h. zeitunabhängige) Koordinaten erhalten. Die Differentialgleichung (3) für die Bewegung von m_3 hängt dadurch nicht mehr explizit von der Zeit ab (es wird $r_1(t) = \text{const}$, $r_2(t) = \text{const}$, und deshalb ist auch die Kraft k nur ortsabhängig). Andererseits wird die Gleichung komplizierter, da zusätzlich die Zentrifugalkraft und die Corioliskraft berücksichtigt werden müssen (das Koordinatensystem ist kein Inertialsystem mehr!).

Da im restringierten Dreikörperproblem die Bewegung von m_1 und m_2 aus dem Gesamtproblem herausgelöst worden ist, muß jetzt nur noch die Differentialgleichung für m_3 gelöst werden, die 6 Integrationen erfordert. Von diesen Integralen ist jedoch nur eins bekannt, das Jacobische Integral:

$$\frac{1}{2} v_3^2 = -U(r_3) - Z(r_3) + C \tag{4}$$

Dabei ist v_3 der Betrag der Geschwindigkeit, r_3 der Ortsvektor von m_3, beides im rotierenden Koordiniatensystem gemessen, und C ist die Integrationskonstante (Jacobische Konstante). Weiterhin ist

$$U = -\varkappa \left(\frac{m_1}{|\mathfrak{r}_1 - \mathfrak{r}_3|} + \frac{m_2}{|\mathfrak{r}_2 - \mathfrak{r}_3|} \right)$$

das Gravitationspotential, und

$$Z = -\frac{1}{2}\,\omega^2 \mathfrak{r}_3^2$$

ist das Potential der Zentrifugalkraft. Dabei ist angenommen, daß der Nullpunkt des rotierenden Koordinatensystems im Massenmittelpunkt von m_1 und m_2 liegt. ω, die Umlauffrequenz, wird

$$\omega = \left[\frac{\varkappa (m_1 + m_2)}{|\mathfrak{r}_1 - \mathfrak{r}_2|^3} \right]^{1/2}$$

Das Jacobische Integral is eine Art Energiesatz, aufgeschrieben für die Masse m_3 im rotierenden Koordinatensystem. Daß man dabei die Energieänderung von m_1 und m_2 weglassen darf, liegt an der Kleinheit der Masse m_3: Wie aus der Theorie der elastischen Stöße bekannt, ist der mögliche Energieaustausch zwischen zwei (oder mehr) Massen ein um so kleinerer Bruchteil der kinetischen Energie beider Körper, je unterschiedlicher ihre Massen sind. Analog verhält es sich bei den gravitativen Wechselwirkungen, die – mit Einschränkung – ebenfalls als elastische Stöße aufgefaßt werden können. Bei einem nahen Vorübergang von m_3 an m_1 oder m_2 wird die Energie von m_3 so wenig geändert, wie bei der elastischen Reflexion eines Balles an einer Wand.

Obwohl aus dem Jacobischen Integral (4) allein die Bahn von m_3 natürlich noch nicht berechnet werden kann, lassen sich doch aus dieser Beziehung schon einige interessante und wichtige Schlußfolgerungen ziehen. Auf der linken Seite von (4) steht v_3^2, eine Größe, die stets positiv (oder allenfalls Null) ist; die rechte Seite ist dagegen eine reine Ortsfunktion, die durchaus negativ werden kann (wenn nämlich C genügend klein ist). Solche Raumbereiche, in denen die rechte Seite von (4) negativ ist, können offenbar von dem Körper m_3 nie erreicht werden. Die Grenzen dieser verbotenen Bereiche sind durch

$$v_3 = 0 \tag{5}$$

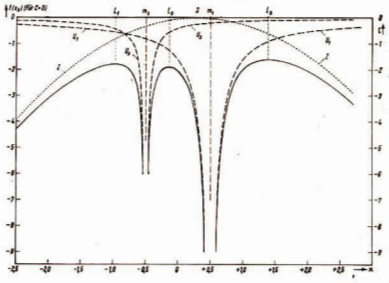
bestimmt. Gleichung (5) beschreibt die Lage der Hillschen Grenzflächen (das sind also die Geschwindigkeits-Nullflächen) im Raum. Sie begrenzen die Bewegungsfreiheit von m_3. Ihre Lage hängt natürlich noch vom Parameter C, der Jacobischen Konstanten, entscheidend ab.

Abbildung 2 (S. 128) zeigt einen Schnitt durch das „Potentialgebirge" $U + Z = f(\mathfrak{r}_3)$ [nach Gleichung (5)] für $C = 0$ längs der Verbindungsgeraden m_1–m_2 bzw. senkrecht dazu; für negative C verschiebt sich die Nullinie $f(\mathfrak{r}_3) = 0$ nach unten; in Abbildung 3 (S. 128) ist der Schnitt durch einige Hillsche Grenzflächen in der Bahnebene von m_1 und m_2 dargestellt. Man erkennt, daß für sehr stark negative C die Bewegung von m_3 nur in der Nähe von m_1 bzw. von m_2 verlaufen kann, oder m_3 muß ständig in großer Entfernung von den beiden anderen Körpern bleiben. Mit wachsendem C werden die verbotenen Zonen kleiner, die drei erlaubten Bereiche wachsen zusammen, bis schließlich für genügend große C die Bewegungsfreiheit von m_3 überhaupt nicht mehr eingeschränkt ist.

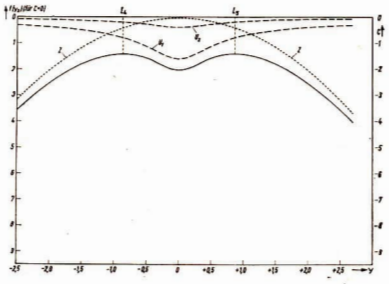
Das Potentialgebirge $f(\mathfrak{r}_3)$ besitzt in der Bahnebene von m_1 und m_2 fünf Punkte mit horizontaler Tangentialebene, nämlich drei Sattelpunkte und zwei Maxima. Erstere liegen auf der Verbindungsgeraden m_1–m_2 und werden mit L_1, L_2 und L_3 bezeichnet (vgl. Abbildungen 2 und 3), letztere bilden mit den Körpern m_1 und m_2 gleichseitige Dreiecke. Da in diesen „Librationspunkten" die Neigung der Potentialfläche in allen Richtungen Null ist, wirken dort auch keine Kräfte (denn die Kraft, die auf m_3 einwirkt, ist $K = -m_3 \mathrm{grad}\,(U + Z)$, falls $v_3 = 0$ ist). Das heißt aber: Wenn der Körper m_3 in einem dieser fünf Punkte ruht, so bleibt er auch für alle Zeiten dort liegen, denn es gibt keine Ursache, die ihn von dieser Stelle vertreiben könnte! Wir haben damit fünf spezielle Lösungen (partikuläre Integrale) des eingeschränkten Dreikörper-

problems gefunden, die als Lagrangesche Lösungen bezeichnet werden und die völlig streng gültig sind. Man unterscheidet die „gleichseitigen Dreieckslösungen" und die „geradlinigen Librationslösungen". Sie erfordern für C bestimmte Werte, bei denen

Abbildung 2:
Schnitt durch das „Potentialgebirge" $f(r_3) = U + Z$ im rotierenden Koordinatensystem für $\mu = m_1/m_2 = 4$.
Punktiert: Potential der Zentrifugalkraft; gestrichelt: Gravitationspotentiale; ausgezogen: Gesamtpotential. Entfernung m_1–m_2: $x_1 - x_2 = 1$; S Schwerpunkt, L_ν Librationspunkte ($\nu = 1 \ldots 5$).

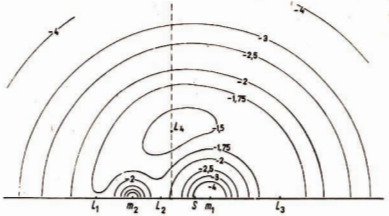


a) Schnitt längs der Verbindungsgeraden m_1–m_2,



b) Schnitt senkrecht zur Verbindungsgeraden (durch ihren Mittelpunkt) in der Bahnebene m_1–m_2.

Abbildung 3:
Höhenlinien des „Potentialgebirges" $f(r_3)$ für $C = 0$ in der Bahnebene m_1–m_2 für $\mu = 4$, zugleich Schnitt durch die Hillschen Grenzflächen für verschiedene C (als Parameter). Die Bewegung von m_3 ist bei gegebenem C (Anfangsbedingung) auf die Bereiche $< C$ beschränkt.



die Hillschen Grenzkurven in der Bahnebene m_1–m_2 in einem der fünf Librationspunkte eine singuläre Stelle aufweist (isolierte Punkte in den Maxima bzw. Doppelpunkte in den Sattelpunkten des Potentials).

Bemerkenswert ist, daß diese fünf Lagrangeschen Lösungen nicht nur im eingeschränkten, sondern auch im allgemeinen Dreikörperproblem gelten, wobei also die Massen m_1, m_2 und m_3 beliebige Werte haben dürfen. Dies ist bereits von Lagrange gezeigt worden. Die drei Körper bewegen sich dann auf ähnlichen Ellipsen, die in einer Ebene liegen und die alle in derselben Zeit durchlaufen werden, um ihren gemeinsamen Schwerpunkt. Es handelt sich also stets um periodische Lösungen (nichtrotierendes Koordinatensystem!).

Betrachten wir die Lage dieser fünf Librationspunkte noch etwas genauer! Nehmen wir an, die Masse m_1 habe die kartesischen Koordinaten $(+1; 0; 0)$, m_2 die Koordinaten $(0; 0; 0)$; die Verbindungslinie beider Körper ist also die x-Achse. Wenn das Massenverhältnis $\mu = m_1/m_2 = 1$ ist, liegt L_2 in der Mitte zwischen m_1 und m_2 bei $(+0{,}5; 0; 0)$, L_1 bei $(-0{,}6984; 0; 0)$ und L_3 symmetrisch dazu bei $(+1{,}6984; 0; 0)$. Wächst μ an, so wandern L_1 und L_2 in Richtung auf die kleinere Masse m_2, während L_3 sich von der größeren Masse m_1 entfernt. Im Grenzfall $\mu \to \infty$ fallen L_1 und L_2 mit m_2 zusammen bei $(0; 0; 0)$; L_3 erreicht den Punkt $(+2; 0; 0)$, siehe Abbildung 4 (S. 129). L_4 und L_5 haben stets (unabhängig von der Größe μ) die Koordinaten $(+0{,}5; \pm 0{,}8660; 0)$. Wenn $\mu \gg 1$ ist, kann man die x-Koordinaten der Librationspunkte näherungsweise darstellen durch

$$
\begin{aligned}
x^{(1)} &= -\left(\frac{1}{3\mu}\right)^{1/3} - \frac{1}{3}\left(\frac{1}{3\mu}\right)^{2/3} + \cdots && (L_1)\\
x^{(2)} &= +\left(\frac{1}{3\mu}\right)^{1/3} - \frac{1}{3}\left(\frac{1}{3\mu}\right)^{2/3} - \cdots && (L_2)\\
x^{(3)} &= +2 - \frac{7}{12\mu} - \cdots && (L_3)
\end{aligned}
\tag{6}
$$

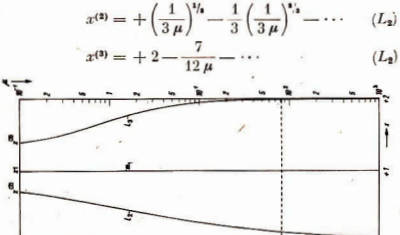


Abbildung 4: Lage der Librationspunkte L_1, L_2 und L_3 für verschiedene $\mu = m_1/m_2$.

Die zugehörigen kritischen Werte der Jacobischen Konstante C sind (mit $M = m_1 + m_2$):

$$
\begin{aligned}
C_1 &= -M\left(\frac{3}{2} + \frac{9}{2}\,\frac{1}{(3\mu)^{2/3}} - \frac{7}{3\mu}\cdots\right) && (L_1)\\
C_2 &= -M\left(\frac{3}{2} + \frac{9}{2}\,\frac{1}{(3\mu)^{2/3}} - \frac{5}{3\mu}\cdots\right) && (L_2)\\
C_3 &= -M\left(\frac{3}{2} + \frac{1}{2\mu}\cdots\right) && (L_3)\\
C_4 = C_5 &= -M\left(\frac{3}{2} - \frac{1}{2\mu}\cdots\right) && (L_{4,5})
\end{aligned}
\tag{7}
$$

Es ist demnach $C_1 - C_2 \approx \dfrac{2}{3\mu}$, $C_{4,5} - C_3 \approx \dfrac{1}{\mu}$, während der Unterschied $C_{3,4,5} - C_{1,2} \approx \dfrac{9}{2}\,\dfrac{1}{(3\mu)^{2/3}}$ größer ist. Mit $1/\mu \to 0$ werden alle C_ν gleich groß ($= -1{,}5\ M$),

es ja auch sein muß, da es dann nur noch eine Masse (m_1) gibt, von der alle L_ν gleichen Abstand haben (die Librationspunkte verlieren natürlich in diesem Grenzfall ihre Bedeutung). Mit abnehmendem μ werden die Unterschiede der C_ν größer; bei $\mu = 1$ ist $C_1 = C_3 = -1{,}7284$ M, $C_2 = -2$ M, $C_4 = C_5 = -1{,}375$ M. Das sind zugleich die Minimal- (L_2) bzw. Maximalwerte (L_4, L_5) der Jacobischen Konstanten C, außer im Falle L_1 bzw. L_3; die Minima von C_1 und C_3 ($= -1{,}7806$ M) werden bei μ (bzw. $^1/_\mu$) $= 2{,}9238$ erreicht (siehe Abbildung 5, S. 130).

Wenn man im eingeschränkten Dreikörperproblem zuläßt, daß die Bahnen von m_1 und m_2 Ellipsen sind, so erhält man ähnliche, wenn auch nicht ganz so einfache Gesetzmäßigkeiten.

Weiterhin gibt es für das eingeschränkte und für das allgemeine Dreikörperproblem eine Reihe wichtiger theoretischer Untersuchungen, z. B. über das Auftreten von periodischen Lösungen (Gewinnung solcher Lösungen, ihre Eigenschaften und die Bedingungen, unter denen sie zu erwarten sind), und über die Stabilität dieser Lösungen, das heißt über die Frage, ob bei kleinen Abweichungen von den Anfangsbedingungen eines exakt periodischen Falles die Bewegung des Systems auch nur wenig von der periodischen abweicht, oder ob sie dann sich völlig verändert.

Wir können auf diese Probleme hier nicht näher eingehen; wichtige Arbeiten verdanken wir den Mathematikern Poincaré, Dirichlet, Charlier, Tisserand, Ljapunov, Wilkens, Hopf, Sundmann u. a. Bisher wurde noch keine Entwicklung gefunden, die die Bewegung von m_3 für alle Zeiten explizit als Funktion der Zeit zu berechnen gestattet(abgesehen vom Sundmannschen Satz und der Entwicklung nach Gröbner und Cap).

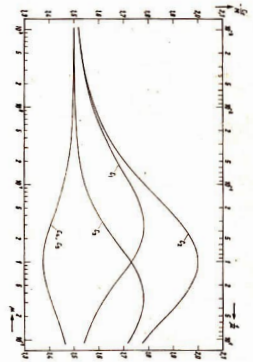


Abbildung 5:
Jacobische Konstanten C_ν ($\nu = 1 \ldots 5$) als Funktion von $\mu = m_1/m_2$ für die Lagrangeschen Spezialfälle im eingeschränkten Dreikörperproblem; $M = m_1 + m_2$.

Neben diesen Untersuchungen sind viele Bahnen im eingeschränkten Dreikörperproblem durch numerische Integrationen unter verschiedenen Anfangsbedingungen berechnet worden, besonders zahlreich von Darwin und Strömgren. Heute werden für solche Bahnberechnungen elektronische Rechenmaschinen eingesetzt.

Besonders eingehend ist der Fall des restringierten Problems im engeren Sinne (also mit der Bedingung $m_1 >> m_2$) untersucht worden. Dann kann nämlich die Bewegung von m_3 um m_1 nahezu als Zweikörperproblem behandelt werden, d. h. die Bahn von m_3 ist nahezu ein Kegelschnitt; der Einfluß von m_2 ist nur gering und wird als Störung der Bewegung auf dem Kegelschnitt betrachtet. Da die Störungen normalerweise nur klein sind, entwickelt man sie nach Potenzen von m_2/m_1 und bestimmt z. B. die Korrekturen der Bahnelemente als Funktionen der Zeit in Form analytischer Ausdrücke, die man als allgemeine Störungen bezeichnet. Man kann natürlich beim Störungsproblem die Bewegung von m_3 auch Punkt für Punkt numerisch berechnen (Methode der speziellen Störungen). Diese speziellen Störungen lassen sich in gleicher Weise auch für das Vier- und Mehrkörperproblem bestimmen. Die Störungstheorie ist für die Untersuchung der Planetenbewegung von großer Bedeutung, denn hierbei überragt m_1, die Sonnenmasse, bei weitem die Massen der Planeten.

Ein interessantes Sonderproblem ist dabei das der Kommensurabilitäten, d. h. die Frage, wie die Bewegung von m_3 aussieht, wenn die Umlaufzeit von m_3 zur Umlaufzeit von m_2 im Verhältnis kleiner ganzer Zahlen steht (z. B. 1:2, 2:3, 1:3 usw.). In diesen Fällen können die Störungen durch Resonanzeffekte beträchtlich werden.

Auf Grund der numerisch berechneten Beispiele kann man eine Systematik der Bahnen im eingeschränkten Dreikörperproblem aufstellen, die beispielsweise folgendermaßen aussieht:

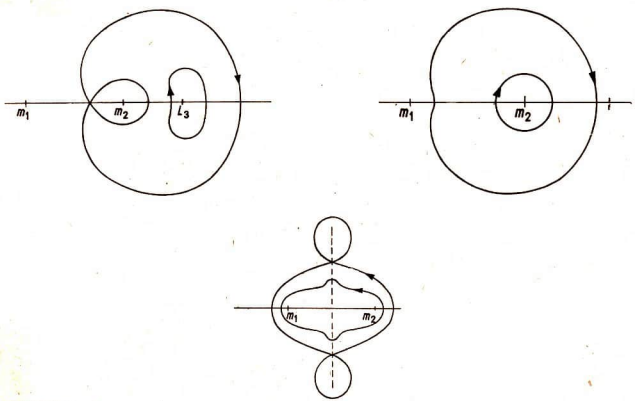


Abbildung 6:
Einige numerisch berechnete periodische Bahnen im eingeschränkten Dreikörperproblem, rotierendes Koordinatensystem, $\mu = 1$ (nach Strömgren, schematisch).
Links: Bahnen um den Librationspunkt L_3, rechts: Bahnen um die Masse m_2, Mitte: Bahnen um die Massen m_1 und m_2 gemeinsam.

A) Reguläre Bahnen

1. Die 5 Lagrange-Lösungen (stationär im rotierenden Koordinatensystem),
2. Periodische Bahnen (d. h. die Koordinaten von m_3 sind periodische Funktionen der Zeit),
   a) Rückläufige periodische Bahnen um einen der 5 Librationspunkte, sogenannte Librationsbahnen (z. B. die Bahnen der Trojaner im Sonnensystem), vergleiche Abbildung 6a, Seite 131,
   b) Rechtläufige und rückläufige Bahnen um m_1 bzw. um m_2 (z. B. die Bahnen aller Satelliten und Planeten im Sonnensystem), vergleiche Abbildung 6b, Seite 131,
   c) Rechtläufige und rückläufige Bahnen um m_1 und m_2 gemeinsam, vergleiche Abbildung 6c, Seite 131,
   d) Andere rückläufige Bahnen, z. B. librationsähnliche, oder Bahnen, die sowohl um m_1 (bzw. m_2) und einen der Librationspunkte führen,

3. Asymptotische Bahnen (d. h. Bahnen, die sich asymptotisch einem stationären Zustand annähern),

   a) Annäherung an eine periodische Bahn,

   b) Annäherung an einen Librationspunkt,

4. Nicht geschlossene reguläre Bahnen, die uns Unendliche führen,

B) Singuläre Bahnen

(d. h. sogenannte „Ejektionsbahnen", die in m_1 oder m_2 einmünden),

a) Ejektionsbahnen, die ganz im Endlichen verlaufen,

b) Ejektionsbahnen, die ins Unendliche führen.

Die Bezeichnung „rechtläufig" und „rückläufig" bedeutet, daß die Umlaufrichtung von m_3 mit der des rotierenden Koordinatensystems übereinstimmt oder ihr entgegengesetzt ist.

Da man m_1, m_2 und m_3 als Massenpunkte betrachtet, werden bei einem Zusammenstoß zweier Körper, der im Fall B) eintritt, die Kräfte zwischen ihnen unendlich groß. Dadurch wird die mathematische Behandlung dieser singulären Bahnen sehr erschwert, und man versucht deshalb neue Koordinaten einzuführen, bei denen die Singularitäten nicht mehr auftreten (das sogenannte Regularisierungsproblem). Die singulären Bahnen sind Grenzfälle der regulären Bahnen.

Der Stabilitätscharakter der periodischen Bahnen (A 2) ist sehr unterschiedlich. Zum Beispiel sind die Bahnen vom Typ A 2 b) stabil, die Bahnen A 2 c) dagegen instabil. Bahnen vom Typ A 2 a) um L_4 und L_5 sind für $\mu < 0{,}0385$ stabil, sonst instabil; die Librationsbahnen um L_1, L_2 und L_3 sind im allgemeinen instabil (außer bei speziellen Bedingungen und $\mu < 0{,}5$). Beim elliptischen eingeschränkten Dreikörperproblem verschieben sich die Stabilitätsbedingungen, z. B. verkleinert sich im allgemeinen der stabile Bereich bei den Librationsbahnen um L_4 und L_5, wenn die Exzentrizität der Bahn von m_1 und m_2 anwächst.

Im Prinzip ähnliche Bahntypen wie im eingeschränkten Problem gibt es auch beim allgemeinen Dreikörperproblem. Genauere Untersuchungen hierüber gibt es nur wenige; der Aufwand für die numerischen Bahnberechnungen ist sehr groß.

Nur ein Teil der genannten Bahntypen hat Analoga beim Zweikörperproblem, nämlich A 2 b) (die bekannten Keplerellipsen), A 4) (Parabeln und Hyperbeln) sowie B) (geradlinige Bahnen). Die Mannigfaltigkeit der Bahnen ist im Falle des Dreikörperproblems weitaus größer als beim Zweikörperproblem.

In einem weiteren Beitrag wollen wir uns den Verhältnissen im Erde-Mond-System zuwenden, in dessen Kraftfeld sich die sehr kleine Masse m_3, das Raumschiff, bewegt.

Langzeitspeicheranlage der Deutschen Astronautischen Gesellschaft

Die funktechnische Satellitenbeobachtungsstation der DAG besitzt jetzt eine Langzeitspeicheranlage (Typ RVA 492) von Ateliers de Construktions Electriques de Charlerol. Dieser Blattschreiber ist ein Schallspeichergerät, das auf Magnetonbandbasis arbeitet. Die langsame Bandgeschwindigkeit von 3 cm/min gestattet Aufspeicherungen über eine Zeitdauer von 192 Stunden. Der Hörkopf macht eine Bewegung von7 cm/sek. Die Breite des Bandes beträgt 254 mm, die Spurbreite 1 mm, der mittlere Spurabstand 1,5 mm. Der Löschkopf hat eine Länge von 26,6 cm, die Spaltbreite beträgt 9 mm. Das in 192 Stunden aufgesprochene Band kann in 5 Minuten zurückgespult werden. Zur Lokalisierung einer bestimmten Aufzeichnung befinden sich auf der Rückseite des Bandes Bezugspendel, die in Tage und Tagesabschnitte aufgeteilt sind.

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

„Astronomie und Raumfahrt" 1963, drei Doppelhefte 9,00 MDN, Bezug wird zur Ergänzung des laufenden Jahrgangs empfohlen!

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

Von erschienenen Broschüren sind noch vorrätig:

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

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

„Verhaltensforschung und angewandte Vogelkunde" · 86 Seiten, 13 Abbildungen, 2,50 MDN.

„Naturschutz in der Sowjetunion" · 67 Seiten, 1,00 MDN.

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

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

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

„Insekten unsere Freunde – Insekten unsere Feinde" · 124 Seiten, 86 Abbildungen, 3,80 MDN.

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

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

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

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

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

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

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

„4000 km Hauptwanderwege der DDR" · 72 Seiten, 19 Abbildungen, 2,00 MDN.

Arbeitsmaterial der Zentralen Kommission Natur und Heimat · Heft 2/3, 1963, 0,40 MDN; Heft 4, 1963; 0,20 MDN; Heft 5/6, 1693, 0,40 MDN; Heft 1, 1964, 0,40 MDN.

In Vorbereitung: „Heimatgeschichte und Sozialismus" – „Alte Bauten im neuen Dorf – Teil II" – „Das Forschen macht mir helle Freude".

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

Astronomie und Raumfahrt

EVP 1,50 MDN PZV 31052

Astronomie und Raumfahrt

1964 5/6

AN UNSERE LESER

Die Zeitschrift
Astronomie und Raumfahrt
ist ab Heft 1/1965
nur noch über den Postzeitungsvertrieb
zu beziehen!
Bitte abonnieren Sie für 1965
bei der Post
und bezahlen Sie dort die Bezugsgebühr.

Deutscher Kulturbund

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

„Astronomie und Raumfahrt" 1963, drei Doppelhefte 9,00 MDN, Bezug wird zur Ergänzung des laufenden Jahrgangs empfohlen!

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

In Vorbereitung: „Heimatgeschichte und Sozialismus" – „Alte Bauten im neuen Dorf – Teil II" – „Das Forschen macht mir helle Freude".

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

Einige Betrachtungen zum Mondflug-Programm der USA

KARL-HEINZ NEUMANN

Es gibt kaum eine westliche Zeitschrift mit astronautischem oder zum Teil auch flugwissenschaftlichem Charakter, in der nicht immer wieder in zunehmendem Maße mehr oder weniger umfangreich über das amerikanische Apollo-Projekt geschrieben wird. Die Ausführungen sind meist – je nach dem Charakter der Zeitschrift – entweder voll des Lobes oder man findet bereits ebenfalls in zunehmenderem Maße kritische Stimmen. Es sei deshalb gestattet, auf dieses Projekt einzugehen und einige Bemerkungen dazu zu machen. Vorher seien aber noch einige andere Aspekte erwähnt, die speziell in letzter Zeit in stärkerem Maße in den Artikeln, die sich mit dem Apollo-Projekt beschäftigen, auftauchen.

Die amerikanischen Militärs beginnen nämlich, sich für dieses Projekt intensiv zu interessieren. Obgleich das Apollo-Projekt noch jetzt vollständig in Händen der NASA liegt, tauchen in der amerikanischen Fachpresse schon Studien über die vielfältigsten militärischen Verwendungsmöglichkeiten des Apollo-Systems auf. Propagandistisch wird das damit bemäntelt, daß angeblich das ganze USA-Mondfahrt-Projekt in Gefahr schwebt. Bei der Haushaltsdebatte für das Jahr 1964 hatte der amerikanische Kongreß nicht die geforderten 5,7 Milliarden, sondern nur 5,1 Milliarden Dollar für 1964 bewilligt. Man sprach von weiteren Kürzungen, vor allem in den folgenden Jahren, und führte das auf die sogenannte „Mondmüdigkeit" der Vertreter des Haushaltsausschusses zurück. In der Propaganda wird von einer angeblichen Bedrohung der USA durch die Sowjetunion aus dem Weltall gesprochen.

Auf diese Weise ist man bemüht, die militärischen Pläne im Zusammenhang mit dem Apollo-Projekt für gerechtfertigt hinzustellen. Zum Abschluß dieser Betrachtungen sollen einige dieser jetzt auftauchenden militärischen Projekte mit dem Apollo-System kurz erläutert werden.

Die ersten Anfänge des Apollo-Projekts gehen auf das Jahr 1958 zurück, als mit den Arbeiten zur Schaffung eines leistungsstärkeren Trägerraketensystems der USA, der sogenannten Saturn-Rakete, begonnen wurde. Seither hat dieses Projekt mannigfaltige Veränderungen erlitten. Nicht nur die Konzeption der Trägerrakete oder der Trägerraketen wurde oft variiert, sondern auch das Mondfahrzeug selbst sowie die Flugbahnen und das Landemanöver.

Das Projekt sieht vor, daß bis zum Jahre 1970 drei Amerikaner zum Mond fliegen, wobei zwei der Astronauten auf der Oberfläche unseres Erdtrabanten landen sollen, um danach durch ein Rendezvous-Manöver den in der Mondsatellitenbahn verbliebenen Antriebsteil bzw. die Apollo-Kapsel zum Rückflug zur Erde wieder zu erreichen. Im derzeitigen Planabschnitt (von 1961 bis 1970) benötigt man nach Meinung der NASA zur Realisierung des Vorhabens mindestens 20 Milliarden Dollar.

Von den vielfach geänderten Trägerraketen vom Typ Saturn sind drei Grundtypen übrig geblieben: die Saturn 1, die Saturn 1B und die schließlich zur Ausführung des Mondfluges notwendige Saturn 5. Die beiden erstgenannten Raketentypen, die auch zu anderen astronautischen Unternehmungen eingesetzt werden sollen, dienen vornehmlich der Erprobung des Mondflugsystems. Dieses Mondflugsystem besteht aus drei Hauptteilen, der Apollo-Kapsel, dem Antriebsmodul und dem eigentlichen Mondlandekörper. Das Gesamtgewicht liegt bei etwa 40 000 kp.

Die Saturn 1, die sich zur Zeit in der Erprobung befindet, ist aber nur in der Lage, eine Nutzlast von 10 000 kp auf eine erdnahe Satellitenbahn zu befördern. Ihr Startgewicht macht 500 000 kp aus, ihr Startschub ist 680 000 kp. Sie ist zweistufig, wobei die zweite Stufe einen Schub von 40 800 kp liefert. Konzipiert wurde die Rakete 1958. Man hofft, bis zum Jahre 1965 die Einsatzreife zu erlangen. Geplant waren insgesamt zehn Startversuche, wobei bei den ersten vier die zweite Stufe nur Wasserballast führte (sie sind inzwischen ausgeführt worden), und bei den sechs weiteren die zweite Stufe vollständig arbeitet bzw. einzelne Elemente des Apollo-Systems in erdnahe Satellitenbahnen gebracht werden sollen, um deren Funktionstüchtigkeit unter Weltraumbedingungen zu erproben. Die erste Stufe besitzt acht Triebwerke vom Typ H–1, jedes dieser Triebwerke liefert einen maximalen Schub von 85 000 kp. Da es sich hierbei um ein Triebwerk handelt, das eine zehnjährige Erprobungs- und Entwicklungszeit hinter sich hat, arbeitete es bei den bisherigen Experimenten mit der Saturn immer einwandfrei. Bei der zweiten Stufe verwendet man sechs Raketentriebwerke vom Typ RL–10. Diese Triebwerke, deren Entwicklung 1958 begann, verwenden Wasserstoff und Sauerstoff, während in der ersten Stufe noch Kerosin und Sauerstoff eingesetzt werden.

Das Nachfolgemuster, die Saturn 1B, soll die gleiche Erststufe besitzen, nur will man eine leistungsfähigere zweite Stufe verwenden, um die auf eine erdnahe Satellitenbahn zu transportierende Nutzmasse auf 14 t zu erhöhen. Hier soll als zweite Stufe die später bei der Saturn 5 vorgesehene dritte Stufe Verwendung finden. Diese besitzt einen Raketenmotor vom Typ J–2, der ebenfalls mit Wasserstoff und Sauerstoff arbeitet. Hier hofft man, einen Vakuumschub von 91 000 kp zu erreichen. Mit der Saturn 1B sind insgesamt 12 Starts vorgesehen. Sie sollen zwischen Anfang 1966 und Anfang 1967 liegen. Nach vier Starts mit unbemannten Apollo-Kapseln sieht das Programm ab Ende 1966 den Start von bemannten Raumflugkapseln vor. Bei diesen Flügen soll in einigen Fällen bereits das halb betankte Mondfahrzeug auf erdnahe Satellitenbahnen gebracht werden. Damit beabsichtigt man, die Besatzung mit der Handhabung dieses Fahrzeuges (Steuerungstechnik, Rendezvous-Manöver, das sogenannte Aufdocken des Mondlandefahrzeuges u. ä.) vertraut zu machen.

Die eigentliche Trägerrakete für das Mondflugunternehmen, die Saturn 5, soll bereits im Jahre 1967 zum ersten Mal starten. Die Dimensionen dieser Trägerrakete sind beträchtlich. Ihre Höhe beträgt über 100 m und ihre Startmasse 2700 Tonnen. Ihre Erststufe besitzt fünf Raketenmotoren vom Typ F–1, die gemeinsam einen Startschub von 3 400 000 kp liefern sollen. Das Leergewicht der ersten Stufe beträgt 130 200 kp, ihre Höhe 42 m, der Durchmesser 10 m. Als Treibstoff finden Flüssig-Sauerstoff und Kerosin Verwendung. Während die vier Außenmotore schwenkbar sind, ist der mittlere fest eingebaut.

Die zweite Stufe soll durch fünf Raketenmotore J–2 von insgesamt 454 000 kp Schub angetrieben werden. Ihr Leergewicht beträgt 34 000 kp, ihre Höhe 25 m, ihr Durchmesser 10 m und als Treibstoff wird Sauerstoff und Wasserstoff eingesetzt. Auch hier ist der mittlere Motor fest eingebaut, die vier äußeren sind schwenkbar angeordnet.

Die dritte Stufe wurde schon als Zweitstufe der Saturn S–1 beschrieben. Es wäre nur noch zu ergänzen, daß ihre Höhe 18,6 m und ihr Durchmesser 6,6 m betragen soll. Der Motor ist schwenkbar gelagert und wiederzündbar. Darüber ist die Instrumentenbaugruppe untergebracht, die die Führungs- und Steuerungsgeräte des Trägerfahrzeuges (ausschließlich Trägheitsnavigation), Instrumente für Telemetrie und Bahnverfolgung sowie die Stromversorgung enthält. Darauf angebracht befindet sich das Apollo-Raumfahrzeug. Dieses Raumfahrzeug wiegt betankt einschließlich des Rettungsturmes und der Rettungsrakete 43 800 kp, wobei auf den Treibstoff 34 700 kp entfallen. Verwendet werden lagerfähige hypergole Treibstoffe. Das ganze Raumfahrzeug hat einschließlich des Turmes mit der Rettungsrakete eine Höhe von 25 m.

Die Mondlandebaugruppe bietet zwei Astronauten Platz; sie besteht aus zwei Stufen, Lande- und Startstufe, mit je einem Raketenmotor zusammen. Der Landemotor liefert

4760 kp Schub, der Startmotor 1810 kp. Das Gesamtgewicht beträgt 11 340 kp. Die Höhe dieser Baugruppe mit ausgespreiztem Landegestell ist 6,25 m, der Standflächendurchmesser des Landegeräts 8,33 m.

Darüber befindet sich die Antriebsgruppe mit einem schwenkbaren Raketenmotor von 9980 kp Schub, das Gewicht dieser Baugruppe macht 22 700 kp aus, ihre Höhe beträgt 7,6 m bei einem Durchmesser von 3,9 m. In der darüber befindlichen Führungsbaugruppe befindet sich die dreiköpfige Besatzung. Ihr Gewicht beträgt 4500 kp, sie hat kegelförmige Gestalt mit einem maximalen Durchmesser von 3,9 m und einer Höhe von 3,4 m. An der Spitze ist auf einem Gerüst der Rettungsmotor (Feststoffrakete) angebracht, der 3000 kp wiegt.

Zur Erprobung dieser Trägerrakete sind folgende Reihenfolgen der Startexperimente vorgesehen: 1. Start nur mit angetriebener erster Raketenstufe, 2. Start mit angetriebener Zweitstufe, bereits beim 3. Start ist vorgesehen, alle 3 Stufen einzusetzen. Schon beim 4. Start will man mit unbemannten Mondflugkörpern Experimente ausführen und bereits der 7. Start soll mit Besatzung erfolgen. Man hofft, daß schon im Frühjahr 1965 die erste Grundstufe einer Saturn 5 das Produktionswerk verlassen kann.

Bei der bisherigen Entwicklung der Saturn 5 traten schon recht beträchtliche Schwierigkeiten auf. Vor allem die Triebwerke der ersten Stufe machten den Konstrukteuren viele Sorgen. Ob es Instabilitäten in der Verbrennung waren, die sich vor allem nach längerer Brenndauer bemerkbar machen, ob es Schwingungen, die zu Brüchen von Einzelteilen führten waren, oder Vibration am Treibstoff-Fördersystem — überall tauchten neue Schwierigkeiten auf. Wahrscheinlich werden die wenigen angedeuteten Probleme nicht die einzigen bleiben, die sich in der weiteren Entwicklung der Trägerrakete herausstellen werden. Man bedenke, daß man bei diesem Raketensystem in den USA zumindest zum ersten Mal zu Dimensionen kommt, die weit über dem bisher dagewesenen liegen. Es ist bekannt, daß beim Übergang von einer kleineren zu einer größeren Dimension in den USA in der Raketenentwicklung bisher immer die größten Schwierigkeiten auftraten. Man sollte nicht glauben, daß man das bisherige sehr gute Funktionieren der Saturn-Erststufe, bei der langjährig erprobte und im Einsatz befindliche Raketenaggregate vom Typ H–1 verwendet wurden, auch für die Erststufe der Saturn 5 unbedingt daraus ableiten könnte. Ähnlich problematisch dürften auch die Transportprobleme der Rakete sein. Bedenklich ist auch die geringe Anzahl von nur sechs Starts, ehe sich die ersten drei Menschen dieser Rakete anvertrauen.

Im folgenden ein Überblick über die einzelnen Experimente mit dem Appollo-Mondfahrzeug, die bis zur ersten Mondlandung vorgesehen sind:

1. Erprobung der Rückkehrkapsel mit einer Little Joe 2 oder Saturn 1B-Rakete auf einer ballistischen Flugbahn mit maximal 160 km Höhe.
2. Erstmaliger Start der gesamten dreiteiligen Baugruppe in eine Erdsatellitenbahn mit der Saturn 1B.
3. Erste bemannte Apollo-Kapsel mit Antriebsteil und Mondlandemodul, soll durch eine Saturn 1B in eine Satellitenbahn transportiert werden (vorgesehen Anfang 66).
4. Wiederholung des gleichen Experimentes.
5. Bemannter Satellitenflug, Erprobung der Raketensysteme mit Saturn 1B.
6. Wiederholung von 5. und volle Erprobung aller Antriebsaggregate.
7. Zwei weitere Test- und Übungsflüge auf Satellitenbahn mit Saturn 5.
8. Erste bemannte Mondumkreisung mit Saturn 5-Trägerrakete, Tests für die Bahnkorrekturmöglichkeiten.
9. Mondflug und Einflug in eine Mondsatellitenbahn. Zwei Astronauten begeben sich im Mondlandemodul LEM in eine elliptische Bahn um den Mond mit einem Peri-

lunum von 15 km und einem Aplunum von 150 km. Danach erfolgt ohne eine Mondlandung Rückkehr zum Antriebsteil und Rendezvous mit diesem.

10. Erste Mondlandung mit Rückkehr.

Dieser eigentliche Mondflug soll folgendermaßen vor sich gehen. Von der Saturn 5 wird das Mondfahrzeug mit der noch nicht leergebrannten dritten Raketenstufe in eine Erdsatellitenbahn befördert. Das Raumflugfahrzeug soll nun durch die Astronauten in dieser Parkbahn noch einmal überprüft werden. Das Fahrzeug soll etwa anderthalbmal die Erde umkreisen, danach beschleunigt der Letztstufenraketenmotor dieses auf die zweite astronautische Geschwindigkeit. Die Drittstufe wird abgesprengt. Nach Entfernung der Schutzhüllen wird die Antriebs- und Führungsgruppe vom Mondlandefahrzeug getrennt. Diese zusammengebliebene Antriebs- und Führungsgruppe wird durch die Astronauten um 180 Grad gedreht und mit dem Mondlandefahrzeug zusammengekoppelt. Im Anschluß daran sollen zwei Astronauten in das Mondlandefahrzeug übersteigen, um eine Vorprüfung aller Systeme dieses Fahrzeuges vorzunehmen.

Nach $3^1/_2$ Tagen Flugzeit gelangen sie in die Nähe des Mondes, wobei durch die Astronauten Gestirnpeilungen vorgenommen werden und das Führungssystem sowie die Verfolgungsstation auf der Erde messen die Abweichungen von der gewünschten Flugbahn. Die notwendigen Korrekturen werden durch den Raketenmotor der Antriebsgruppe vorgenommen. Sodann erfolgt das Abbremsen, damit das Fahrzeug in eine kreisförmige Bahn von 180 km Höhe eindringen kann. Nach einer weiteren Überprüfung aller Bordsysteme und der Beobachtung der Landestelle steigen die beiden zur Landung vorgesehenen Astronauten in ihr Landefahrzeug. Durch den Antrieb des Landefahrzeuges wird die Bahn so verändert, daß zunächst eine Umlaufbahn entsteht, bei der der mondnächste Punkt in 15 km Höhe liegt. Man muß nun sehr genau erreichen, daß die Umlaufbahnen noch genau in einer Ebene liegen und daß vor allem der mondfernste Punkt so hoch liegt, daß die Umlaufzeit des Mondlandefahrzeuges und der Antriebs- und Führungsgruppe übereinstimmen. Im mondnächsten Punkt beträgt die Relativgeschwindigkeit zur Mondoberfläche noch immer 6500 km/h. Durch das Bremstriebwerk erfolgt nun der weitere Abstieg bis zum „Schwebeflug" in 300 m Höhe. Die eigentliche Landung erfolgt durch Handsteuerung, die beiden Piloten können also ihr Fahrzeug noch um rund 300 m horizontal bewegen. Das Fahrzeug fällt mit etwa 3 m/s auf unseren Erdtrabanten.

Der Aufenthalt auf der Mondoberfläche soll etwa 24 Stunden dauern. Die Landestufe bleibt auf der Mondoberfläche zurück. Das Fahrzeug soll sich nun dem Führungs- und Antriebsteil auf einer elliptischen Übergangsbahn nähern. Dann soll das Rendezvous-Manöver ausgeführt werden und mit Hilfe des Antriebsteils der Rückflug zur Erde erfolgen. Auf halbem Wege zwischen Mond und Erde soll der Raketenantrieb der Antriebsgruppe zum letzten Mal in Aktion treten, um Bahnkorrekturen vorzunehmen. Danach wird dieser abgesprengt. Die Führungskapsel wird um etwa 180 Grad gedreht und mittels Lagesteuerdüsen stabilisiert. Der Eintritt in die dichte Atmosphäre mit der Geschwindigkeit von rund 11 km/s erfolgt also antriebslos. In tieferen Schichten erfolgt schließlich die Landung mit Hilfe von Fallschirmen.

Diese kurzen Andeutungen über das Mondflugprojekt Apollo mögen zeigen, wie gewagt das ganze Unternehmen eigentlich ist. Nehmen wir an, der Mondflugkörper habe die Mondsatellitenbahn erreicht. Ein Ausfall des Antriebs der Antriebsbaugruppe würde in diesem Fall eine Rückkehr zur Erde unmöglich machen. In der nächsten Phase der Umkreisung des Mondes mit dem Mondlandefahrzeug in der Bahn mit nur 15 km Abstand würde ein Versagen des Antriebs der Mondlandebaueinheit den sicheren Tod von zwei Astronauten bedeuten. Das gleiche gilt für den Fall, daß die Landung bereits stattgefunden hat und der Zweitstufenantrieb des Mondlandefahrzeuges versagt. Bei einem Rückflug hätte ein Versagen der Bahnkorrektur oder eine ungenügend exakte Ausführung derselben ebenfalls katastrophale Folgen. Das Apollo-Raumfahrzeug ist

von dem halben Weg des Rückflugs an vollkommen antriebslos, eine nochmalige Bahnkorrektur ist nicht mehr möglich. Der Kanal, in den das Raumfahrzeug beim Wiedereintauchen in die dichte Atmosphäre gelangen muß, hat nur einen Durchmesser von 65 km. Ein zu steiles Eintauchen hätte Verglühen zur Folge, bei einem zu flachen Eintauchen gelangte die Kapsel in eine Erdsatellitenbahn, deren erdfernster Punkt bis in die Nähe der Mondbahn reichen würde.

In den Veröffentlichungen über das Apollo-Projekt wird gesagt, daß aus Gewichtsgründen sich eben nicht sämtliche Anlagen — und am wenigsten die Raketenmotore — doppelt einbauen lassen. Es gab bei der NASA Diskussionen über sogenannte Versorgungsfahrzeuge, die vor der Landung des ersten Astronauten auf dem Mond abgesetzt werden und die Möglichkeit der Aufenthaltsdauer verlängern oder eine Reparatur von auftretenden Fehlern oder Schäden ermöglichen würden. Bezüglich eines speziellen Rettungsfahrzeuges gab Dr. Wernher von Braun im Frühjahr 1963 folgende Erklärung ab: „Natürlich können während des Mondaufenthaltes einige Dinge schief gehen. Aber wahrscheinlich ließe es sich nicht rechtfertigen, ein Bergungsfahrzeug einzig und allein für die Rettung einiger auf dem Mond gestrandeter Astronauten zu entwickeln." Diese Worte charakterisieren doch recht deutlich eine ganz bestimmte Geisteshaltung.

Zum Abschluß seien noch kurz einige der inzwischen aufgetauchten Projekte und Studien über die militärische Verwendung des Apollo-Systems erwähnt. Man spricht davon, daß zum Beispiel das Führungssystem und die Sensoren des LEM-Mondlandefahrzeuges sich ausgezeichnet für die Inspektion jedes die Erde umkreisenden Erdsatelliten eignen würden. Man könnte dieses Mondlandefahrzeug in die Nähe jedes künstlichen Erdsatelliten dirigieren, auf ihm „landen" und ihn untersuchen. Es existieren weiter Vorschläge für die Schaffung von militärischen Raumstationen unter Verwendung des Apollo-Systems. Dabei sollte an Stelle des LEM-Mondlandefahrzeuges ein Laboratorium untergebracht werden. Man meint, daß eine derartige militärische Raumstation mehr als 60 Tage operieren könnte. Die Aufgaben einer derartigen Station sollten vielfältigster Natur sein. An erster Stelle dürften dabei Beobachtungen und Inspektionen der Erdoberfläche stehen.

Ferner werden auch Vorschläge für bemannte Erdsatelliten auf der Grundlage des Apollo-Projekts gemacht, die auf einer 24-Stunden-Bahn die Erde umlaufen. Aus dieser Entfernung läßt sich rund ein Drittel der Erdoberfläche überblicken. Nach dem Projekt ORL, das ebenfalls auf der Grundlage des Apollo-Systems basiert, sollten mehr als 6 Mann für mehr als 3 Jahre die Erde umkreisen. Genannt seien nur noch verbesserte und vergrößerte Versionen wie M-ORL, Large Rotating ORL, Large O-G ORL. Die Zahl der Vorschläge und Projekte ist natürlich noch bedeutend größer. Bedauerlich ist, daß dieses eigentlich für friedliche Forschung vorgesehene Projekt Apollo nun ebenfalls wieder militärischen Zielsetzungen untergeordnet werden soll.

Literatur:

1. Mueller, George — Apollo capabilities, Astronautics and Aeronautics, Vol. 2 (1964), Nr. 6, S. 26–29
2. Debus, Kurt H. — Saturn/Apollo spaceport grows, Astronautics und Aeronautics, Vol. 2 (1964), Nr. 6, S. 34–38
3. ... Aviation Week, Vol. 79 (1963), Nr. 4, S. 145
4. ... Interavia, Vol. 18 (1963), S. 1830–1835, 1836–1840, 1841–1843

Künstliche Erdsatelliten kontrollieren die Einhaltung des Moskauer Teststoppabkommens

Über den Nachweis von Kernexplosionen in großen Höhen und im kosmischen Raum

H. SWART

Anmerkung der Redaktion: *Die vorliegende Arbeit behandelt im wesentlichen amerikanische Projekte, da ein entsprechendes Material über eventuelle ähnliche Meßergebnisse von Satelliten der sowjetischen Elektron- bzw. Kosmosserie nicht vorliegt.*

Einleitung

Als am 5. August 1963 die Außenminister der Sowjetunion, der USA und Großbritanniens im großen Kreml-Palast in Moskau den Vertrag über das Verbot von Kernwaffenversuchen in der Atmosphäre, unter Wasser und im Kosmos unterzeichneten, atmete die Menschheit auf. Die zahlreichen, durch das Wettrüsten bedingten Versuchsexplosionen hatten die Biosphäre der Erde bereits in bedenklichem Grade mit radioaktiven Spaltprodukten verseucht. In Berlin erreichte z. B. im Juni 1963 die Radioaktivität der Luft einen Monatsmittelwert von 9 pc/m^3 und übertraf damit die von internationalen Strahlenschutzfachleuten festgelegte zulässige Grenzkonzentration um das Dreifache (1). Eine Weiterführung der Experimente hätte deshalb ernste Gefahren nicht nur für die gegenwärtige Erdbevölkerung, sondern vor allem für zukünftige Generationen heraufbeschworen. Dieser Einsicht konnten sich auch die meisten der führenden westlichen Staatsmänner nicht mehr länger entziehen, und sie mußten den schon jahrelang unterbreiteten sowjetischen Vorschlägen bezüglich eines Teststopp-Vertrages entgegenkommen.

Eine der wichtigsten Voraussetzungen für das Zustandekommen dieses bedeutsamen Vertragswerkes war die Existenz von technischen Nachweismethoden für Kernexplosionen. Heute schließt die Tätigkeit der zahlreichen über den ganzen Erdball verteilten Beobachtungseinrichtungen auf Grund der Vielfalt der benutzten, sich gegenseitig ergänzenden Meßverfahren jede heimliche Verletzung des Abkommens aus.

Zum Nachweis und zur Ortung von Kernexplosionen am Erdboden, unter Wasser und in der Atmosphäre eignen sich insbesondere die folgenden Methoden:

- Messung der Radioaktivität der Atmosphäre und der Niederschläge.
- Aufzeichnung der die Erdkruste durchlaufenden Erschütterungswellen mit Hilfe von Seismographen.
- Erfassung der akustischen bzw. hydroakustischen Wellen durch richtungsempfindliche Mikrophone oder Mikrobarographen.
- Funktechnische Messung des bei einer Kernexplosion auftretenden langwelligen elektromagnetischen Strahlungsimpulses.

Während sich die letztgenannte Methode auch bei Detonationen bis in etwa 1500 km Höhe anwenden läßt, eignen sich die drei anderen Verfahren nicht zum Nachweis von Kernwaffenexperimenten in großen Höhen und im kosmischen Raum, da diese unter den dort herrschenden Bedingungen völlig andersgeartete Wirkungen verursachen als an der Erdoberfläche oder in den dichteren Schichten der Atmosphäre.

Charakteristische Erscheinungen bei Kernexplosionen in großen Höhen

Der Begriff „große Höhen" ist nicht genau definiert. Im allgemeinen versteht man darunter Höhen über 30 km, wobei eine obere Grenze nicht festgelegt ist, da der Übergang von atmosphärischen zu kosmischen Bedingungen kontinuierlich erfolgt.

Die USA haben in der Vergangenheit mehrere nukleare Versuchsexplosionen in großen Höhen durchgeführt (siehe Tabelle 1). Angaben über die dabei aufgetretenen Effekte sind relativ ausführlich veröffentlicht worden (2).

Die Hauptursache für die bereits angedeuteten unterschiedlichen Wirkungen bei nuklearen Höhenexplosionen ist die geringe Luftdichte. Bei Luftdetonationen in Bodennähe tritt die freigesetzte Kernenergie zu 15 Prozent als primäre und sekundäre Kernstrahlung, zu 35 Prozent als Lichtstrahlung und zu 50 Prozent in der Druckwelle nach außen hin in Erscheinung. Dagegen werden bei Höhenexplosionen etwa 50 Prozent der Gesamtenergie als Lichtstrahlung und nur etwa 35 Prozent als Druckwelle frei. Infolge der mit zunehmender Höhe ständig abnehmenden Luftdichte verschiebt sich dieses Verhältnis zugunsten der Lichtstrahlung weiter, bis im eigentlichen luftleeren kosmischen Raum ein extremer Grenzwert erreicht wird. Der Anteil der Kernstrahlungsenergie ist unabhängig von den äußeren Bedingungen.

Tabelle 1. Versuchsexplosionen der USA in großen Höhen

Bezeichn.	Datum (WZ)	Zeit (WZ)	Ort, Geograph. Koordinaten			km-Höhe	Kaliber
Teak	1. 8. 58	10^h50^m	Johnston Insel	17° N	169° W	77	1 Mt
Orange	12. 8. 58	10^h30^m	Johnston Insel	17° N	169° W	43	1 Mt
Argus 1	27. 8. 58	2^h30^m	Südatlantik	38° S	12° W	480	1–2 kt
Argus 2	30. 8. 58	3^h20^m	Südatlantik	50° S	8° W	480	1–2 kt
Argus 3	6. 9. 58	22^h10^m	Südatlantik	50° S	10° W	480	1–2 kt
Starfish	9. 7. 62	9^h00^m	Johnston Insel	17° N	169° W	400	1,4 Mt

Es ist hier nicht beabsichtigt, alle beobachteten Erscheinungen und Wirkungen im Zusammenhang mit nuklearen Explosionen in großen Höhen im einzelnen aufzuzählen. Jedoch soll auf zwei Tatsachen hingewiesen werden, die für die vorliegende Betrachtung von besonderem Interesse sind.

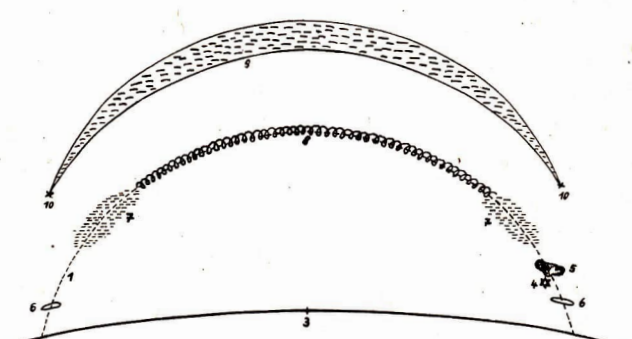
1. Die bei der Explosion einer Kernladung direkt von den extrem heißen Spaltprodukten und verdampftem Material des Sprengkörpers emittierte primäre thermische Strahlung besteht vorwiegend aus weichen Röntgenstrahlen. Diese sogenannte thermische Röntgenstrahlung kann infolge der geringen Luftdichte in großen Höhen größere Entfernungen zurücklegen, ehe sie von der durchstrahlten Luftschicht absorbiert wird, diese erhitzt und auf solche Weise den Feuerball bildet. Der Durchmesser des Feuerballs wächst daher viel rascher an und erreicht einen wesentlich größeren Wert, als bei einer Luftdetonation. Bei dem Teak-Versuch betrug z. B. der Durchmesser nach 0,3 s bereits 18 km und stieg nach 3,5 s bis auf 29 km an.

   Da sich in großen Höhen die Druckwelle nur mit relativ geringer Energie entfaltet, erhitzt sich an der Stoßfront zu keiner Zeit die Luft so stark, daß sie für die Lichtstrahlung aus dem Inneren des Feuerballs undurchlässig wird, wie das während eines bestimmten Zeitabschnitts bei Luftdetonationen der Fall ist. Daher durchläuft der Lichtstrahlungsimpuls einer Höhendetonation im Gegensatz zu dem einer Explosion in Bodennähe nur ein Maximum. Er ist als kurzer, heller Lichtblitz sichtbar. Außerhalb der Erdatmosphäre kann sich die thermische Röntgenstrahlung so gut wie ungeschwächt ausbreiten. Ihre Intensität ist dann dem Quadrat der Entfernung umgekehrt proportional.

2. Die verschiedenen Kernstrahlungsarten sowie die thermische Röntgenstrahlung ionisieren in hohem Grade die Luftmoleküle. Es entsteht somit bei Kernexplosionen eine starke örtliche Erhöhung der Elektronen- und Ionenkonzentration. Während die Elektronen bei einer Luftdetonation in relativ kurzer Zeit von neutralen Luftmolekülen aufgenommen oder durch Rekombination mit Ionen beseitigt werden, bleiben sie bei Höhenexplosionen infolge der geringen Luftdichte längere Zeit bestehen.

Das Magnetfeld der Erde übt auf die geladenen Teilchen Kräfte aus, so daß diese gezwungen werden, in spiralförmigen Bahnen entlang den Feldlinien zu fliegen. Da jede Feldlinie die Erdoberfläche in zwei Punkten schneidet, einer nördlich des magnetischen Äquators, einer südlich davon, können in der Nähe dieser konjugierten Punkte kurze Zeit nach einer Höhenexplosion nordlichtähnliche Erscheinungen beobachtet werden. Diese sind eine Folge der Anregung und Ionisation der Luftmoleküle durch Elektronen, die auf ihrem Weg entlang der durch den Detonationspunkt laufenden Feldlinien in die dichteren Schichten der Atmosphäre eindringen. Die ionisierten Spaltprodukte, die bei der Kernexplosion entstehen, wandern ebenfalls entlang den Feldlinien des Erdmagnetfeldes und kommen meist in einer Höhe von etwa 110 km in der Nähe der konjugierten Punkte zur Ruhe. Dort zerfallen sie kontinuierlich und wirken so als stationäre Elektronenquelle. Andererseits emittieren die in der Nähe des Detonationspunktes verbleibenden neutralen Spaltprodukte ebenfalls Elektronen, die alle entlang den Feldlinien zu den konjugierten Punkten fliegen. In der Nähe dieser Punkte tritt jedoch eine Verdichtung der magnetischen Feldlinien auf, die auf die anfliegenden Elektronen wie ein Reflektor wirkt. Ein Teil der Elektronen wird deshalb in diesen Spiegelpunkten zurückgeworfen und durchläuft die Spiralbahnen einige Male vor und zurück, bis

Abb. 1. Charakteristische Erscheinungen bei Kernexplosionen in großen Höhen. 1 = magnetische Feldlinie, 2 = konjugierte Punkte, 3 = magnetischer Äquator, 4 = Detonationspunkt, 5 = neutrale Spaltprodukte, 6 = ionisierte Spaltprodukte, 7 = nordlichtähnliche Leuchterscheinungen, 8 = Spiralbahn eines Elektrons, 9 = künstlicher Strahlungsgürtel, 10 = Spiegelpunkte.



die Teilchen schließlich von der Luft absorbiert werden. Finden die Kernexplosionen in genügend großer Höhe statt, so führt der genannte Effekt zur Ausbildung künstlicher Strahlungsgürtel, die längere Zeit stabil sind. All diese Erscheinungen sind in Abbildung 1 schematisch dargestellt.

Eine Komplikation des Sachverhaltes tritt dann auf, wenn die magnetische Feldstärke besonders in der Nähe der konjugierten Punkte Anomalien aufweist. In solchem Falle führen die Elektronen auch Bewegungen quer zu den magnetischen Feldlinien aus. Als äußeres Ergebnis entsteht eine ostwärts gerichtete Drift des Strahlungsgürtels.

Messung der Elektronendichte der künstlichen Strahlungsgürtel mit Hilfe von Satelliten

Das Argus-Experiment

Das Projekt Argus war in erster Linie ein geophysikalisches Experiment. Mit ihm sollte die von van Allen aufgestellte Hypothese über die gerade erst entdeckten natürlichen Strahlungsgürtel bestätigt werden. Man wollte beweisen, daß das Erdmagnetfeld in der Lage sei, Elektronen einzufangen und festzuhalten.

Im August und September 1958 wurden deshalb von Bord des im Südatlantik kreuzenden Schiffes „Norton Sound" mit Hilfe von dreistufigen Feststoffraketen „Lockheed X–17" drei Kernladungen von etwa 1–2 kt TNT-Äquivalent gestartet und in 480 km Höhe zur Explosion gebracht (3). Die räumliche Verteilung und zeitliche Veränderung der Elektronendichte konnte durch Höhenraketen (4) und vor allem mit Hilfe des Satelliten „Explorer 4" verfolgt werden (5). Außerdem wurden optische und geomagnetische Beobachtungen vorgenommen (6, 7).

„Explorer 4" startete am 26. Juli 1958. Die Elemente seiner Umlaufbahn waren: Perigäum 262 km, Apogäum 2220 km, Neigung 50,3°, Umlaufzeit 110,3 min. Der Satellit (Masse 17,5 kg) war mit zwei Geiger-Müller-Zählrohren und zwei Szintillationszählern ausgerüstet.

Die im Zusammenhang mit dem Argus-Experiment beobachteten Erscheinungen entsprachen im wesentlichen den vorausgesagten. Ein großer Teil der freigesetzten Elektronen wurde vom Erdmagnetfeld eingefangen und bildete jeweils einen etwa 100 km breiten, relativ scharf begrenzten Strahlungsgürtel, der allerdings entgegen den Vorstellungen in den ersten Tagen ziemlich genau an seinem Platz über dem Atlantik verharrte. Diese Erscheinung wird seitdem als Argus-Effekt bezeichnet. Die maximalen Elektronendichten über dem magnetischen Äquator bildeten sich bei diesen drei Versuchen in 4500, 7000 und 7700 km Höhe aus.

„Explorer 4" verfolgte regelmäßig die zeitliche Veränderung der künstlichen Strahlungsgürtel. Er durchquerte sie rund 250 Mal bis am 6. Oktober 1958 die Batterien erschöpft waren. Zu diesem Zeitpunkt hoben sich die Gürtel nur noch schwach vom natürlichen Strahlungshintergrund ab. Ein geringer Rest konnte am 6. Dezember 1958 in größerer Höhe von der Raumsonde „Pioneer 3" festgestellt werden. Während des Fluges von „Pioneer 4" am 3. März 1959 war nichts mehr zu beobachten.

Das Starfish-Experiment

Am 9. Juli 1962 wurde von den USA in der Nähe der Johnston-Insel in 400 km Höhe eine Kernladung mit einem TNT-Äquivalent von 1,4 Mt zur Explosion gebracht. Die durch Beta-Zerfall aus den Spaltprodukten freigesetzten Elektronen bildeten innerhalb weniger Stunden einen den ganzen Erdball umspannenden künstlichen Strahlungsgürtel (9). Seine Intensität und räumliche Ausdehnung wurden über viele Monate hinweg von einer Vielzahl von Satelliten verfolgt (siehe Tabelle 2). Besonders großen Anteil an diesen Messungen hatten die Satelliten „Injun 1" und „Injun 3" (10, 11).

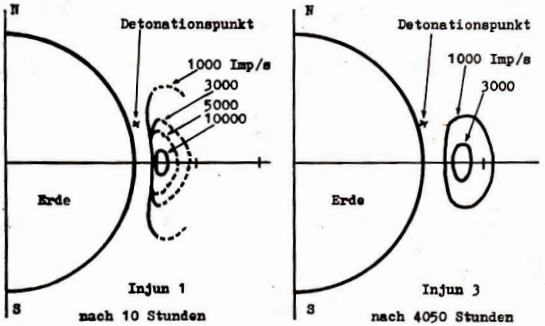


Abb. 2. Querschnitt durch den Starfish-Strahlungsgürtel zu zwei verschiedenen Zeitpunkten mit Angabe der Impulsraten.

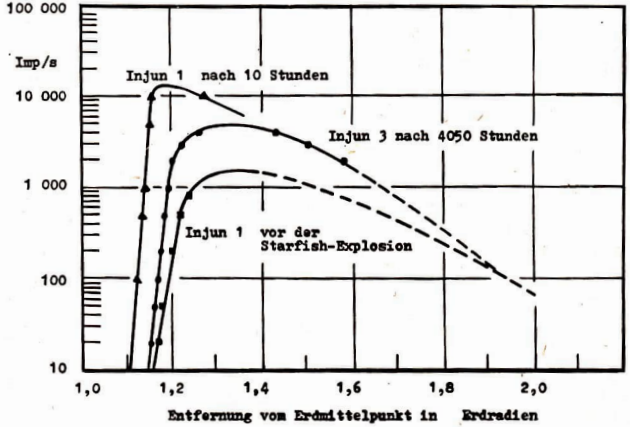


Abb. 3. Die Abhängigkeit der Impulsrate von der Höhe über dem magnetischen Äquator vor und nach der Starfish-Explosion.

Tabelle 2. An der Vermessung des künstlichen Starfish-Strahlungsgürtels beteiligte Satelliten

Satellit	Startdatum	Perigäum km	Apogäum km	Neigung °	Umlaufzeit min
Injun 1	29. 6. 61	860	1 020	67	103,8
TRAAC	16. 11. 61	977	1 076	32	105,8
Ariel 1	26. 4. 62	388	1 209	53,9	100,9
Telstar 1	10. 7. 62	957	5 670	44,8	157,8
Alouette	28. 9. 62	990	1 030	80,5	105,4
Explorer 14	2. 10. 62	282	98 533	33	2185
Explorer 15	28. 10. 62	317	17 570	18	314,2
Relay 1	13. 12. 62	1318	7 420	–	185,1
Injun 3	13. 12. 62	237	2 785	70,4	116,2

Eine Vorstellung über die räumliche Ausdehnung des Strahlungsgürtels und seine zeitliche Veränderung vermitteln die Abbildungen 2 und 3 auf Seite 142. In Tabelle 3 sind die Höhen jener Punkte über der Erdoberfläche angegeben, in denen einige ausgewählte Linien gleicher Impulsrate durch die Ebene des magnetischen Äquators hindurchgehen. Die Werte wurden mit dem Detektor Sp B von Injun 1 zehn Stunden nach der Detonation gemessen. Die absolute Intensität des Elektronenstroms in der Einheit [Elektronen/cm^2 · s] ergibt sich durch Multiplikation der Impulsrate mit dem Faktor 10^5, dem reziproken Wert des Wirkungsgrades des Meßgerätes.

Tabelle 3. Höhen von Punkten gleicher Impulsrate über dem magnetischen Äquator (nach 11)

Impulsrate Imp/s	Entfernung von der Erdoberfläche in km unterer Punkt	oberer Punkt
10 000	1020	1720
5 000	960	2120
1 000	890	4470
100	760	6380

Amerikanische Wissenschaftler schätzen die Gesamtmenge der den künstlichen Strahlungsgürtel bildenden Elektronen wie folgt:

– Bei der Detonation freigesetzt — etwa 10^{25} Elektronen
– Nach 10 Stunden als Strahlungsgürtel eingefangen
mit Energien > 40 keV — etwa $1{,}3 \cdot 10^{25}$ Elektronen
davon mit Energien > 1 MeV — etwa $6 \cdot 10^{24}$ Elektronen
– Nach 5,5 Monaten als Strahlungsgürtel verblieben
mit Energien > 40 keV — etwa $2 \cdot 10^{24}$ Elektronen

Auf Grund der Messungen ist anzunehmen, daß der Starfish-Strahlungsgürtel eine Lebensdauer von ungefähr zehn Jahren haben wird.

Wissenschaftliche Satelliten kontrollieren die Einhaltung des Teststopp-Abkommens in großen Höhen

Aus den bisher angeführten Tatsachen geht hervor, daß selbst Kernexplosionen mit weniger als 1 kt TNT-Äquivalent in großen Höhen zu deutlich meßbaren Veränderungen besonders der Elektronendichte führen. Da vor allem der innere natürliche Strahlungsgürtel über längere Zeit relativ konstant bleibt, würde eine plötzliche widernatürliche Erhöhung der Elektronendichte irgendwo in seinem Bereich auf eine Kernexplosion

hindeuten. Bei der Vielzahl der ständig im Raum kreisenden und mit entsprechenden Meßgeräten ausgerüsteten geo- und astrophysikalischen Forschungssatelliten könnten diese Veränderungen nicht verborgen bleiben. Tabelle 4 enthält als Beispiel Angaben über diejenigen Satelliten, die zu dem willkürlich gewählten Zeitpunkt 1. Mai 1964 vermutlich in der Lage gewesen wären, jede heimliche Kernexplosion in großen Höhen zu entdecken.

Tabelle 4. Anfang Mai 1964 die Erde umkreisende, aktive Satelliten, die mit Strahlungsmeßgeräten bzw. Magnetometern ausgerüstet sind

Satellit	Perigäum km	Apogäum km	Neigung °	Umlaufzeit min
Ariel 1	388	1 209	54	101
Ariel 2	213	1 496	—	103
Alouette	990	1 030	80,5	105,4
Explorer 14	282	98 533	33	2185
Explorer 18	192	197 616	33,3	5666
Kosmos 11	245	921	49	96,1
Kosmos 17	260	788	49	94,8
Kosmos 19	270	519	49	92,2
Kosmos 23	240	613	49	92,5
Kosmos 25	272	526	49	92,3
Kosmos 26	271	403	49	91
Elektron 1	406	7 145	60,8	169,3
Elektron 2	457	68 000	60,8	1356,4

Große Bedeutung besitzen in diesem Zusammenhang die beiden sowjetischen Satelliten „Elektron 1" und „Elektron 2". Ihre Ausrüstung mit gleichartigen Meßgeräten sowie die aufeinander abgestimmten, durch die natürlichen Strahlungsgürtel führenden Bahnen, bieten die Möglichkeit, in bisher einzigartiger Weise die in unterschiedlichen Höhen gemessenen Werte zu vergleichen. Die Meßgeräte der beiden Satelliten erlauben auch die Ermittlung des Energiespektrums der Elektronen. Da die bei Kernwaffenexplosionen freigesetzten Elektronen eine ganz bestimmte Energieverteilung besitzen, können mit derartigen Messungen zusätzliche Hinweise auf stattgefundene Explosionen erhalten werden. Nicht zuletzt würden auch die installierten Magnetometer zu wertvollen Informationen beitragen, da die Elektronendichte und die Größe der von den Elektronenströmen zusätzlich hervorgerufenen Magnetfelder eng zusammenhängen.

Spezielle Satelliten zum Nachweis von Kernexplosionen im kosmischen Raum

Zur Überwachung des erdferneren kosmischen Raumes beabsichtigt man den Einsatz spezieller Satelliten. Zum Nachweis auf derartige Entfernungen eignen sich prinzipiell alle bei Kernexplosionen emittierten Teilchen und Strahlungen, besonders aber die thermische Röntgenstrahlung, die Gammastrahlung und Neutronen.

Infolge der absorbierenden Wirkung der Erdatmosphäre, die lediglich das visuelle Licht passieren läßt, und des störenden Einflusses der natürlichen Strahlungsgürtel der Erde, müssen die Bahnen derartiger Kontrollsatelliten außerhalb der Strahlungsgürtel (Höhe $>$ 70 000 km) verlaufen.

Nach Schätzungen amerikanischer Wissenschaftler ergeben sich für die verschiedenen von Kernexplosionen im Weltraum emittierten Strahlungen bzw. Teilchen die in Tabelle 5 zusammengestellten Nachweisentfernungen. Die Werte gelten für eine Explosion mit 1 Mt TNT-Äquivalent. Außer beim Nachweis der vom Erdmagnetfeld eingefangenen Elektronen verringern sich diese Entfernungen für eine 1-kt- bzw. 10-kt-Detonation schätzungsweise auf $^1/_{100}$ bzw. $^1/_{10}$ der angegebenen Werte. Bei Kernsprengkörpern, die von einer Bleihülle umgeben sind, tritt ein Abschirmeffekt auf, der die Intensität der emittierten primären Strahlungen und damit die Nachweisentfernungen beträchtlich reduziert.

Tabelle 5. Entfernungen, in denen eine 1-Mt-Explosion im kosmischen Raum mit Hilfe von Satelliten nachgewiesen werden kann (nach 2)

Meßmethode	Nachweisentfernungen in km	
	nicht abgeschirmt	abgeschirmt
Thermische Röntgenstrahlung	1 600 000 000	6 400 000
Primäre Gammastrahlung	32 000 000	3 200 000
Gammastrahlung der Spaltprodukte	3 200 000	3 200 000
Primäre Neutronen	1 600 000	1 600 000
Neutronen der Spaltprodukte	160 000	160 000
Im Erdmagnetfeld eingefangene Elektronen	48 000	48 000

Große Schwierigkeiten bereitet gegenwärtig noch die Erkennung und Ausschaltung von zufälligen Störungen durch aus dem Weltall einfallende kosmische Strahlungen. Solche, etwa eine Mikrosekunde andauernden Impulse können Kernexplosionen vortäuschen und falschen Alarm auslösen. Durch bestimmte Kombination und Anordnung verschiedener geeigneter Meßgeräte, die sich gegenseitig ergänzen, sollte dieses Problem aber prinzipiell lösbar sein. Bis jedoch voll einsatzfähige Satelliten gestartet werden können, ist noch ein umfangreiches Versuchsprogramm durchzuführen, vor allem, um die kurzzeitigen Impulse der kosmischen Strahlung zu erforschen und die optimalen Arbeitsbedingungen für die Meßausrüstung festzulegen.

In den USA wurde bereits vor 4 Jahren begonnen, derartige spezielle Nachweissatelliten für Kernexplosionen zu entwickeln. Das Projekt trägt die Bezeichnung „Vela Hotel"[1]. Die Satelliten haben eine Masse von 220 kg und einen Durchmesser von 1,5 m und werden von den „Space Technology Laboratories" hergestellt. Die Instrumentierung entwickeln die „Los Alamos Scientific Laboratories" in Zusammenarbeit mit der „Aerospace Corporation" (12).

Am 17. Oktober 1963 wurden die ersten zwei „Vela-Hotel"-Satelliten gemeinsam in Cape Canaveral mit einer Atlas-Agena D gestartet. Sie erreichten zusammen mit einem dritten Projekt (TRS) zuerst eine langgestreckte elliptische Parkbahn. Beim ersten Durchflug des Apogäums wurde „Vela Hotel 1" mit Hilfe eines Feststofftriebwerkes in eine nahezu kreisförmige Umlaufbahn gebracht. Dasselbe geschah mit „Vela Hotel 2" bei dessen zweitem Apogäumsdurchgang. Die endgültigen Bahndaten der drei Objekte sind in Tabelle 6 zusammengestellt.

1 „Projekt Vela" ist die Bezeichnung für ein gemeinsames Forschungsprojekt des US-Verteidigungsministeriums, der US-Atomenergiekommission und der NASA zur Entwicklung von Verfahren für den Nachweis von Kernexplosionen im Weltraum sowie über und unter der Erdoberfläche. Es gliedert sich in drei Teilprojekte. „Vela Uniform" ist das Programm zur Feststellung unterirdischer und oberflächennaher Experimente durch Seismographen. „Vela Sierra" dient der Entwicklung optischer Instrumente, mit denen vom Boden aus Kernexplosionen im Weltraum erfaßt werden sollen. „Vela Hotel" sieht den Einsatz von Erdsatelliten für den gleichen Zweck vor.

Tabelle 6. Bahndaten der ersten Versuchssatelliten für den Nachweis von Kernwaffenexplosionen im Kosmos

Satellit	astronomische Bezeichnung	Perigäum km	Apogäum km	Neigung °	Umlaufdauer Std.
Vela Hotel 1	1963–39 A	101 800	112 000	38,3	105
TRS	1963–39 B	207	103 000	36,7	39
Vela Hotel 2	1963–39 C	100 000	116 900		108

Andere Nachweismöglichkeiten

Es gibt natürlich auch Möglichkeiten, Kernwaffenexplosionen im kosmischen Raum von der Erdoberfläche aus festzustellen. Diese Methoden sollen deshalb zur Ergänzung noch kurz erwähnt werden.

In erster Linie eignen sich dafür neben dem Nachweis des mit Kernexplosionen verbundenen langwelligen elektromagnetischen Impulses (etwa 10–15 kHz) die Beobachtung des direkt sichtbaren Lichtimpulses der Explosion sowie der Fluoreszenz der durch die thermische Röntgenstrahlung angeregten Atome und Moleküle in der Hochatmosphäre.

Auch die durch Kernexplosionen in der Ionosphäre ausgelösten Störungen der Elektronendichte kann man mit verschiedenen Mitteln vom Erdboden aus beobachten. Die Reflexion bestimmter Radarsignale, kurzzeitige Intensitätsschwankungen des kosmischen „Rauschens" und Phasenverschiebungen bei Radiowellen im VLF-Bereich (Längstwellen) weisen auf verdächtige Erscheinungen hin, die dann durch Lotung der Ionosphäre mit Funkwellen verschiedener Frequenz näher untersucht werden können.

Die von den Elektronenströmen der künstlichen Strahlungsgürtel verursachten Magnetfeldanomalien lassen sich ebenfalls vom Erdboden aus registrieren.

In Tabelle 7 sind die von amerikanischen Wissenschaftlern geschätzten Nachweisentfernungen für die genannten Methoden angegeben.

Tabelle 7. Entfernungen, in denen eine 1-Mt-Explosion im kosmischen Raum von der Erdoberfläche aus nachgewiesen werden kann (nach 2)

Methode	Nachweisentfernung in km	
	nicht abgeschirmt	abgeschirmt
Direkt sichtbares Licht (am Tag)	320 000	320 000
Direkt sichtbares Licht (nachts)	3 200 000	3 200 000
Fluoreszenz	9 600 000	96 000 bis 960 000
Radarreflexion	16 000	1 600
Absorption des kosmischen „Rauschens"	16 000	1 600
Ionosphärenlotung	16 000	1 600
Elektromagnetischer Impuls	1 600	1 600
VLF-Phasenverschiebung	9 600 000	96 000 bis 960 000
Elektrische und magnetische Felder	16 000	16 000

Zusammenfassung

Künstliche Erdsatelliten spielen heute eine wichtige Rolle bei der Kontrolle der Einhaltung des Moskauer Teststopp-Abkommens. Mit Strahlungsmeßgeräten oder Magnetometern ausgerüstete geo- und astrophysikalische Forschungssatelliten sind in der Lage, auf Grund von Messungen der Elektronendichte und der magnetischen Feldstärke den erdnahen kosmischen Raum zu überwachen und jede Kernexplosion festzustellen. Gegenwärtig werden spezielle Satelliten entwickelt, die zum Nachweis von Kernexplosionen bis in Entfernungen von einigen Millionen Kilometern dienen.

Die auf Meßsatelliten beruhenden Verfahren sind eine wertvolle Ergänzung der erdgebundenen Nachweismethoden, da sie von zufälligen Störungen, wie sie z. B. Wolken für optische Beobachtungen darstellen, kaum beeinflußt werden.

In den letzten Jahren hat sich somit eine weitere, für die ganze Menschheit nutzbringende Anwendung für künstliche Erdtrabanten gefunden.

Literatur:

1. **Kuhnert, J.,** Urania 26 (1963) 970–74
2. „The Effects of Nuclear Weapons." Herausgegeben von der US-Atomenergiekommission, Washington 1962
3. **Christofilos, N. C.,** J. geophys. Res. 64 (1959) 869–75
4. **Allen, L., J. L. Beavers, W. A. Whitaker u. a.,** J. geophys. Res. 64 (1959) 893–907
5. **Van Allen, J. A., C. E. McIlwein u. G. H. Ludwig,** J. geophys. Res. 64 (1959) 877–91
6. **Newman, P.,** J. geophys. Res. 64 (1959) 923–32
7. **Peterson, A. M.,** J. geophys. Res. 64 (1959) 933–38
8. **Porter, R. W.,** J. geophys. Res. 64 (1959) 865–67
9. **O'Brien, B. J., C. D. Laughlin u. J. A. van Allen,** Nature 195 (1962) 939–43
10. **Van Allen, J. A., L. A. Frank u. B. J. O'Brien,** J. geophys. Res. 68 1963) 619–27
11. **Van Allen, J. A.,** „Spatial distribution and time decay of intensities of geomagnetically trapped electrons from the high altitude nuclear burst of July 1962", State University of Iowa, Res. Rep. 63–11, Iowa City 1963
12. Raumfahrtforschung 8 (1964) 46

Der Deutsche Kulturbund

wünscht den Lesern seiner Zeitschrift „Astronomie und Raumfahrt", den Mitgliedern des Zentralen Fachausschusses Astronomie und dessen Bezirksfachausschüssen

sowie allen in den Fachgruppen Astronomie tätigen Bundesfreunden für das Jahr 1965 neue Erfolge in der gemeinsamen Arbeit und viele gute Sternstunden!

gez. Dr. Erik Hühns
Vorsitzender
der Zentralen Kommission Natur und Heimat
des Präsidialrates

gez. Herbert Pfaffe
Vorsitzender
des Zentralen Fachausschusses
Astronomie

Über die Verwendung von künstlichen Erdsatelliten zu Navigationszwecken

KARL-HEINZ NEUMANN

Bekannt ist, daß seit altersher die natürlichen Himmelskörper Navigationszwecken für die Schiffahrt dienten. Mit dem Fortschreiten der technischen Entwicklung, vor allem mit dem Beginn des Flugverkehrs und der sich entwickelnden Funktechnik, traten die astronomischen Navigationsverfahren mehr in den Hintergrund. Sie sind ja bekanntlich mit relativ großen Mängeln behaftet. Nach Sonne, Mond und Sternen kann man sich nur dann richten, wenn der Himmel wolkenlos ist. Die höheren Fortbewegungsgeschwindigkeiten erforderten eine schnellere Folge der Möglichkeiten der Positionsbestimmung.

Es entstanden mit der weiteren Beherrschung der Funktechnik Verfahren wie DECCA, LORAN u. a., die es gestatteten, in kurzer Folge relativ sicher die Position des Fahrzeuges zu bestimmen. Aber auch diese Verfahren waren mit Mängeln behaftet. Nur dort ließen sie sich anwenden — oder lassen sie sich anwenden — wo ein entsprechendes Netz an Bodenstationen vorhanden ist. Auch die Schiffahrt machte sich derartige Systeme zu Nutze. Aber in den Weiten der Weltmeere mußte man wieder auf die altbewährte astronomische Ortsbestimmung zurückgreifen.

Die nach dem zweiten Weltkrieg sich entwickelnde radioastronomische Forschung ergab eine Möglichkeit, bezüglich der Sonne die Hauptschwierigkeit bei der astronomischen Navigation zu überwinden. Die von der Sonne ausgehende Radiostrahlung durchdringt auch die trübe Atmosphäre ohne nennenswerte Dämpfung. Damit war man prinzipiell in der Lage, bei der Verwendung einer geeigneten Wellenlänge der Radiostrahlung mit Hilfe von Parabolantennen die Sonne auch bei bedecktem Himmel zu orten. Daraus wurden die sogenannten Radiosextanten entwickelt, von denen der größte Teil auf einer Wellenlänge von 1,9 cm arbeitet. Die Radiostrahlung in diesem Bereich unterliegt nur wenigen Beeinträchtigungen irgendwelcher atmosphärischer Einflüsse. In der weiteren Entwicklung verwendete man auch die Wellenlänge von 8,7 mm. Das Ziel bei dieser Entwicklung bestand darin, zu Radiosextanten zu kommen, die in ihren Dimensionen auch in Flugzeugen verwendet werden können. Dabei sollte vor allem der Parabolspiegel einen möglichst kleinen Durchmesser haben (etwa 30 cm).

Der wirkungsvolle Einsatz von Radiosextanten ist aber nur dann möglich, wenn ein künstlicher Horizont in Form einer stabilisierten Plattform vorhanden ist. Auch der bei den bisher eingesetzten Typen von Radiosextanten notwendige elektronische Geräteteil ist relativ aufwendig. Vor allem, weil zur endgültigen Ausnutzung dieser Anlage bei sinnvollem zeitlichen Aufwand elektronische Rechenapparaturen notwendig sind. (Abgesehen davon, man begnügt sich mit einer geringen Genauigkeit.)

Aber noch mit einem weiteren Nachteil ist das System der Radiosextanten behaftet. Nicht immer steht die Sonne über dem Horizont. Versuche, mit denen man schon im Jahre 1958 begonnen hat, zeigten, daß bei einem entsprechenden apparativen Aufwand auch der Mond mit seiner thermischen Radiostrahlung zu Navigationszwecken benutzt werden kann.

Da sich aber auch beide Himmelskörper zu bestimmten Zeiten unter dem Horizont befinden können, suchte man nach weiteren Auswegen. Es tauchten daher in der Literatur schon frühzeitig Vorschläge auf, künstliche Satelliten, die sich in 10 000 bis 20 000 km von der Erdoberfläche bewegen, als weitere Objekte für die Radiosextanten zu benutzen. Aber auch hier treten Schwierigkeiten auf. Wenn auch die Bahnänderun-

gen derartiger Satelliten durch die Reste der äußersten Atmosphäre der Erde praktisch gleich Null sind, so machen sich in diesem Erdabstand die Störungen durch den Mond und die Sonne schon bemerkbar. Der Aufwand zur ständigen Bahnvermessung derartiger künstlicher Radiostrahlungsquellen bzw. der Rechenaufwand für eine einigermaßen sichere Voraussage dürfte nicht unbeträchtlich sein.

Schon frühzeitig finden wir deshalb in der Literatur Vorschläge für andere Navigationssysteme. Am meisten bekannt wurde das von der Johns Hopkins Universität, Silver Spring (Maryland), USA, vorgeschlagene Projekt. Bekanntlich ist es möglich, die Position eines Erdsatelliten zu einem bestimmten Zeitpunkt nicht nur auf optischem Wege zu bestimmen, sondern auch mit Hilfe der Radiosignale des Satelliten läßt sich seine Position mit mehr oder weniger großer Genauigkeit feststellen. Eines der bekanntesten Verfahren ist die Beobachtung der Doppler-Kurve. Durch exakte Frequenzmessung des vom Satelliten abgestrahlten Signals (vorausgesetzt, daß dieses Signal eine sehr hohe Frequenzkonstanz hat) erhält man eine S-förmige Kurve, aus der sich in bekannter Weise aus der Neigung der Tangente im Wendepunkt der S-Kurve die kleinste Entfernung zum Satelliten sowie die zugehörige Zeit ermitteln läßt.

Auf der Grundlage der Auswertung der Doppler-Kurve beruht ein Navigationsverfahren, das in den USA seit 1960 in der Erprobung ist. Allerdings waren es nicht Anliegen der zivilen Luft- und Schiffahrt, die zu ausgedehnten Experimenten für die Erprobung dieses Systems führten, sondern militärische Interessen. Die US-Navy war daran interessiert, ein von Bodenstationen in starkem Maße unabhängiges System zu entwickeln (vor allem ein System, das unabhängig von funktechnischen Verbindungen mit Leitstationen funktioniert). Dieses System sollte oder soll dazu dienen, den mit Polaris-Raketen bestückten amerikanischen kernenergiebetriebenen Unterseeboten jederzeit die Möglichkeit zu geben, ihre Position zu bestimmen. Dieses militärische Projekt ist unter der Bezeichnung „Transit-Verfahren" bekannt. Bisher wurden 11 US-Navy-Satelliten der Transit-Serie gestartet von denen 9 auf die Bahn gelangten. (Diese Angaben können unvollständig sein, da möglicherweise bei der großen Zahl der bisher gestarteten Geheim-Satelliten noch Transit-Experimental-Satelliten vorhanden sein können.) Es war ursprünglich vorgesehen, daß das Transit-Satelliten-Navigationssystem im Jahre 1962 einsatzreif ist. Die bisherigen Berichte aus der amerikanischen Fachpresse und aus zum Teil mehr journalistischen Publikationen machen es zur Gewißheit, daß dieses System trotz der vor 3 oder 4 Jahren erfolgten großen Ankündigungen noch nicht einsatzreif ist.

Abb. 1 zeigt schematisch die Wirkungsweise des Transit-Navigations-Verfahrens.

Ein Satellit wird auf seine Umlaufbahn gebracht, deren Bahnparameter als erstes auf funktechnischem Wege sehr genau bestimmt werden. Da die Satelliten der Transit-Serie auf Bahnen mit maximalen Höhen um 1000 km die Erde umkreisen, unterliegen die Bahnelemente — bedingt durch die relativ starken Luftdichteschwankungen der Erdatmosphäre — ebenfalls starken Veränderungen, die sich rechnerisch nicht sicher vorher erfassen lassen. Aus diesem Grunde ist es notwendig, ständig die Bahnelemente zu überwachen. In der schematischen Darstellung werden zur Zeit t_1 an eine Bodenstation Signale abgestrahlt, die zur Rechenzentrale weitergeleitet werden.

Dort erfolgt die Auswertung dieser Signale und die Neuberechnung der gültigen Bahnelemente. Von dieser Rechenzentrale gehen die neuen Werte der Flugbahn an eine Sendestation, von wo aus sie in digitaler Form dem Satelliten zur Zeit t_2 mitgeteilt werden. Der Satellit speichert diese Werte. Von einem bewegten Objekt werden zur Zeit t_3 die auf verschiedenen Frequenzen abgestrahlten Satellitensignale empfangen. Gleichzeitig empfängt das bewegte Objekt (bei den letzten Satelliten der Transit-Serie meist auf einer anderen Frequenz) die Angaben über die augenblicklichen Bahnparameter. Damit wird es dem bewegten Objekt (also dem Benutzer des Navigationssatelliten) möglich, eine theoretische Doppler-Kurve zu berechnen. Als Ortselemente für diese theoretische Doppler-Kurve benutzt der Navigator des bewegten Objektes Werte für

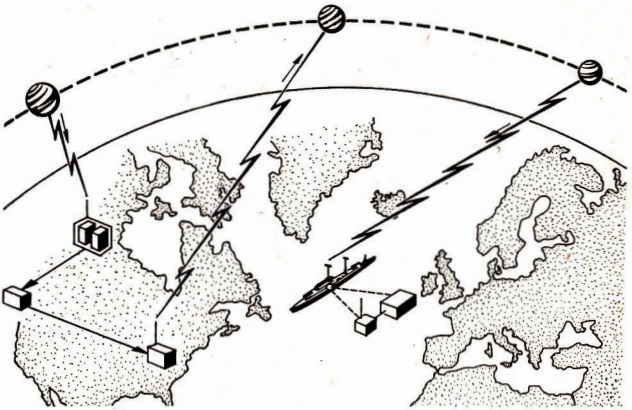


Abb. 1. Schematische Wiedergabe der Wirkungsweise des Transit-Navigationsverfahrens.

Länge und Breite, die auf anderem Wege erhalten wurden, z. B. durch Kurs- und Geschwindigkeitsmessung von einer bekannten Position aus. Diese theoretische Doppler-Kurve wird nun mit der tatsächlichen Doppler-Kurve des Satelliten verglichen. Aus den Differenzen zwischen der theoretischen Doppler-Kurve und der tatsächlichen Satelliten-Doppler-Kurve läßt sich die wahre Position, lassen sich die Werte von geographischer Länge und Breite, errechnen. Soll dies mit einem für Navigationszwecke sinnvollem zeitlichen Aufwand geschehen, ist es nötig, daß sich an Bord des bewegten Objektes eine elektronische Rechenapparatur befindet.

Diese rein schematischen Darstellungen mögen bereits andeuten, wie kompliziert und groß im apparativen Aufwand das Navigationsverfahren bei dem Transit-System ist. Nicht erwähnt wurde bisher die Tatsache, daß neben der genauen Kenntnis der Bahnelemente des Satelliten und der exakten Aufzeichnung der Doppler-Kurve eine außerordentlich hohe Genauigkeit für die Zeitangaben nötig ist. Schon eine geringfügige Ungenauigkeit in der Registrierung der Empfangszeit, die bei den Transit-Satelliten maximal 15 Minuten dauert, würde zu großen Fehlern der Standortangabe des bewegten Systems führen. Es ist deshalb notwendig, daß über den Satelliten auch Zeit-Normale übertragen werden. Es wird z. B. gefordert, daß die Empfangsstation der Johns Hopkins Universität mit ihren quarzgesteuerten Oszillatoren eine Stabilität von $6 \cdot 10^{-10}$ über 48 Stunden garantiert.

Eine weitere Voraussetzung für die Exaktheit der Positionsbestimmungen des bewegten Objektes ist die Frequenzkonstanz der Satellitenquarzoszillatoren. Man fordert hier, daß die Oszillatoren während einer Stunde eine Frequenzkonstanz von $5 \cdot 10^{-10}$ garantieren. Wenn wir dabei bedenken, daß die Raumflugkörper sich praktisch im Vakuum vom Sonnenlicht in den Erdschatten bewegen, so ist leicht zu verstehen, welche große Schwierigkeit allein wegen der ständig auftretenden starken Temperaturschwankungen diese Aufgabe mit sich bringt.

In kritischen Abschätzungen, bei denen die genannten und andere nicht erwähnte Voraussetzungen gegeben sind, meint man, mit Hilfe des Transit-Systems eine Genauigkeit in der Positionsbestimmung bis zu ± 1000 m zu erreichen. Gemessen an dem bisher nur kurz geschilderten apparativen Aufwand erscheint das Ergebnis etwas geringfügig.

Im folgenden soll nun versucht werden, einen kurzen Überblick über die bisherige Entwicklung des Transit-Systems zu geben, ohne in diesem Beitrag näher auf die technischen Einzelheiten der verschiedenen Transit-Satelliten einzugehen. Der erste erfolgreiche Start eines derartigen US-Navy-Satelliten erfolgte am 13. April 1960, $12^h02^m36^s$ Weltzeit, von Cape Canaveral aus. Mit einer Thor-Able-Star wurde dieser Satellit mit der Bezeichnung Transit 1 B auf seine Bahn gebracht. Vorangegangen war ein Fehlstart am 17. September 1959 mit einer Thor-Able und dem Satelliten **Transit 1 A.**

Transit 1 B hat kugelförmige Gestalt mit einem Durchmesser von 91,5 cm bei einem Gewicht von 122 kp. Er erreichte eine anfängliche Flugbahn mit folgenden Elementen:

Bahnneigung	$i = 51°3$	Perigäum	$h_a = 384$ km
Umlaufzeit	$P = 95'9$	Apogäum	$h_p = 757$ km

Gleichzeitig mit Transit 1 B, der die Bezeichnung 1960 $Gamma_2$ hatte, gelangte seine Trägerrakete und ein weiteres Objekt, 1960 $Gamma_3$, auf die Bahn. Es handelt sich hierbei wahrscheinlich um ein Befestigungsstück für die Nutzlast.

Dieser Satellit sendete Signale auf 4 verschiedenen Frequenzen. Dabei wurden zwei Frequenzen, oder genauer gesagt, der Oszillator und die weitere elektronische Apparatur, durch Nickel-Cadmium-Batterien gespeist. Diese Batterien wurden durch Solarzellen ständig neu aufgeladen, die in Form eines Gürtels in der „Äquatorebene" des Satelliten an einem Wulst angebracht waren. Der Oszillator lieferte eine Frequenz von 3 MHz, die durch einen Vervielfacher um das 18fache vergrößert wurde. Diese Frequenz von 54 MHz ging auf zwei Vervielfacher. Einer davon erhöhte die Frequenz um das 3fache, der zweite um das 4fache. Die Frequenz von 162 MHz und von 216 MHz gelangte nun zur Antennenweiche und von dort zur Antenne.

Der zweite Sender bzw. seine Nachfolgeapparatur erhielt den Strom von Silber-Zink-Batterien. Die Frequenz des Oszillators machte ebenfalls 3 MHz aus. Genau wie bei dem eben beschriebenen Sender wurden Schwingungen 18mal vervielfacht. Diese 54 MHz gingen einmal auf einen Verstärker, der sie direkt an die Antennenweiche und Antenne weitergab, und zum zweiten auf einen 6fachen Vervielfacher. Damit wurden von der Satellitenantenne die 4 Frequenzen von 54, 162, 216 und 324 MHz abgestrahlt. Die beiden Quarze der Sender befanden sich dabei in zwei Dewar-Gefäßen, die mit Nylonfäden innerhalb des Satelliten aufgehängt waren. Für die Satellitenhülle hatte man einen besonderen Wärmeschutz gewählt, der dafür sorgte, daß die Temperatur im Inneren des Satelliten auf 9 ° Celsius mit einer Änderung von ± 1 ° pro Tag erhalten bleibt.

In dem Satelliten war ein Kommandoempfänger enthalten, mit dem es möglich war, den Stromversorgungsteil der durch Solarzellen gespeisten Nickel-Cadmium-Batterien auszuschalten. Ferner gab es einen weiteren Meßwertsender, der auf der Frequenz von 108,3 MHz Angaben über Verhalten der Solarzellen, Temperatur im Inneren des Satelliten u. ä. übertrug. Außerdem finden wir bei Transit 1 B noch eine Blei-Sulfid-Zelle, mit deren Hilfe die Ultra-Rot-Strahlungs-Intensität gemessen werden konnte. Die Meßwerte dieser Zellen ermöglichten es zu unterscheiden, ob sie vom „Himmel" oder von der „Erde" stammen. Diese Ultra-Rot-Meßanordnung baute man ein, um die Eigendrehung des Satelliten messen zu können. Der elektronische Teil von Transit 1 B war volltransistoriert. Die Ausgangsleistung auf jeder der genannten Frequenzen betrug 100 mW, wobei die Eigenleistung für jedes der beiden Frequenzpaare 1,9 W ausmachte.

Die anfängliche Rotationsdauer betrug (bedingt durch die Rotationsstabilisierung der letzten Raketenstufe) 168 Umdrehungen pro Minute. Vier Tage nach dem Start sorgte man durch Auswerfen von zwei an Drähten befestigten Gewichten für eine Herabsetzung der Eigenrotation auf vier Umdrehungen pro Minute. Danach wurden die beiden Kabel, mit denen die Gegengewichte am Satelliten befestigt waren, von diesem getrennt.

Auch der zweite Start eines Transit-Satelliten war erfolgreich. Er erfolgte am 22. Juni 1960 mit einer Rakete vom Typ Thor-Able-Star von Cape Canaveral aus. Der Satellit **Transit 2A**, mit der astronomischen Bezeichnung 1960 Eta_2, erreichte eine Flugbahn mit folgenden Elementen:

Bahnneigung	$i = 66^{\circ}69$	Perigäum	h_p	=	615 km
Umlaufzeit	$P = 101^{m}5$	Apogäum	h_a	=	1056 km

Wie sein Vorgänger hatte er kugelförmige Gestalt bei einem Gewicht von 101 kp. Gleichzeitig mit Transit 2A wurde der Strahlungsmeßsatellit Greb 1 auf seine Flugbahn gebracht.

Bei **Transit 2A** wurden hinsichtlich der elektronischen Ausrüstung einige Verbesserungen vorgenommen. Anstelle der noch bei Transit 1B verwendeten Silber-Zink-Batterien wurden nur noch Nickel-Cadmium-Batterien benutzt, die aus Solarzellen gepuffert werden. Damit war ein Dauerbetrieb auf allen vier Frequenzen möglich. Die Meßwerte wurden ebenfalls auf einer fünften Frequenz zur Erde übertragen. Als zusätzliches Meßinstrument besaß Transit 2A eine kleine Empfangsapparatur, die das kosmische Rauschen auf der Frequenz von 3,8 MHz messen sollte. Wie bei seinem Vorgänger waren die Sendeantennen spiralförmig auf der kugelförmigen Oberfläche durch Metallüberzüge aufgebracht.

Transit 3A gelangte wegen eines Versagens der Trägerrakete nicht auf seine Umlaufbahn. Der Start erfolgte am 30. November 1960.

Transit 3B, mit der astronomischen Bezeichnung 1961 Eta_1, wurde ebenfalls als Doppel-Satellit gestartet. Der zweite Satellit „Lofti 1" trennte sich allerdings nicht von seinem Trägersatelliten. Auch hier erfolgte der Start von Cape Canaveral aus, und zwar am 21. Februar 1961. Dieser 113 kp schwere Satellit erreichte eine Flugbahn mit folgenden anfänglichen Bahnwerten:

Bahnneigung	$i = 28^{\circ}36$	Perigäum	h_p	=	170 km
Umlaufzeit	$P = 94^{m}5$	Apogäum	h_a	=	980 km

Auch dieser Satellit sendete wiederum auf den vier oben genannten Frequenzen. Er enthielt ebenfalls zwei Quarz-Oszillatoren, jedoch war stets nur einer von ihnen in Betrieb und steuerte alle Frequenzen, so daß Kohärenz der vier Signale vorlag. Man konnte durch ein Kommando von Bodenstationen aus den stabileren der beiden Oszillatoren auswählen.

Die Besonderheit bei Transit 3B bestand darin, daß man hier erstmals eine Bahndatenspeicheranlage einsetzte. Damit war eine ständige Übertragung der jeweils gültigen Bahnelemente für den Benutzer möglich. Erstmalig wurde auch ein sogenannter Antwort-Sender in diesem Satelliten untergebracht. Dieser Antwort-Sender bildet die Grundlage des sogenannten SECOR-Systems (SEquential Collation of Range), bei dem es darum geht, mit Hilfe von Bodenstationen bekannter Position sehr genaue Laufzeit- und Phasenmessungen des zum Satelliten abgestrahlten und vom Antwortsender zurückgestrahlten Signals machen zu können. Damit wird es möglich, den Abstand des Satelliten von der Bodenstation sehr genau zu bestimmen.

Eigentlich ist dieses System eine militärische Entwicklung der US-Army, mit dessen Hilfe man geodätische Vermessungen ausführen wollte und möglicherweise auch in der heutigen Zeit schon ausführt. (Bei einigen der Geheimsatelliten wurde aus nicht

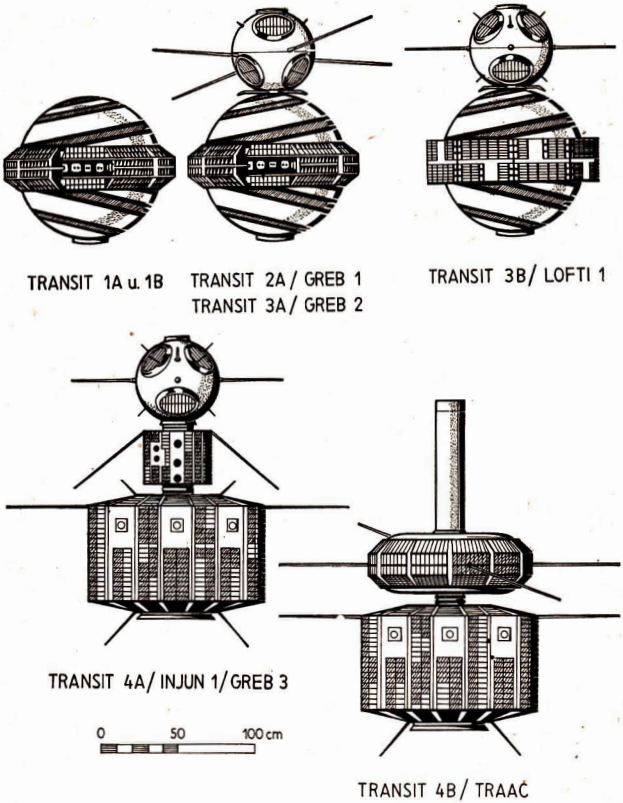


Abb. 2. Schematisches Blockschaltbild des Satelliten Transit 1 B.

sicheren Quellenangaben bekannt, daß weitere Experimente bezüglich des SECOR-Systems ausgeführt wurden.) Abschätzungen allgemeiner Art führten dazu, daß man meinte, bei Vermessungen im Karibischen Meer z. B., also in Entfernungen bis zu 3000 km von der Bodenstation aus, die Position einzelner Punkte auf den verschiedenen

Inseln mit einem Meßfehler von weniger als ±15 m zu bestimmen. Wie noch zu beschreiben, bleibt dieses SECOR-System die Grundlage eines neuen von General Electric vorgeschlagenen Systems von Navigationssatelliten.

Der nächste Transit-Satellit erreichte mit zwei zusätzlichen Objekten, Injun und Greb 3, am 29. Juni 1961 seine Umlaufbahn. Als Trägerrakete wurde eine Thor-Able-Star verwendet. Die beiden mitgeführten Satelliten trennten sich zwar von **Transit 4 A**, aber der Trennmechanismus von Injun und Greb 3 versagte. Auch bei Transit 4 A wurden die gleichen Sendefrequenzen verwendet. Sein Meßwertsender hatte die Frequenz von 136,20 MHz. Die anfänglichen Werte der Umlaufbahn sind folgende:

Bahnneigung	i =	67°,0′	Perigäum	h_p =	858 km
Umlaufzeit	P =	103^m,7	Apogäum	h_a =	1002 km

Der nächste Transit-Satellit mit der Bezeichnung **Transit 4 B** gelangte am 15. November 1961 mit einer Trägerrakete vom Typ Thor-Able-Star auf seine Umlaufbahn. Seine Masse betrug 91 kg bei einem maximalen Durchmesser von 108 cm. Gemeinsam mit Transit 4 B gelangte der Satellit TRAAC auf seine Flugbahn. TRAAC bedeutet: **T**ransit **R**esearch **A**nd **A**ttitude **C**ontrol. Dieser mitgeführte Satellit, der von den Applied Physics Laboratories der Johns Hopkins Universität in Howard Country, Maryland, entwickelt worden war, diente Untersuchungen über die Möglichkeit, inwieweit man den Gradienten der Schwerkraft dazu benutzen kann, dem Satelliten eine – bezüglich des Erdgravitationsfeldes – stabile Lage zu erteilen. Damit kann man erreichen, daß durch Ausrichtung der Sendeantennen nach dem Gravitationsfeld der Erde die Sendeleistung und damit der Energiebedarf der Sender verringert werden kann.

Erstmalig erprobte man bei Transit 4 B auch eine Kernenergieanlage zur Erzeugung von elektrischer Energie, die die Bezeichnung SNAP–3 führt. Transit 4 B, der die astronomische Bezeichnung 1961 Eta_1 führt, erreichte eine Flugbahn mit folgenden anfänglichen Werten:

Bahnneigung	i =	32°,42	Perigäum	h_p =	936 km
Umlaufzeit	P =	104^m,6	Apogäum	h_a =	1122 km

Am 9. Juli 1962 fiel die Solarzellenanlage zur Stromversorgung des Satelliten infolge des durch die amerikanische H-Bomben-Explosion erzeugten künstlichen Strahlungsgürtels der Erde (unterhalb der Untergrenze des inneren Gürtels) aus.

Am 18. Dezember 1962 gelangte von einer Blue-Scout-Rakete gestartete **Transit 5 A** auf seine Flugbahn. Die anfänglichen Elemente betrugen:

Bahnneigung	i =	90°,62	Perigäum	h_p =	706 km
Umlaufzeit	P =	99^m,15	Apogäum	h_a =	742 km

Bei diesem von Point Arguello aus aufgelassenen Satelliten, der die astronomische Bezeichnung 1962 Beta-Phi erhielt, sollte die Frequenz von 150 und 400 MHz für die Bestimmung der Doppler-Kurve benutzt werden. Der Kommando-Empfänger des Satelliten versagte aber bereits nach einem Tag, so daß alle mit Transit 5 A vorgesehenen Erprobungen ausfallen mußten.

Transit 5 A mit seinem Gewicht von 61 kp war bereits ein Satellit, bei dem das System der Stabilisierung der räumlichen Lage durch den Gradienten der Erdgravitation wirksam werden sollte. Wegen des Ausfalls der Sendeanlage konnte dieses Experiment nicht ausgeführt werden.

Unter der Bezeichnung 1963–38 A wurde bei dem Start eines militärischen Geheimsatelliten der USA am 28. September 1963 mit einer Thor-Able-Star-Rakete von der Vandenberg-Air-Force-Base der letzte der bisher bekannten Transit-Satelliten auf die Bahn gebracht. Die anfänglichen Werte der Flugbahn betrugen:

Bahnneigung	i =	89°,86	Perigäum	h_p =	1071 km
Umlaufzeit	P =	107^m,13	Apogäum	h_a =	1120 km

Wie aus dieser nur kurzen Darstellung über die Entwicklung des Transit-Navigations-Systems zu ersehen ist (bei den letzten Transit-Satelliten werden die Informationen in der Fachliteratur immer spärlicher), hat es den Anschein, als wolle man ständig dieses System verbessern und verändern. Auch diese Tatsache macht die oben aufgestellte Behauptung, daß dieses System auch für militärische Zwecke noch nicht voll einsatzfähig ist, sehr wahrscheinlich. Die anfangs kurz angedeuteten Schwierigkeiten, die vor allem im apparativen Aufwand zu suchen sind, lassen eine Übernahme dieses Systems für zivile Zwecke – speziell auch für den Zivil-Luftverkehr – unwahrscheinlich werden.

In der neueren Zeit ist möglicherweise aus diesem Grunde von der NASA eine Ausschreibung über Vorschläge für einfachere und vor allem für zivile Zwecke ohne große apparative und damit finanzielle Aufwendungen zu realisierende Navigations-Satelliten-Systeme erfolgt. Von erfolgversprechender praktischer Bedeutung dürfte ein von General Electric vorgeschlagenes System sein. Dieses baut auf dem oben erwähnten SECOR-System auf.

Als Bedingung war von der NASA gestellt worden:

1. dieses System muß von Schiffen, normalen Flugzeugen und strahlgetriebenen Flugzeugen benutzt werden können,
2. die Genauigkeit der Positionsbestimmung muß mindestens $\pm$ eine halbe Seemeile betragen.

Neben Westinghouse wurde von General Electric ein relativ einfaches und für die „Benutzer" billiges System vorgeschlagen. Dieses System soll kurz ohne technische Details beschrieben werden.

Der Hauptaufwand bei diesem System liegt in sechs Bodenstationen, die in folgenden Orten vorgeschlagen werden: London, La Plata (Argentinien), San Diego (Californien), Neuseeland, Japan und Madagaskar. Ferner müßten etwa alle zwei Jahre neue Satelliten für dieses System gestartet werden.

Bei vier Starts von Erdsatelliten sollen jeweils 6 einzelne Körper mit Hilfe einer Atlas-Agena-Rakete auf die Bahn gebracht werden. Die Starts sollen so erfolgen, daß sich die Knotenlängen dieser jeweils gleichzeitig gestarteten 6 Satelliten um 90 Grad unterscheiden.

Voraussetzung für dieses Satelliten-Navigations-System ist, daß der Benutzer jeweils zwei Satelliten gleichzeitig über dem Funkhorizont beobachten kann. Man schlägt deshalb eine mittlere Bahnhöhe von rund 10 000 km vor, bei einer Bahnneigung von 51°. (Letzeres deshalb, weil die Hauptverkehrsstraßen auf der Erde kaum geographische Breiten von 60° überschreiten. Man geht natürlich hierbei von den Verhältnissen der westlichen Welt aus.)

Die 6 Bodenstationen haben als erstes die Aufgabe, sehr exakt die Bahnen der Satelliten zu bestimmen. Bahnänderungen der Satelliten müssen dabei ständig allgemein bekanntgemacht werden, und zwar so, daß jeder Benutzer – vor allem Schiffe, die längere Zeit unterwegs sind – ständig in die Lage versetzt sind, die realen und geltenden Bahnwerte zu erhalten.

Voraussetzung für eine erfolgreiche Positionsbestimmung nach diesem System ist, daß sowohl die jeweils nächste Bodenstation als auch der Benutzer zwei der Satelliten dieses Systems funktechnisch erreichen kann. Die Bodenstation sendet digitale Impulse und Entfernungsmeßimpulse mit einer Millisekunde Abstand an die beiden Satelliten. Die Satelliten ihrerseits strahlen diese Impulse durch einen Wiederholungssender (Vergleich System SECOR) wiederum ab. Die Empfangsanlage des Benutzers nimmt diese Entfernungsmeßimpulse auf, um sie augenblicklich wieder auf dem Umweg über den Satelliten an die Bodenstation mit Hilfe der vorhandenen Sendeanlage zurückzugeben.

Die hochempfindliche elektronische Apparatur der Bodenstation ist nun in der Lage, aus dem zeitlichen Unterschied der über den Satelliten zum Empfänger gesendeten Signale und den zurückkommenden Signalen den wahren Abstand des Benutzers von dem Satelliten zu bestimmen. Das gleiche geschieht mit dem eine Millisekunde später angestrahlten zweiten Bezugssatelliten. Aus den Entfernungen des Benutzers von dem Satelliten und der bekannten Position des Satelliten läßt sich um den „Subsatellitenpunkt" mit der bekannten Entfernung ein Kreis ziehen. Das gleiche gilt für den zweiten Satelliten. Die zwei Schnittpunkte der beiden werden dem Navigator des Benutzers (Schiff oder Flugzeug) mitgeteilt. Dieser wird sofort in der Lage sein, zu entscheiden, welcher der beiden Schnittpunkte für ihn als Position in Frage kommt, da er durch andere Navigationsmittel seine ungefähre Position kennt. Die Übertragung der Position von der Bodenstation erfolgt dabei auf dem üblichen funktechnischen Wege.

Nach den bisherigen Studien über dieses System soll es möglich sein, bei Flugzeugen auch die jeweilige Flughöhe bei der Positionsbestimmung mit einzukalkulieren, etwas, was z. B. beim Transit-System einige Schwierigkeiten bereiten würde.

Ferner ist es möglich, daß der Benutzer den Intervall der einzelnen Positionsmessungen selbst bestimmt. Man glaubt dabei, daß als Maximum für Überschall-Flugzeuge Positionsbestimmungen mit 4 Minuten Abstand (zivilen Luftverkehr vorausgesetzt), für den normalen Flugverkehr im Unterschallbereich Positionsbestimmungen von 7 Minuten Abstand und für Überwasserschiffe Positionsbestimmungen von 1 Stunde Unterschied ausreichen. Nach den bisherigen Annahmen glaubt man unter Verwendung elektronischer Rechenhilfsmittel in den projektierten 6 Bodenstationen den maximal notwendigen Intervall von 4 Minuten für eine größere Zahl von Benutzern einhalten zu können.

Auch apparativ meint man relativ günstige Verhältnisse zu erreichen. Nach dem bisherigen Stadium der Ausarbeitung dieses Projektes würde z. B. eine Flugzeugausrüstung für ein derartiges Navigationssystem im Gewicht bei etwa 20 kp liegen und ihr Energieverbrauch würde 200 W nicht überschreiten. Auch die Antennen dürften wegen der hohen Frequenz nur geringe Ausmaße bis zu maximal 25 cm haben.

Die Kosten für eine Benutzeranlage werden mit 2000 Dollar angegeben. Es hat den Anschein, als würden speziell diese Kosten bei den Veröffentlichungen über dieses Projekt bewußt sehr niedrig angesetzt.

Als Satelliten sieht man gravitationsstabilisierte dreikantprismaförmige Körper vor, die jeweils ein Gewicht von 68 kp haben.

Nimbus A 1

HORST HOFFMANN

Am 28. August 1964, um 12.57 Uhr PDT, wurde von der Pacific Missile Range in Point Arguello, Californien, der Wettersatellit Nimbus A 1 gestartet. Nach 8 Tiros-Satelliten ist Nimbus A 1 der neunte amerikanische Wettersatellit. Ursprünglich sollte er bereits vor drei Jahren gestartet werden, er wurde jedoch erst in diesem Jahr zu Ende entwickelt. Nimbus A 1 erreichte mit einer Bahnneigung von 99 Grad eine fast polare Umlaufbahn, sein Perigäum liegt bei 504 Kilometern, sein Apogäum bei 1046 Kilometern. Die Umlaufzeit beträgt 99 Minuten. Nimbus A 1 umkreist die Erde täglich vier-

zehnmal. Der Start erfolgte mit einem Trägerraketensystem vom Typ Thor-Agena B. Der Satellit selbst, der von der General Electric gebaut wurde, erinnert in seinem Aussehen an eine Boje mit gespreizten Flügeln. Die Höhe des Satelliten beträgt 3,05 m, der größte Durchmesser 3,35 m, die beiden Flügel haben eine Größe von je 0,85×0,91 m. Das Gewicht von Nimbus A 1 liegt bei 376,4 kp.

Die Ausrüstung des Wettersatelliten Nimbus besteht aus sieben Nickel-Cadmium-Batterien, elftausend Solarzellen, drei Kamerasystemen vom Typ Advanced Vidicon Camera System (AVCS), einer automatischen Bildübertragung — Automatic Picture Transmission (APT), einem Infrarot-Radiometer — High Resolution Infrared Radiometer (HRIR).

Die polare Umlaufbahn und die Erdrotation ermöglichen es den Kamerasystemen von Nimbus A 1, täglich mehr als 2000 Fotos aufzunehmen und zur Erde zu übermitteln. Nimbus ist der bisher größte und weitentwickeltste amerikanische Wettersatellit. Sein Vorteil gegenüber den Tiros-Satelliten besteht vor allem darin, daß er in allen drei Achsen stabilisiert ist und seine Kameras ständig erdwärts gerichtet sind. Diese Stabilisierung ist das Ergebnis einer Infrarot-Steuerung, die auf die Wärmeausstrahlung der Erde anspricht. Allein die Tatsache der ständig erdwärts gerichteten Kameras ermöglicht es Nimbus A 1, 4—5mal mehr Fotoaufnahmen von der Wolkendecke der Erde zu machen als die Tiros-Satelliten. Ein weiteres Plus ist die Größe und das Gewicht von Nimbus, die es gestatten, einen Satz Tageslichtkameras und genügend Batterien für den Sender unterzubringen. Die Sendeleistung von Nimbus A 1 ist mit 450 Watt 22mal größer als die Sendeleistung der Tiros-Satelliten mit 20 Watt. Beides ermöglicht es Nimbus A 1, Fotoaufnahmen zu machen, die fünfmal klarer sind als die besten Aufnahmen der Tiros-Satelliten.

Das Gebiet der Erde, das Nimbus überbrückt, hat eine Breite von 2400 km. Da der Satellit für einen Umlauf 99 Minuten benötigt, kann er jedes Gebiet der Erde fast zweimal täglich fotografieren. Das Infrarot-Radiometer gestattet Aufnahmen der dunklen Oberfläche der Erde. 1961 gelang es Tiros 3, zum ersten Mal den Hurrican „Esther" zu fotografieren. Der gefährliche tropische Sturm wurde mehrere Tage früher entdeckt, als das mit erdgebundenen meteorologischen Methoden oder mit Ballons bzw. mit Wetterfliegern möglich ist. Bisher war kein Wettersatellit in der Lage, eine ständige und gründliche Wetterbeobachtung der Pole, ausgedehnter Wüsten und der Meere auf der Südhalbkugel der Erde vorzunehmen. Die Meteorologen sind aber der Ansicht, daß gerade diese Gebiete einen bedeutenden Einfluß auf die Wetterbildung haben.

Die Gesamtmittel, die das Nimbus-Programm bisher benötigte, betragen ungefähr über 100 Millionen Dollar. Jeder, der sich in der Lage fühlt, eine entsprechende Bodenstation einzurichten, kann die Bilder der Kamera-Systeme von Nimbus A 1 empfangen. Ein solches Bodenempfangsgerät, das bereits von WLAC—TV in Nashville entwickelt wurde, kostet 32 000 Dollar. Ein solches Gerät kann die Wetteraufnahmen von Nimbus empfangen, wenn der Satellit den Standort der Bodenstation überfliegt. Schon am ersten Tag gewann Nimbus 2000 Aufnahmen, die er an die Bodenstationen Grilmore Creek, Alaska, und Rosman, Nordkarolina, übermittelte.

Die bisher veröffentlichten Aufnahmen von Nimbus A 1 sind von hoher Qualität. Es existieren ausgezeichnete Aufnahmen des stiefelförmigen Kontinents von Italien, des Inselgebietes Mocambique, der Straße von Gibraltar und der Britischen Inseln, um nur einige Beispiele zu nennen. Am 5. September 1964 gelang es Nimbus bei Tag und am 9. September 1964 bei Nacht, den Hurrican „Dora" zu fotografieren.

Der Leiter des Nimbus-Projektes, Harry Press, erklärte: Ich will nicht behaupten, daß ein Nimbus-Satellit bereits die Arbeit von tausenden meteorologischen Bodenstationen übernehmen kann, jedoch haben die meteorologischen Satelliten heute einen Entwicklungsstand erreicht, daß eine solche große Aufgabe zu übernehmen, durchaus möglich wird.

Vom Wirkungsquantum zum Sternspektrum

Dipl.-Phys. DIETER HERRMANN

3. Astrophysik und Sternspektren

Fortsetzung 2

Die Erforschung der Physik des Kosmos gründet sich im wesentlichen auf spektralanalytische, photometrische und radioastronomische Untersuchungen. Von Astrophysik konnte daher erst die Rede sein, nachdem Zöllner um die Mitte des vorigen Jahrhunderts das erste brauchbare Photometer geschaffen hatte und Kirchhoff und Bunsen die Entdeckung der Spektralanalyse gelungen war. Nahezu ein Jahrhundert hindurch gründete sich jeder Triumph astronomischer Forschung fast ausschließlich auf die Anwendung von Fotometrie und Spektralanalyse. Die erste weitreichende Konsequenz spektralanalytischer Arbeiten in der Astronomie war die Einführung einer Spektralklassifikation durch Secchi 1868 und wenig später auch durch den Potsdamer Astronomen Vogel. So gelang zunächst, eine Ordnung und Sortierung des mannigfachen und vielgestaltigen Materials, allerdings – wie meist bei Klassifikationen – hauptsächlich nach Gesichtspunkten des äußeren Erscheinungsbildes. Glücklicherweise erwies sich diese Sortierung später größtenteils auch als physikalisch sinnvoll.

Die heute übliche Harvard-Spektralklassifikation bezeichnet die jeweilige Spektralklasse durch einen großen Buchstaben, dem je nach der Stellung des individuellen Spektrums innerhalb der Klasse ein Index zwischen 0 und 9 beigegeben wird. Unter Berücksichtigung der ungleichen Häufigkeitsverteilung der Spektralklassen auf die Sterne – die Klassen R, N und S sind außerordentlich selten vertreten – unterscheidet man eine Hauptfolge der Spektraltypen und zwei Nebenfolgen. Die Hauptfolge und die zwei Nebenfolgen werden gewöhnlich als eine Kette mit zwei seitlichen Verzweigungen dargestellt:

Um einen Eindruck von der ungleichen Häufigkeitsverteilung zu geben, sei hier vermerkt, daß etwa 99 Prozent aller Sterne den Spektralklassen B bis M angehören, während fast alle übrigen Sterne auf die Klassen W und O entfallen. Klassifikationen der Sterne bis zur Helligkeit 11.^{m}5 enthalten nur wenige hundert Sterne der Klassen der Nebenfolgen. Eine Sonderstellung nehmen die äußerst seltenen, in ihrer Häufigkeit etwa gleichberechtigten Spektralklassen Q und P ein. Hierbei handelt es sich nämlich um die Novae und die Planetarischen Nebel. Kosmogonische Vorstellungen früherer Jahre führten zu der Bezeichnung „frühe Spektraltypen" für Sterne der Klassen P–FO und „mittlere Spektraltypen" für Sterne der Klassen FO–G5, während die folgenden mit der Benennung „späte Spektraltypen" bedacht wurden. Diese Bezeichnungen sind auch heute noch üblich, jedoch verbindet sich damit keine bestimmte Vorstellung vom Entwicklungsgang der Sterne mehr.

Bald wurde jedoch klar, daß die Sternspektren durch die Angabe der Spektralklasse noch nicht ausreichend charakterisiert waren. Vielmehr zeigten die Spektren der gleichen Spektralklasse noch so starke individuelle Unterschiede, daß man sich genötigt sah, eine weitere Angabe zu machen, um zu einer eindeutigeren Aussage zu kommen. Diese Zusatzangabe – historisch wieder vom Erscheinungsbilde des Spektrums bestimmt – gibt die Zugehörigkeit des betreffenden Objekts zu einer der fünf Leuchtkraftklassen an. So fügt man dem Spektraltyp z. B. eine der römischen Ziffern I–V an, die folgende Bedeutung haben: I = Überriesen, II = helle Riesen, III = Riesen, IV = Unterriesen, V = Zwerge. Damit ist gleichzeitig die Stellung des klassifizierten Objekts im Hertzsprung-Russel-Diagramm gekennzeichnet. Die Leuchtkraft eines Sternes, d. h. die pro Zeiteinheit ausgestrahlte Energie, kann aus dem Spektrum des betreffenden Sterns ermittelt werden. Zum Beispiel wächst die Leuchtkraft eines Sternes mit seiner Oberfläche, während gleichzeitig die Linienstärken variieren. Denn die Intensität einer bestimmten Linie eines Spektrums wird weitgehend von der Zahl der diese Linie emittierenden Atome bestimmt, wobei allerdings der Ionisationsgrad dieser Atome eine Rolle spielt, weil der Ionisationsgrad entscheidend für die Emissionsfähigkeit des entsprechenden Atoms ist. Bei Sternen mit großen Durchmessern z. B. nimmt nun die Schwerebeschleunigung ab und der Ionisationsgrad zu. Dadurch ist ein meßbarer Zusammenhang zwischen der Leuchtkraft und dem Spektrum gegeben, der in der üblichen Spektralklassifikation allerdings noch keinen Ausdruck findet und also zusätzlich angegeben werden muß.

Die Spektralklassifikation erhielt ihre eigentliche Bedeutung jedoch erst, als man die Entstehung der Spektren zu erklären imstande war und also umgekehrt aus den vorgefundenen Sternspektren auf die an ihrer Entstehung beteiligten Prozesse schließen konnte, kurz: als sich mit der Klassifikation eine physikalische Vorstellung verband. Diese Entwicklung begann mit der Entdeckung des Strahlungsgesetzes durch Planck, das damit zugleich eine neue Etappe der Astrophysik einleitete.

Da die Fixsterne in grober Näherung das Spektrum eines Schwarzen Strahlers emittieren, genügt die Energieverteilung im Sternspektrum weitgehend dem Planckschen Strahlungsgesetz

$$E(\lambda) = \frac{c^2 \cdot h}{\lambda^5} \cdot \frac{1}{e^{\frac{c \cdot h \cdot k}{\lambda T}} - 1}$$

Hier bedeuten:

- $E(\lambda)$ das wellenlängenabhängige Emissionsvermögen,
- c die Lichtgeschwindigkeit,
- h das Plancksche Wirkungsquantum,
- k die Boltzmann-Konstante,
- λ die Wellenlänge,
- T die absolute Temperatur.

Nach diesem Gesetz entspricht einer bestimmten Temperatur des Strahlers für eine bestimmte Wellenlänge ein definiertes Emissionsvermögen und also eine charakteristische Intensität. Wie beim Schwarzen Strahler verschieben sich die Maxima der Energiekurven mit wachsenden Temperaturen zu kürzeren Wellenlängen hin (Abb. 1 auf S. 160). Die Intensitätsmaxima in den Spektren der frühen Spektraltypen werden also bei kürzeren Wellen liegen als die der späten Typen, da die Klassifikationsreihe eine Typisierung nach fallenden Temperaturen hin darstellt.

Da die Intensitätsverteilung der Sternspektren mittels photometrischer Methoden relativ leicht zu ermitteln ist, bietet sich hier eine Methode zur Bestimmung der Sterntemperaturen an. Weil es sich bei den Fixsternen jedoch um Objekte mit großen

Abweichungen vom thermischen Gleichgewicht handelt, ist die Definition einer für den ganzen Stern gültigen Sterntemperatur nicht ohne weiteres möglich. Deshalb führte man verschiedene Temperaturdefinitionen ein, die jeweils aus der Methode hergeleitet sind, nach der die Temperatur bestimmt wird. Für Fixsterne läßt sich ohnehin nur die Temperatur derjenigen Teile bestimmen, die unmittelbar mit den optischen Instrumenten erfaßt werden können, also der Sternoberflächen. Temperaturen des Sterninnern werden deshalb ausschließlich auf der Grundlage theoretischer Überlegungen angegeben und setzen umfangreiche Kenntnisse über den Aufbau der Sterne voraus.

Als Oberflächentemperatur eines Sternes definiert man diejenige Temperatur, die ein Schwarzer Strahler mit der gleichen Intensitätsverteilung besitzt. Kennt man diese Intensitätsverteilung, so ist damit auch die Kenntnis der Oberflächentemperatur verbunden. Nun wird aber durch die Intensitätsverteilung ganz wesentlich die Farbe eines Sternes bestimmt, denn je nach der Lage des Maximums der Intensität im Spektrum wird die Farbe des jeweiligen Sternes für das Auge erscheinen. Man bezeichnet daher diese Art der Sterntemperatur sinnfällig auch als die Farbtemperatur des Sternes. Gleichzeitig ist damit die Methode ihrer Bestimmung angegeben und von anderen Temperaturen abgegrenzt. Denkt man sich den Spektralbereich, aus dessen Intensitätsverteilung die Temperatur gemessen wird, als unendlich schmal, so geht die Farb-

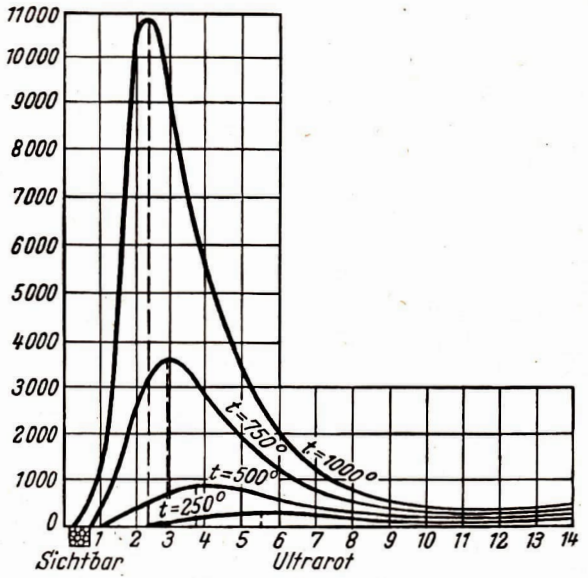


Abb. 1. Intensitätsverteilung für verschiedene Temperaturen eines schwarzen Strahlers

temperatur in die Gradationstemperatur des Sternes über, die nun allerdings eine unmittelbare Funktion der Wellenlänge ist. Ein Stern besitzt demnach die Gradationstemperatur T, wenn der Gradient der Energiekurve bei der jeweiligen Wellenlänge mit demjenigen eines Schwarzen Strahlers bei derselben Wellenlänge übereinstimmt. Von den Schwierigkeiten der Temperaturbestimmung sei hier nur das Problem des Anschlusses der jeweils gemessenen Intensitätsverteilungen an die des Schwarzen Strahlers erwähnt. Diese Schwierigkeiten entstehen hauptsächlich dadurch, daß das Sternlicht, ehe es zur Auswertung kommen kann, dem verzerrenden Einfluß der irdischen Atmosphäre ausgesetzt ist, der noch dazu von so vielfältigen Parametern abhängig ist, daß man ihn unmöglich exakt übersehen kann. Hinzu kommt die Verzerrung des wirklich emittierten Spektrums durch die Beobachtungsapparatur selbst, die jedoch leichter berücksichtigt werden kann, weil ja das Licht des Schwarzen Strahlers den gleichen Veränderungen unterliegt, während man die wirklich zu erwartende Intensitätsverteilung aus der Theorie genau kennt. Vergleiche der Intensitätsverteilung von Sternspektren mit der eines Schwarzen Strahlers sind nur bei einer geringen Zahl von Sternen gelungen, die als „Standard-Sterne" für den Anschluß weiterer Sterne von höchster Wichtigkeit sind.

In der Möglichkeit der Temperaturbestimmung kosmischer Objekte besteht die wichtigste Bedeutung des Planckschen Strahlungsgesetzes für die Astrophysik. Daneben gestattet die Kenntnis des Strahlungsgesetzes aber auch die Ermittlung einer ganzen Reihe anderer Größen, die sich im Spektrum der Sterne ausdrücken. Weiter erlaubt das Strahlungsgesetz aber auch die Deutung vieler spektraler Vorgänge, die uns zahlreiche andere Kenngrößen aus der Welt des Kosmos vermitteln.

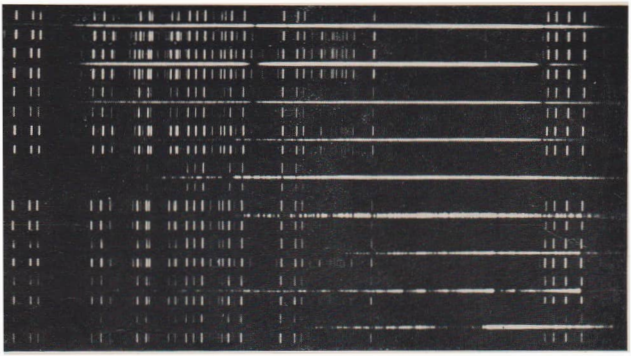
Doch wesentliche Aufschlüsse über die Natur kosmischer Gebilde verdankt die Astrophysik auch der Theorie der Sternspektren, die sich im Gefolge der Planckschen Entdeckung über den Quantelung der Energie entwickelte. Ein besonders eindrucksvolles Beispiel hierfür stellt die Ende der zwanziger Jahre dieses Jahrhunderts diskutierte Nebulium-Hypothese dar.

Das Studium der Nebelspektren hatte gelehrt, daß das Leuchten der Nebel auf zwei grundsätzlich verschiedene Arten hervorgerufen wird: einmal durch Reflexion des Lichtes umgebender Sterne hauptsächlich an der staubförmigen Komponente des Nebels und zum andern durch Emission der gasförmigen Komponente. Zwischen dem typischen Emissionsspektrum des Nebels und dem Spektrum des die Emission anregenden Sternes besteht dabei eine enge Korrelation. Zunächst ist festzustellen, daß lediglich die sehr heißen Sterne früher Spektraltypen überhaupt in der Lage sind, Nebelemission anzuregen, denn nur sie emittieren im ultravioletten Teil ihres Spektrums eine genügend große Energie. Diese wiederum muß in der Größenordnung der Ionisierungsenergie der Nebelatome liegen, um die verschiedenen Anregungszustände in ihnen hervorzurufen. Dies ist für Sterne der mittleren und späten Spektralklassen nicht der Fall. Der Zusammenhang zwischen dem Nebel- und dem „induzierenden" Sternspektrum ist dadurch gegeben, daß Sterne des Typs B 1 zum Beispiel ein kontinuierliches Nebelspektrum mit Absorptionslinien hervorrufen, Sterne des Typs BO ein kontinuierliches Spektrum mit deutlichen Emissionslinien und Sterne des O-Typus schließlich ein reines Emissionsspektrum mit sehr intensiven Linien. Monochromatische Fotografien der einzelnen Nebel demonstrieren die starken lokalen Intensitätsschwankungen der verschiedenen Linien innerhalb des Nebels. Diejenigen Linien, die von den Nebeln zu erwarten sind, lassen sich auf Grund der Spektren der von ihnen umhüllten Sterne berechnen, wenn man bestimmte Nebelzusammensetzungen annimmt. Die Spektralanalyse der Nebel zeigte in der Tat eine ganze Reihe der erwarteten und aus irdischen Spektren her bekannten Linien, die also auch bekannten Elementen zugeordnet werden konnten. Die Linien der Balmer-Serie des Wasserstoff-Spektrums zum Beispiel waren mit großer Intensität ausgebildet, ebenso einige Linien des Ortho- und Parheliums und — mit schwächerer Intensität — mehrere Linien des Kohlenstoff-Funkenspektrums. Es zeigte

sich nun jedoch, daß darüber hinaus auch Linien beachtlicher Intensität auftraten, die in keinem Zusammenhang zu irgendwelchen bekannten Spektren zu stehen schienen. So kam man zu der Auffassung, daß die Nebel ein auf der Erde noch nicht bekanntes Element, das sogenannte „Nebulium" enthalten müßten. Allerdings war die Anzahl der „Nebulium-Linien" recht gering: einigen Tausend bekannten und wohl definierbaren Linien standen nur etwa 120 unbekannte Linien gegenüber. Gegen die Nebulium-Hypothese sprach die Tatsache, daß die Elemente-Verteilung, wie wir sie von Erde und Sonne her kennen, in fast gleicher Weise auch in allen Sternen vorherrscht, so daß ein merklicher „Nebulium"-Anteil in den Nebeln zumindest sehr verwundert hätte. Hinzu kam, daß die Atomtheorie anschaulich gemacht hatte, daß die Spektren in außerordentlicher Vielfalt auftreten können und keineswegs ein bestimmtes Element nur ein bestimmtes Spektrum besitzt. Im Gegenteil: das Aussehen des Spektrums wird stark bestimmt vom Ionisierungszustand des emittierenden Atoms. So hielt man der Nebulium-Hypothese entgegen, daß die unbekannten Linien durchaus von bekannten Elementen mit hohen Ionisierungsgraden herrühren könnten, zumal in den Nebeln geringe Dichten mit hohen Temperaturen verbunden, und damit hochionisierte Zustände sehr wahrscheinlich sind. Die Lösung des Nebulium-Problems wurde 1927 von J. S. Bowen gefunden. Er stellte fest, daß die Nebulium-Linien durchaus bekannten Elementen, nämlich dem Stickstoff und dem Sauerstoff, zugehörig waren. Er konnte zeigen, daß die Entstehung dieser Linien mit den besonderen kosmischen Bedingungen zusammenhängt und diese Linien in irdischen Experimenten deshalb noch nicht nachgewiesen werden konnten. Bowen konnte untermauern, daß der Entstehung der Linien „verbotene" Übergänge zugrundeliegen, wie sie ihren theoretischen Ausdruck in den Auswahlregeln finden. Erinnert sei in diesem Zusammenhang an das Termschema des Heliumatoms mit seinem Singulett-Termsystem (Orthohelium) und seinem Triplett-Termsystem (Parhelium), siehe Heft 4, Seite 115, Abb. 3.

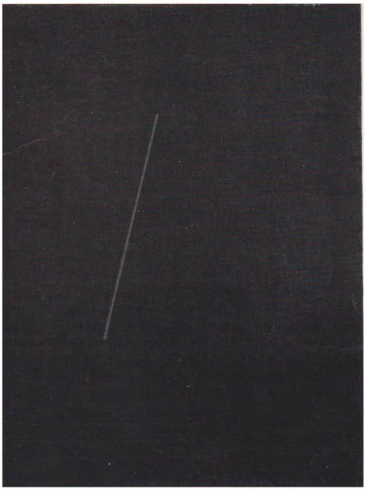
Der tiefste Zustand des Triplett-Systems (2^3S) liegt weitaus höher als der tiefste Zustand des Singulett-Systems (1^1S). Dennoch gibt es im Helium-Spektrum keine Linie, die dem Übergang $2^3S \rightarrow 1^1S$.) entspräche. Solche Interkombinationen sind nach den Auswahlregeln „verboten". Zustände, die eine Anregung aufweisen, ohne durch Kombination mit dem Grundzustand ihre Energie abgeben zu können, heißen metastabil. Beim Helium ist zum Beispiel wegen $\Delta l = \pm 1$ auch der Zustand 2^1S metastabil. Die Lebensdauer der metastabilen Zustände ist sehr viel größer als die der normal angeregten Zustände. Unter Laboratoriumsbedingungen finden innerhalb der Lebensdauer der metastabilen Zustände soviele Zusammenstöße mit anderen Atomen statt, daß ausreichende Möglichkeiten der Energieabgabe ohne Lichtemission besteht. Im Kosmos jedoch, bei so außerordentlich geringen Dichten, wie wir sie in den Nebeln antreffen, finden Zusammenstöße nur noch selten statt, so daß die Abgabe der Energie auf dem Wege der Lichtemission erfolgen kann. Der zeitliche Abstand zweier Zusammenstöße ist wegen der ungewöhnlich großen mittleren freien Weglängen größer als die Lebensdauer der metastabilen Zustände. So konnte Bowen die Nebulium-Linien als die „verbotenen" Linien des O^+, O^{++} und N^+ identifizieren. Später zeigte sich, daß eine Fülle rätselhafter Linien als Folge der besonderen kosmischen Bedingungen den unter irdischen Bedingungen nicht auftretenden „verbotenen" Linien entsprechen.

So führt uns ein, die Phämomene verbindender Pfad von den ersten Anfängen der Quantentheorie am Beginn unseres Jahrhunderts bis in die Gefilde der modernen Astrophysik hinein. Die Quantentheorie bestätigt ihre Rolle als Deuter und Erklärer nicht nur des Mikrokosmos sondern auch der uns umgebenden kosmischen Fernen, denen das mikrokosmische Geschehen sein Gepräge gibt.



Oben: Sternspektren von Sternen verschiedener Temperaturen und Intensitätsverteilungen.

Links: Interferenzfoto eines Fotoobjektives 1:3,5 – f = 5 cm. Diese Interferenzaufnahme zeigt den Korrektionszustand (sphär. Strahlenvereinigung) dieses Objektives. In der Mitte (wirksame zentrale Zone) ist eine sehr gute sphär. Strahlenvereinigung festzustellen. Die zweite wirksame Zone ist ebenfalls noch gut. Die Randpartien zeigen einige Unregelmäßigkeiten. Im allgemeinen ist dieses System gut korrigiert, eine Schliere im Gesichtsfeld.



Echo 2 am 11. März 1964
$0^h00^m17{,}4^s$.

XV. INTERNATIONALER ASTRONAUTISCHER KONGRESS IN WARSCHAU 1964

Oben: Plenarsitzung der JAF.

Unten und links unten:
Mitglieder des Präsidiums der Deutschen Astronautischen Gesellschaft und Vertreter der Presse im Gespräch mit Prof. Ari Sternfeld.

An den Funkempfangsgeräten der Satellitenbeobachtungsstation der Deutschen Astronautischen Gesellschaft.

Geometrische und Wellenoptik in der Astronomie

Interferenzerscheinungen des Lichtes

Ing. MAX RÖTSCH

Fortsetzung 6

1. Interferenz von Lichtstrahlen in der Natur und im täglichen Leben

Interferenzerscheinungen von Lichtstrahlen begegnen uns oft in der Natur und auch im täglichen Leben. Die bekannte bunte Färbung beispielsweise von Seifenblasen, das bunte Schillern einer auf Wasserpfützen oder Gewässern ausgebreiteten Ölschicht oder das Auftreten von Farben an Sprungstellen farbloser Gläser, sind derartige Interferenzerscheinungen der Lichtstrahlen. Weitere interessante Beispiele kann man selbst geben, wenn man auf eine ebene Spiegelglasplatte eine schwach gewölbte konvexe Linse, beispielsweise ein schwaches Brillenglas von etwa 4 cm Brennweite auflegt. Man kann beobachten, wie sich der Berührungspunkt beider Gläser mit einem System von konzentrisch buntgefärbten kreisförmigen Ringen umgibt. Beleuchtet man statt mit natürlichem Licht mit Natriumlicht, so verwandeln sich die Farbringe in ein System von zahlreichen hellen und dunklen Ringen. Das Auftreten von farbigen bzw. hellen und dunklen Interferenzstreifen kann man auch beobachten, wenn Licht auf ein dünnes Blättchen eines durchsichtigen Mediums trifft, dessen Brechungsindex n von dem der Umgebung verschieden ist. Diese Erscheinung nennt man in der Optik „Farben dünner Blättchen". Sie wurde erstmalig von Newton entdeckt und wissenschaftlich untersucht. Farbige Interferenz-Ringe oder -Streifen entstehen bei Anwendung von natürlichem Licht (weißes Licht). Begründet ist diese Farberscheinung dadurch, daß das Streifen- bzw. Ringsystem für jede andere Wellenlänge eine andere Breite hat, die verschiedenen einfarbigen Erscheinungen sich also überlagern, sie interferieren. Liegen die Interferenz-Streifen oder -Ringe sehr nahe beieinander, so beobachten wir nur die farbigen Ränder derselben. Ist dagegen die Entfernung der Streifen oder Ringe groß voneinander, so löst sich jeder helle Streifen oder Ring in ein vollkommenes Spektrum auf.

2. Entstehung von Interferenz-Erscheinungen der Lichtstrahlen

Das Zustandekommen von Interferenz bei der Überlagerung von kohärenten — also aus dem gleichen Ort der Lichtquelle stammenden und im gleichen Schwingungszustand befindlichen — Lichtstrahlen, ist seit langem bekannt. Interferenz von Lichtstrahlen erhält man — einfach ausgedrückt — dadurch, daß man einem Lichtstrahl bestimmte Hindernisse in seiner Ausbreitungsrichtung in den Weg legt. Durch die Hindernisse wird der Lichtstrahl geteilt und dann wieder zusammengeführt. Die Wand, auf die der Lichtstrahl fällt, erscheint nicht gleichmäßig erleuchtet, sondern bietet ein Bild von sich ablösenden hellen und dunklen Streifen. Die Hindernisse dienen lediglich zur Aufspaltung und darauf folgenden Zusammenführung der Lichtstrahlen. Wenn nun durch die Hindernisse eine Gangdifferenz der Lichtwellen entsteht und bei der Überlagerung Berge und Täler aufeinander folgen, so löschen sich die Wellen an diesen Stellen aus. In diesem Falle kann Licht mit Licht vereinigt, Dunkelheit erzeugen. Zum Entstehen von dauernd beobachtbaren Interferenzerscheinungen ist das Vorhandensein phasenverschobener kohärenter Wellenzüge erforderlich. Bei einem großen elektromagnetischen Sender z. B. sind Wellen von beliebiger Energie nach beliebiger Richtung

und über beliebige Zeit kohärent, wie es auch Wellen sind, die von einer dauernd erregten Stimmgabel ausgehen. Bei einer Lichtquelle wie der Sonne, ist jeder einzelne der ausgestrahlten Wellenzüge in sich kohärent, d. h. zusammenhängend. Es kann also nur Licht, das von ein und demselben Punkt der Lichtquelle – wahrscheinlich von einem einzigen Atom oder Molekül – ausgeht, kohärent sein. Auf Grund dieser Annahme leitet sich der Gedanke aller Versuchsanordnungen zur Darstellung interferenzfähiger kohärenter Lichtwellen her: man teilt jede von e i n e r Lichtquelle stammende Welle durch geeignete Vorrichtungen in 2 Wellen und bringt diese zur Überlagerung. Der bekannteste Versuch stammt von Fresnel. Er benutzte 2 Spiegel, die wenig gegeneinander geneigt waren und eine Lichtquelle. In Abb. 1 sind S_1 und S_2 die beiden Spiegel. L ist ein Spalt, durch den die Lichtstrahlen auf die Spiegel geworfen werden. Die von beiden Spiegeln S_1 und S_2 reflektierten Strahlen – sie kommen vom Spalt L – verhalten sich so, als ob sie von beiden virtuellen Spiegelbildern L_1 und L_2 herrührten. Sie haben gegenüber zwei beliebigen Lichtquellen die fundamental andere Eigenschaft, kohärentes Licht auszusenden. Die beiden Strahlenbüschel durchkreuzen sich in dem ihnen gemeinsamen Gebiet ähnlich, wie zwei Wellensysteme bei dem Versuch mit Wasserwellen. Zum Verständnis des letzteren Versuches sei noch folgendes ergänzend hinzugefügt: Stehen wir auf einer Brücke und werfen zwei kleine Steinchen dicht nebeneinander in das Wasser, so können wir beobachten, daß jede Einwurfstelle der Ausgangspunkt von Wasserwellen ist. Beide Wellensysteme überlagern sich und zeigen eine Interferenz, ähnlich wie es der Fall bei Lichtwellen ist. Bemerkenswert ist es, daß bei allen Interferenzerscheinungen, mögen sie noch so kompliziert erscheinen, die Wellenzüge, die zur Interferenz kommen, einander nicht stören. Man kann den Beweis mit Wasserwellen führen, die man in einer Wanne vielfach zur Interferenz bringen kann. Sie überlagern sich zwar in den Gebieten, in denen sie zusammentreffen, zu unübersichtlichen Wellenfeldern, doch stören sie sich nicht. Wenn beispielsweise 2 begrenzte Wellenzüge sich kreuzen und später wieder getrennte Wege gehen, so hat jeder Wellenzug, wenn er wieder allein vorhanden ist, bis in alle Einzelheiten dieselbe Gestalt, die er besäße, wenn er den anderen Wellenzug überhaupt nicht getroffen hätte. Selbst in dem wildesten Interferenz-Gemisch sind immer noch alle Wellen, die es bilden, unverändert enthalten. Daher ist es auch möglich, mit einem gut abgestimmten Radioempfänger aus einem wahren Gewirr von elektrischen Wellen zahlloser Sender eine Welle herauszuziehen und beispielsweise ein Violinsolo sauber zu hören.

Abb. 1

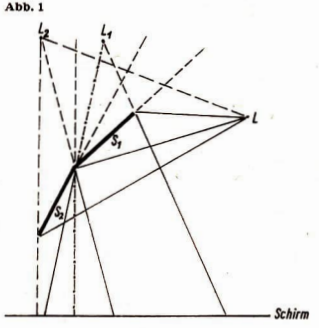
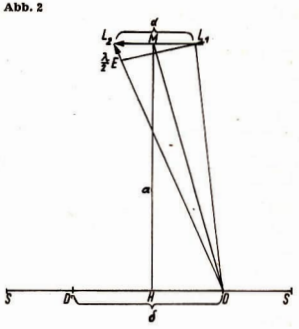


Abb. 2



Kommen wir noch einmal zu dem klassischen Interferenz-Versuch von Fresnel zurück. In Abb. 2 bedeuten L_1 und L_2 die von beiden Spiegeln erzeugten virtuellen Bilder des Spaltes, die als Ausgangspunkte der beiden Lichtwellensysteme anzusehen sind. SS ist der Querschnitt des Schirmes, auf dem die Fresnelschen Streifen aufgefangen werden und der in sehr großer Entfernung von L_1L_2 aufgestellt sei, so daß die Interferenzhyperbeln als geradlinig betrachtet werden können. MH ist das auf L_1L_2 errichtete Mittellot, das den Schirm in H schneidet. H ist dann ein Punkt des mittleren hellen Streifens, denn es ist $L_1H = L_2H$. Der Punkt H ist ein Punkt gleicher Phase in beiden Systemen. Der Punkt D ist ein Punkt eines dunklen Streifens, wenn seine Entfernungsdifferenz von L_1 und L_2 eine halbe Wellenlänge beträgt. Auf der anderen Seite von H liegt der dunkle Streifen D. Wir setzen $L_1L_2 = d$, $DD' = \delta$ und $MH = a$.

Es ergibt sich dann $\lambda = \dfrac{d \cdot \delta}{a}$

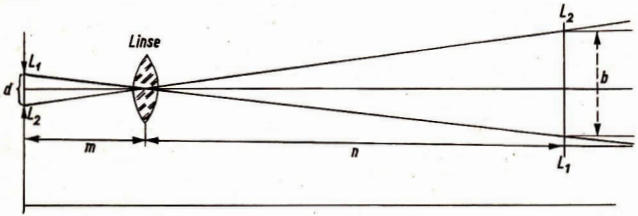
Unmittelbar meßbar sind a und δ. Um d zu bestimmen, setzen wir nach Abb. 3 in den Strahlengang eine Sammellinse ein und erzeugen so ein reelles Bild L_1L_2 der scheinbaren Lichtpunkte L_1 und L_2 auf einem mit einem Maßstab versehenen Schirm. Dann können wir den Abstand m des Spaltes, also auch der scheinbaren Lichtquellen von der Linse, den Abstand n der reellen Bilder L von der Linse und die Entfernung $L_1L_2 = b$ der beiden Bilder voneinander bestimmen. Aus geometrischen Gründen folgt dann $d = \dfrac{m}{n} \cdot b$. Es sind also alle Größen meßbar, die zur Bestimmung von λ nötig sind.

Beispiel: $a = 2000$ mm, $\delta = 2$ mm, $m = 220$ mm, $n = 2200$ mm, $b = 5{,}9$ mm
(f der Sammellinse = 200 mm)

Folglich: $d = \dfrac{m}{n} \cdot b = 0{,}59$ mm,

$$\lambda = \frac{0{,}59 \text{ mm} \cdot 2 \text{ mm}}{2000 \text{ mm}} = 0{,}00059 \text{ mm} = 590 \text{ m}\mu.$$

Abb. 3



3. Anwendungsmöglichkeiten von Interferenzerscheinungen von Lichtstrahlen in der Wissenschaft und Technik

Zahlreiche hochempfindliche physikalische Meßmethoden, wie beispielsweise die Prüfung polierter Glasflächen in der optischen Industrie, die Eichung der Länge der Meßstäbe mittels Lichtwellen — Köstersches Interferrometer —, die gesamte Gitterspektro-

skopie u. a. beruhen auf der Anwendung von Interferenzerscheinungen von Lichtwellen. Ein bemerkenswertes Beispiel für die praktische Anwendung der Interferenz von Lichtwellen ist die Prüfung von Photoobjektiven mittels des Objektivprüfgerätes nach Dr. Krug und Prof. Lau. Der Verfasser dieses Artikels hat selbst jahrelang mit diesem komplizierten Gerät gearbeitet und viele Objektive damit geprüft. Eine interessante Aufnahme eines photographischen Objektives vom Öffnungsverhältnis 1:2,8 und einer Brennweite von 5 cm gibt Aufschluß über den Korrektionszustand eines solchen Objektives. Aber nicht nur für die oben erwähnten Gebiete der Technik und Wissenschaft eignet sich die Interferenzmethode der Lichtstrahlen. Man hat schon seit geraumer Zeit versucht, die Interferenz-Meßmethode auch in der Sternenkunde praktisch anzuwenden. Man hat beispielsweise den Winkelabstand von Doppelsternen und auch den Durchmesser von Sternen gemessen. Besonders hervorzuheben ist die Michelsonsche Methode. Zum besseren Verständnis dieser Meß-Methode mit Interferenz der Lichtwellen sei hier noch kurz etwas über die Wirkungsweise von Doppelspalten gesagt. In Abb. 4 ist ein solcher Doppelspalt aufgezeichnet. Wenn der beugende Körper QQ aus einem Schirm besteht, der zwei gleiche parallele Spalten von der Breite a hat, deren Mittelpunkte den Abstand b voneinander haben, so erzeugt einerseits jeder einzelne Spalt ein Beugungsbild, das dem vorigen gleich ist, andererseits aber treten die beiden parallelen Strahlenbündel S_1 und S_2 untereinander in Interferenz, d. h., sie überlagern sich. Es gilt

die Formel: $b \cdot \sin\alpha = k \cdot \frac{\lambda}{2}$

Wenn k eine u n g e r a d e Zahl ist, so sind alle Strahlen des Strahlenbündels S_1 genau entgegengesetzter Phase wie die ihnen entsprechenden Strahlen des Strahlenbündels S_2. Es löschen sich also bei Vereinigung durch eine Linse alle Strahlen beider Bündel gegenseitig aus und erzeugen ein Helligkeitsminimum. Ist dagegen k eine gerade Zahl, so befinden sich alle Strahlen des Strahlenbündels S_1 mit allen entsprechenden Strahlen des Strahlenbündels S_2 in gleicher Schwingungsphase und erzeugen bei ihrer Vereinigung durch eine Linse ein Helligkeitsmaximum. Die Schwingungsweite verdoppelt sich, die Intensität vervierfacht sich. Das durch Zusammenwirken der beiden Spalte erzeugte Interferenzbild überlagert natürlich das Interferenzbild, das jeder ein-

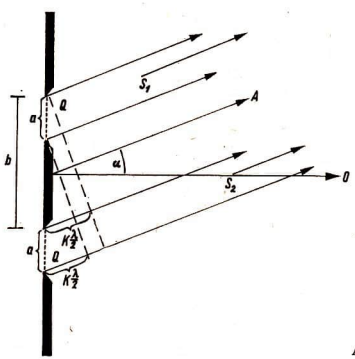


Abb. 4

zelne Spalt erzeugt. Man kann daher beobachten, daß das oben erwähnte Beugungsbild von einer Reihe von hellen und dunklen Streifen durchsetzt ist, die durch dieses Zusammenwirken beider Spalte entstehen.

Wie wir soeben erwähnten, entsteht durch Einschaltung eines Doppelspaltes eine Reihe heller und dunkler Streifen. In der Mitte dieses Streifensystems befindet sich ein heller Streifen. Die Mitte dieses Interferenzbildes entspricht dem nach der geometrischen Optik konstruierten Bilde der Lichtquelle auf dem Schirm. Stellen wir eine zweite punktförmige Lichtquelle in einer zur Spaltrichtung senkrechten Richtung auf, so verursacht sie ebenfalls ein ganz analoges Interferenz-Streifen-System, welches das System der ersten Lichtquelle überlagert. Ist nun die Verschiebung des zweiten Systems gegen das erste gerade so groß, daß das Helligkeitsmaximum des zweiten Systems auf das Helligkeitsminimum des ersten Systems fällt, und sind die Helligkeiten der beiden Lichtquellen einander gleich, so erscheint die Fläche gleichmäßig hell, die Interferenzerscheinungen verschwinden. Hierbei gilt unter Berücksichtigung der Tatsache, daß die Winkel sehr klein sind, also der Sinus durch den Bogen ersetzt werden kann: $\delta = \lambda/2b$, wenn δ den Winkelabstand der beiden Lichtquellen bedeutet. Man kann auf diese Weise, wenn man über dem Astroobjektiv zwei gegeneinander verschiebbare Spalte anbringt, durch Drehung der Verbindungslinie der Spalte um die Fernrohrachse und durch Änderung des Abstandes der Spalte bis zum Verschwinden der Interferenz-Streifen sowohl die Richtung der Verbindungslinie von Doppelsternen als auch ihren Winkelabstand bestimmen, wenn ihre Helligkeit nicht allzusehr voneinander verschieden ist. Das Auflösungsvermögen kann durch Vergrößerung von b erreicht werden.

Zuerst gelang es Anderson (1919) einige Doppelsterne aufzulösen und Michelson und Pease, den Durchmesser einiger Fixsterne zu bestimmen.

Neuerdings spielt auch die Interferenz-Methode eine beachtenswerte Rolle in der Mikroskopie. Man wendet diese Methode besonders bei der Größenbestimmung sehr kleiner Teilchen an. Der Verfasser dieses Artikels hat selbst die Methode der Lichtinterferenz bei der Entwicklung seines neuen Schlierenprojektors angewandt und durch eine neuartige Beleuchtungstechnik einen sehr wirkungsvollen Interferenz-Effekt erzielt, der eine bedeutend bessere Sichtbarmachung von optischen Präparaten, Bakterien, Kristallen, Schlieren usw. gestattet.

Allen Lesern

der Zeitschrift „Astronomie und Raumfahrt"

sowie allen Mitgliedern der Deutschen Astronautischen Gesellschaft

wünschen wir ein glückliches und erfolgreiches Jahr 1965!

gez. Dr.-Ing. Ferdinand Ruhle
Präsident

gez. Herbert Pfaffe
Wissenschaftlicher Sekretär
der Deutschen Astronautischen Gesellschaft

Eine Näherungsmethode zur Messung der Höhen von Mondbergen mit einfachen Mitteln

ALFRED SUCKOW

Schon von jeher gilt das Interesse der Menschen dem Mond, unserem nächsten Begleiter. Wenn die Dämmerung die Lichter des Tages verblassen läßt und im Osten wie in fernen Zeiten das gewaltige Heer der Sterne heraufzieht, dann taucht zuweilen silbernes Mondlicht die Erde in fahlen Glanz. Mystische Vorstellungen werden wach. Der unwiderstehliche Zauber einer Mondnacht nimmt die Menschen gefangen, erregt ihre Phantasie und beflügelt ihre Träume. Aber auch der aufgeklärte Mensch, der am Okular seines Fernrohres den Blick über die gespenstisch-bizarre Welt des Mondes schweifen läßt, vermag seine Einbildungskraft nicht völlig zu zügeln. Seine Gedanken eilen dem Kosmonauten voraus, der als erster seinen Fuß auf diese Stelle setzen wird.

In diesem Aufsatz soll der Amateur an eine — keinesfalls neue — Möglichkeit erinnert werden, mit geringem Aufwand den relativen Höhenunterschied von Mondbergen zum umgebenden Niveau zu errechnen. Dabei werden die überaus komplizierten Bahnbewegungen des Mondes und alle sich daraus für eine exakte Rechnung ergebenden Folgerungen vernachlässigt. Es wird eine einfache Formel abgeleitet, die diesem Zweck mit einer für den Sternliebhaber hinreichenden Genauigkeit genügt. Die erforderlichen Hilfsmittel befinden sich im allgemeinen im Besitz jedes Amateurs bzw. sind leicht zu beschaffen:

1. Fernrohr ab 50 mm Öffnung, Montierung azimutal oder parallaktisch, ohne Nachführung,
2. Okular mit Fadenkreuz, Vergrößerung für normale Verhältnisse etwa 80fach,
3. Taschen- oder Armbanduhr, normale Ausführung,
4. Sternkalender mit Angaben über Entfernung und Deklination des Mondes,
5. Mondkarte mit selenografischem Koordinatennetz,
6. Vierstellige trigonometrische Tafel,
7. Eventuell Rechenschieber.

Der Gang einer Messung ist dann folgender:

Am ruhenden Fernrohr wird die Durchgangszeit des Bergschattens t_1 durch das Fadenkreuz bestimmt, ferner die Durchgangszeit der Strecke Bergspitze—Terminator t_2 (Licht—Schattengrenze). Bei bekannter Entfernung r und Deklination δ des Mondes sowie der selenografischen Längen der beiden Objekte ergibt sich durch eine einfache Rechnung nach einer noch abzuleitenden Formel direkt die Höhe des Mondberges in Kilometern.

Benutzte Terminologie:

α ["] Winkel, unter dem der Bergschatten von der Erde erscheint;

β ["] Winkel, unter dem die Strecke Bergspitze—Terminator erscheint;

γ [°] Winkel, unter dem die Sonne vom Mondberg aus erscheint = Winkel vom Mondmittelpunkt zwischen Bergspitze und Terminator;

S [km] Länge des Bergschattens;

L [km] Länge der Strecke Bergspitze—Terminator;

r [km] Entfernung des Mondes zur Zeit der Messung;

R [km] Mondradius = 1738 km;

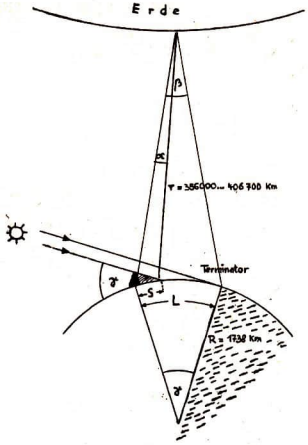


Abb. 1

Abb. 2

H [km] Höhe des Mondberges;
δ [°] Deklination des Mondes zur Zeit der Messung;
λ_1 [°] Selenografische Länge des Mondberges;
λ_2 [°] Mittlere selenografische Länge der Strecke L;
t_1 [s] Durchgangszeit des Bergschattens;
t_2 [s] Durchgangszeit der Strecke L.

Bekanntlich lautet die Gleichung für den Winkeldurchmesser in Bogensekunden eines Mondbergschattens beliebiger selenografischer Länge λ bei beliebiger Deklination δ des Mondes, berechnet aus der Durchgangszeit t in Sekunden:

$$(1) \qquad \alpha = \left[\frac{14{,}46 \cdot t \cdot \cos\delta}{\cos\lambda}\right]''$$

Man überzeugt sich leicht, daß der Divisor $\cos\lambda$ die scheinbare Randverkürzung eines Objektes auf dem Mond korrigiert. Sein Einfluß wächst mit zunehmender Randnähe. Ferner ist die Bogenlänge eines Kreissektors (in unserem Falle des Mondbergschattens) gegeben durch:

$$S = \frac{2 \cdot r \cdot \pi \cdot \alpha}{360}$$

Setzt man in Bogensekunden ein und faßt alle konstanten Faktoren zusammen so wird:

$$(2) \qquad S\,[km] = r\,[km] \cdot \alpha\,['] \cdot 4{,}848 \cdot 10^{-6}$$

Der Winkel α wird nach (1) bestimmt. Mit Hilfe der Gleichungen (1) und (2) kann man z. B. auch den Durchmesser von Ringgebirgen bestimmen.

Entsprechend erhält man für die Strecke Bergspitze–Terminator = L über die gestoppte Durchgangszeit t_2 und den Winkel β:

$$(3) \qquad \beta = \left[\frac{14{,}46 \cdot t_2 \cdot \cos\delta}{\cos\lambda_2} \right]''$$

$$(4) \qquad L\,[\mathrm{km}] = r\,[\mathrm{km}] \cdot \beta\,['] \cdot 4{,}848 \cdot 10^{-6}\mathrm{km}$$

Aus Abb. 2 ist ersichtlich, daß zur Errechnung der Berghöhe H mit der Tangens-Funktion bei bekannter Schattenlänge S nur noch die Sonnenhöhe über dem Berg (Winkel γ) ermittelt werden muß. Man erkennt in Abb. 1, daß γ in dem Dreieck, das aus Berg – Mondmittelpunkt – Terminator gebildet wird, am Mondmittelpunkt noch einmal erscheint. Die Winkelhöhe der Sonne über einem Berg auf der Mondoberfläche ist gleich dem Winkel vom Mondmittelpunkt zwischen der Bergspitze und der Licht–Schattengrenze. Dieser Satz gilt allgemein für beliebigen Sonnenstand. Damit ist das Problem praktisch gelöst.

Wir setzen die Gleichungen (1) in (2) und (3) in (4) ein:

$$S = \frac{r \cdot 14{,}46 \cdot t_1 \cdot \cos\delta \cdot 4{,}848 \cdot 10^{-6}}{\cos\lambda_1}\ \mathrm{km}$$

entsprechend:

$$L = \frac{r \cdot 14{,}46 \cdot t_2 \cdot \cos\delta \cdot 4{,}848 \cdot 10^{-6}}{\cos\lambda_2}\ \mathrm{km}$$

Damit ist die Berghöhe:

$$H = S \cdot \tan\gamma = S \cdot \frac{L}{R} = \frac{r^2 \cdot 14{,}46^2 \cdot t_1 \cdot t_2 \cdot \cos\delta^2 \cdot 4{,}848 \cdot 10^{-6}2}{\cos\lambda_1 \cdot \cos\lambda_2 \cdot 1738}\ \frac{\mathrm{km}^2}{\mathrm{km}}$$

Zieht man alle konstanten Faktoren zusammen, folgt endgültig:

$$(5) \qquad H \cong \frac{r^2 \cdot t_1 \cdot t_2 \cdot \cos\delta^2}{\cos\lambda_1 \cdot \cos\lambda_2} \cdot 2{,}829 \cdot 10^{-12}\mathrm{km}$$

Die t_1 und t_2 werden in Sekunden, r in Kilometern eingesetzt, wobei letzterer, wie auch die Deklination δ des Mondes für jede Stunde des Jahres aus dem bekannten „Kalender für Sternfreunde" von P. Ahnert interpoliert werden können. Die selenografische Länge des Objektes läßt sich aus der bekannten Mondkarte („Beobachtungsobjekte") von Ahnert auf etwa 1° genau ermitteln, noch besser aus der neuverlegten Lohrmannschen Mondkarte. Vorzüglich zur Identifizierung eignen sich auch die preiswerten Mondkarten von Klepešta-Lukeš. Man kann sie am Fernrohr ohne weiteres zusammengefaltet auf den Knien halten. Der Mangel, daß sie nicht das Gradnetz enthalten, wird bei weitem aufgewogen durch die ausgezeichnet plastische, wirklichkeitsgetreue Darstellung der Mondoberfläche, wie sie auch dem Amateur an seinem kleinen Instrument erscheint.

Die Kosinus-Werte werden der trigonometrischen Tafel, notfalls dem Rechenstab entnommen und können dort in der bekannten Weise quadriert werden.

An 22 Objekten wurde nach Gleichung (5) eine Höhenbestimmung versucht (siehe Tabelle). Die Beobachtungen wurden sämtlich mit dem Zeiss-Refraktor 63/840 mm, bei 84facher Vergrößerung mit dem Zeiss-Strichkreuz vorgenommen. Bedingt durch Industrienähe war die Luftruhe nur an einem Beobachtungstage gut, sonst mittelmäßig. In Ermangelung eines festen Aufstellungsortes wurde das Fernrohr jeweils vor den Messungen im freien Gelände nach dem Polarstern genähert parallaktisch ausgerichtet.

Obekt	Genaue Bezeichnung	Selenogr. Länge [°]	Errechn. Höhe bzw. Tiefe [km]	Wahrer Wert [km]	Fehler [%]
Karpathen (Obj. 32 n. Lohrmann)	Das östliche der 3 ausgeprägten Bergmassive	27,5	2,0	2,1	− 6
Pico		9	2,1	2,1	− 1
Bullialdus	Tiefe des Ostwalls	23	2,0	1,6	+26
Macrobius	Tiefe des Westwalls	46	3,7	4,0	− 8
Gutenberg	Tiefe d. südl. Walls	41	3,0	3,7	−18
Theophilus	Tiefe des Westwalls	27,5	4,1	5,76	−30
Theophilus	Zentralberg	26	1,8	1,7	+ 3
Pistiscus	Tiefe des Westwalls	33	3,2	4,0	−20
Aristoteles	Tiefe des Westwalls	19	3,9	3,5	+11
De Lambre	Tiefe des Westwalls	18	5,1	4,5	+12
Maurolycus	Tiefe des Westwalls	17,5	5,0	4,1	+21
Barocius	Tiefe des Westwalls	19	3,8	3,0	+28
Silberschlag	Berg südöstl. Silberschlag	11,5	2,7		
Agrippa (Objekt 2)	Berg nordwestl. Agr.	12	1,3		
Agrippa (Objekt 10)	Berg westl. Agr.	12,5	2,0		
Eudoxus	Tiefe des Westwalls	18	2,8		
Ptolemäus	Westwall, einzelner Berg	0,5	2,9	2,7	+ 3
Albategnius	Tiefe des Westwalls	6	3,3	3,0	+ 3
Aliacensus	Tiefe des Westwalls	7	3,2	5,3	−39
Walther	Tiefe des Westwalls	3,5	2,4		
Walther	Zentralberg	1,5	1,4	1,6	+11
Werner	Tiefe des Westwalls	4	3,9		

Die parallaktische Montierung ist nicht Bedingung, erleichtert aber die Nachführung, nachdem das Objekt durchgelaufen ist. Sämtliche Zeitbestimmungen wurden nach den Fünftelsekundenschlägen einer gewöhnlichen Armbanduhr vorgenommen.

Für jedes Objekt wurde für die Durchgangszeit das arithmetische Mittel aus mehreren, mindestens 10 Einzelmessungen eingesetzt. Die Zeitbestimmung mit der „Fünftelsekundenschlagtechnik" der ans Ohr gehaltenen Uhr läßt sich bei längerer Übung so gut ausführen, daß man den Austritt des Objektes aus dem Fadenkreuz sogar auf eine halbe Fünftelsekunde genau und besser bestimmen kann. Allerdings hat das nur Sinn, wenn auch der Eintritt des Objektes genau auf dem vollen Schlag erfolgt. Das ist naturgemäß nicht häufig der Fall. Fiel der Eintritt nicht mit dem vollen Schlag zusammen, wurde das Rohr sofort nachgeführt, um den folgenden Eintritt abzuwarten, da sonst die Messung nur eine geringe Genauigkeit erwarten läßt. Es lohnt sich auf jeden Fall, die Methode der Zeitbestimmung längere Zeit zu üben.

Es ist zweckmäßig, mit „Null" beginnend, stets nur bis „Zehn" zu zählen, um den Rhythmus nicht zu stören. Nach der ersten „Zehn" folgt dann allerdings immer die „Eins". Die Finger der freien Hand benutzt man als „Merker" für die vollen Zehner. Die Anzahl der gezählten Schläge wird im Kopf verdoppelt und durch Zehn dividiert (z. B. 22 Schläge ≙ 4,4 Sekunden). Das geht so schnell, daß man nach beendetem Durchgang sofort die dafür benötigte Zeit in Sekunden notieren kann.

Von Interesse ist die erreichte Genauigkeit. Sie ist als relative Abweichung zu den Höhenangaben von Lohrmann dargestellt. Die mittlere Abweichung für 16 Messungen beträgt etwa 16 Prozent.

Welchen Fehlerquellen ist nun zuzuschreiben, daß trotz aller Sorgfalt bei der Zeitbestimmung die errechnete Höhe in einem Fall mit einem Fehler von fast 40 Prozent behaftet ist? Man darf dieser Näherungsformel mit all ihren Vernachlässigungen nicht mehr Wert beimessen, als ihr naturgemäß zukommen kann. Tritt auf der anderen Seite ein geradezu unwahrscheinlicher Fehler von nur 1 Prozent auf, so muß man es als das werten, was es ist, nämlich einen statistischen Zufall, bei dem sich mehrere Fehlerquellen in günstiger Weise kompensiert haben.

Sehr ungenau ist die Bestimmung der Licht–Schattengrenze. Meist dehnt man die Zeitmessung dort zu lange aus, weil man sich von einzelnen Wallebenen täuschen läßt, die mit ihrem Ost- oder Westwall noch im Sonnenlicht stehen. Eine ebene Fläche läge an dieser Stelle aber schon im Schatten. Dies scheint aber auch nicht die Hauptfehlerquelle zu sein, sonst müßten nämlich die Abweichungen nach zu großen Höhen überwiegen. Die Plus- und Minus-Werte der Abweichungen halten sich aber ungefähr die Waage. Dies ist eine gute Kontrolle bei Serien von Messungen.

Beruhigend für den Amateur ist der Umstand, daß auch die Astronomen stets nur die relative Erhebung über die unmittelbare Umgebung messen können, und das diese Höhen sogar noch – wegen des zumeist unebenen Geländes – vom Sonnenstand abhängig sind. Auch die Astronomen haben mit der Luft-Szintillation zu kämpfen, die an meinem Beobachtungsort an manchen Tagen das Bild so unruhig hin- und herspringen ließ, daß an eine Messung nicht zu denken war.

Welche Anforderungen werden nun an die Uhr gestellt, mit der der Sternliebhaber dergleichen Kurzzeitmessungen ausführen will? Muß es wirklich ein nach Zeitzeichen verglichenes Chronometer sein? Die Wallebene Clavius – die größte auf der der Erde zugekehrten Seite des Mondes – läßt, je nach Entfernung und Deklination während etwa 40 Schlägen, entsprechend 8 Sekunden durch das Okularfadenkreuz. In dieser Zeit geht eine angenommene, relativ ungenaue Uhr mit z. B. 3,8 Minuten täglicher Gangabweichung 0,02 Sekunden falsch, das entspricht 0,1 Schlägen. Wer nur einmal versucht hat, im freien Gelände die Durchgangszeit eines Mondobjektes zu stoppen, wird augenblicklich erfahren, daß ein solcher systematischer Fehler gegenüber anderen bei weitem zu vernachlässigen ist. Es läßt sich also für diese kurzen Zeiten jede nur einiger-

maßen genau und nicht zu leise gehende Uhr verwenden. Die absolute Zeit, die von der Uhr angezeigt wird, spielt natürlich ebenfalls keine Rolle, es sei denn für Entfernung und Deklination des Mondes. Die Meßgenauigkeit dürfte der einer Stoppuhr nicht nachstehen, deren Zeiger im allgemeinen auch „nur" im Fünftelsekundenrhythmus vorwärtsspringt. Es entfällt aber die Notwendigkeit, bei Taschenlampenlicht mehr oder weniger mühsam das Zifferblatt der Stoppuhr ablesen zu müssen, wodurch das Auge ständig wechselnden Lichtverhältnissen ausgesetzt ist.

Ein Wort sei der Rechentechnik gewidmet. Einem Trugschluß fällt der Laie oft zum Opfer, wenn er glaubt, seine Meßgenauigkeit steige mit der Anzahl der nach dem Komma angegebenen Stellen. Andererseits ist ebenso falsch, durch großzügige Abrundungen von Stellen den Meßfehler zu vergrößern. Nicht ohne Grund geben wohl die Astronomen bei ihren Messungen von Mondberghöhen nicht mehr als eine Kommastelle an. Für unsere Rechnungen sollte man höchstens noch eine Dezimale über die durch die Messung „garantierten" Stellen hinaus als Sicherheitsstelle mitführen. Sämtliche Rechnungen in diesem Aufsatz, bis auf die, die zur Ableitung der Gleichung (5) führten, wurden mit einem normalen Rechenstab ausgeführt. Der dabei entstehende Fehler ist gegenüber anderen zu vernachlässigen.

Diese Darstellung soll keinesfalls als eine Ermutigung aufgefaßt werden, physikalische Gesetze zu mißachten, oder gar den Amateur veranlassen, unbekümmert und mit Schneid Probleme „bearbeiten" zu wollen, die nicht für seine bescheidenen Mittel bestimmt sein können.

Man vergegenwärtige sich aber die Leistungsfähigkeit eines kleinen Fernrohrs, die es dem Sternliebhaber gestattet, ein außerirdisches Objekt in einer Entfernung von mehr als einer viertel Million Kilometer messend mit einer Genauigkeit zu erfassen, die seinen Ansprüchen völlig genügt.

Literatur:

Ahnert, P., „Beobachtungsobjekte für Liebhaberastronomen", Leipzig 1961
Ahnert, P. „Kalender für Sternfreunde". Leipzig, lfd.
Graff-Lambrecht, „Grundriß der Astrophysik", Bd. II, Leipzig 1962
Klepesta-Lukes, „Mondkarten", Prag 1959
Lohrmann, W. G., „Mondkarte". Leipzig 1963
Suckow, A., „Bestimmung des Durchmessers von Mond-Ringgebirgen mit einfachen Mitteln" Astronomie und Raumfahrt, 1–2/1963, S. 28–36
Suckow, A., „Die Taschenuhr als Stoppuhr" Astronomie und Raumfahrt, 3–4/1963, S. 68–69

Amateure beobachten und berichten

Bericht über die Sonnenfleckentätigkeit vom III. Vierteljahr 1964

Refraktor, 50-mm-Öffnung, Vergrößerung 30fach.

Monat	Rm	n	N	N : n (%)
Juli	1,7	21	18	85 %
August	2,0	20	17	85 %
September	0,6	17	16	94 %

Rm = Monatsmittelwert; n = Anzahl der Beobachtungen; N = Fleckenfreie Tage.

Der Monat September hat den bisher kleinsten Monatsmittelwert erreicht, ebenso hat er prozentual die größte Anzahl fleckenfreier Tage.

In der Mitte des Monats Juli (vom 14. bis 17.) war eine Gruppe mit nur wenigen Flecken sichtbar, dies wiederholte sich vom 15.–17. August. Wahrscheinlich war es dasselbe Aktivitätszentrum.

Die Fackelentwicklung war nur gering.

Erich Schütz, Hildburghausen

Beobachtungen der totalen Mondfinsternis vom 24./25. Juni 1964 im Bezirk Dresden

Entsprechend der Anregung des Zentralen Fachausschusses Astronomie und einer zusätzlich herausgegebenen Beobachtungsanleitung durch den Bezirksfachausschuß wurde im Bezirk Dresden an zahlreichen Orten die totale Mondfinsternis am 24./25. Juni 1964 beobachtet. Die Wetterbedingungen waren im allgemeinen befriedigend, so daß — unter Berücksichtigung der tiefen Mondstellung am Himmel — auswertbare Beobachtungen gewonnen werden konnten.

Es wurde eine große Anzahl von Schattenantrittszeiten gemessen. Zusätzlich haben einige Beobachter Farbbeobachtungen gemeldet und in einem Fall wurde versucht, die Mondhelligkeit lichtelektrisch zu messen. Dieser Bericht erfaßt nur die dem Bezirksfachausschuß Dresden gemeldeten Beobachtungen, was nicht ausschließt, daß noch an anderen Stellen im Bezirk Dresden beobachtet wurde.

Folgende Beobachtungsstationen und Arbeitsgemeinschaften haben sich beteiligt:

Beobachtungsort Beobachter	Anzahl der beobachteten Schattenantritte	zusätzliche Beobachtung
Bährenfels (Erzgeb.) E. Scholz (Zittau)	13	Färbung
Dresden Volkssternwarte Frantz		lichtelektrisch
Arbeitsgemeinschaft Kulturbund	13	
Arbeitsgemeinschaft Station junger Techniker	14	
Siegfried und Ursula Seliger	17	Färbung
Glashütte Sternwarte	17	
Neustadt (Sachs.) Schulsternwarte	18	
Pulsnitz Schülerarbeitsgemeinschaft	16	
Radeberg Volkssternwarte	14	
Radebeul Volkssternwarte	18	Färbung
Sohland Volks- und Schulsternwarte	16	Färbung

Das Auswerten der beobachteten Schattenantrittszeiten ist noch nicht abgeschlossen. Das Ergebnis wird später hier mitgeteilt werden. Der Überblick zeigt jedoch, daß alle Schattenantritte gegenüber der Rechnung verfrüht eintraten. Diese Tatsache ist inzwischen auch an vielen anderen Beobachtungsorten bestätigt worden.

Übereinstimmend wird auch von allen Beobachtern berichtet, daß nach dem zweiten Kontakt zunächst eine feine Mondsichel im Instrument sichtbar blieb und der Mond dann völlig unsichtbar wurde.

Die gute Übereinstimmung der Farbtendenz zeigt, wie zuverlässig die verhältnismäßig wenig intensiven Verfärbungen erkennbar sind.

An der Volkssternwarte Frantz in Dresden wurde versucht, den Finsternisablauf lichtelektrisch zu messen. Im Fokus des 135/1800-mm-Refraktors wurde eine Fotozelle eingebaut und an ein empfindliches Lichtmarkengalvanometer angeschlossen. Beide Ge-

räte wurden vom VEB Carl Zeiss, Zweigwerk Dresden-Reick, leihweise zur Verfügung gestellt. Die Empfindlichkeit der Fotozelle und des benutzten Instrumentes waren jedoch nicht ausreichend. Der geringe Zeigerausschlag war nicht mehr ablesbar, nachdem etwa der halbe Mond in den Erdschatten eingetreten war. Vermutlich werden ohne Verstärkung keine befriedigenden Ergebnisse bei einem solchen Meßverfahren zu erreichen sein.

Aufschlußreich ist die Zusammenstellung der Ergebnisse der Farbbeobachtungen von den verschiedenen Beobachtungsstellen:

Zeit	beobachtete Farben	Beobachtungsort
nach dem 1. Kontakt	braun-rot	Bährenfels (Scholz)
	braun-grau	Sohland
	bräunlich	Radebeul
00^h30^m bis 00^h45^m	grün-gelblich, orange, bräunlich	Dresden (S. Seliger)
	orange-braun	Sohland
	braun	Radebeul
00^h55^m bis 01^h06^m	rosa-braun	Sohland
	rosa (Südspitze)	Radebeul

Neben den systematischen Beobachtungen standen selbstverständlich Geräte und Einrichtungen zur Beobachtung der Mondfinsternis für die Öffentlichkeit zur Verfügung. Trotz der nachmitternächtlichen Zeit haben sich an manchen Beobachtungsorten zahlreiche Besucher eingefunden, die meist bis zum 2. Kontakt ausharrten. Um die Beobachtungen der Arbeitsgemeinschaften auf der Volkssternwarte in Dresden nicht zu stören, wurden für die öffentlichen Beobachtungen tragbare Instrumente auf einem Sportplatz aufgestellt. Ähnlich stellte die Sternwarte in Radebeul ihr Instrumentarium auf. Das hat sich gut bewährt und wird empfohlen, wo die Voraussetzungen dafür bestehen.

Es ist sehr erfreulich, daß die totale Mondfinsternis vom Juni 1964 von so vielen Sternfreunden für eine wirkliche Gemeinschaftsarbeit genutzt wurde. Allen daran beteiligten Freunden sei herzlich gedankt. Mit welcher Begeisterung die Beobachtungen gemacht wurden, sei nur an zwei Beispielen gezeigt.

Die Schülerarbeitsgemeinschaft in Pulsnitz hatte unter der Leitung ihres Lehrers Heinz Spengemann eine „Mondfinsternisexpedition" ausgerüstet. Mit einem tragbaren Refraktor 63/840 wanderten die Schüler nachts zur Jugendherberge in den Nachbarort Ohorn, um von einer kleinen Anhöhe aus zu beobachten. Das andere Beispiel: Die Mondfinsternis fiel in die Urlaubszeit unseres Sternfreundes E. Scholz aus Zittau, der eine beneidenswert ausgerüstete Beobachtungsstation in Lückendorf (Zittauer Gebirge) hat. Da er seinen Urlaub in Bährenfels (Erzgebirge) verbrachte, hat er sich einen kleinen tragbaren Refraktor, gebaut aus dem Bastelsatz 52/540 von Zeiss, mitgenommen und hat sich damit in seinem Urlaubsort erfolgreich an der Beobachtung von Schattenantritten beteiligt.

Gedankt sei allen, die bei der Vorbereitung des Beobachtungsprogrammes mithalfen:

der Sternwarte Radebeul für das Vervielfältigen der berechneten Schattenantrittszeiten,

dem Lohrmann-Institut der TU Dresden für die Beobachtungsuhren,

Herrn Prof. Dr. Clausnitzer, TU Dresden, für das Mondbildnegativ und

dem VEB Carl Zeiss, Zweigwerk Dresden-Reick„ für Fotozelle und Spiegelgalvanometer.

Bezirksfachausschuß Astronomie Dresden
Hans-Joachim Blasberg

Ein Jahr Astronomische Arbeitsgemeinschaft Potsdam-Babelsberg

Als am 18. Dezember 1963 18 an der Astronomie Interessierte in der Sternwarte Babelsberg zusammenkamen, um eine Astronomische Arbeitsgemeinschaft zu gründen, wurde einem Wunsch mehrerer Potsdamer Sternfreunde und Lehrer entsprochen.

Im ersten Jahr des Bestehens der Arbeitsgemeinschaft galt es, ihre Ziele in der Öffentlichkeit bekanntzumachen und einen weiteren Kreis von Interessenten zu schaffen. Im Vordergrund der Arbeit standen populärwissenschaftliche Vorträge, bei deren Durchführung die Mitarbeiter der Sternwarte Babelsberg und des Astrophysikalischen Observatoriums Potsdam dankenswerte Unterstützung geleistet haben. Für die Veranschaulichung der Vortragsthemen stehen eine umfangreiche, in Privatbesitz befindliche Dia-Sammlung (Kleinbildformat) von etwa 2800 Stück aus allen Teilgebieten der Astronomie und der Astronautik sowie mehrere Lichtbilder, Lehrtafeln, Sternkarten und Demonstrationsmodelle zur Verfügung.

Nach einem Jahr des Bestehens der Arbeitsgemeinschaft trafen sich am 18. Dezember 1964 23 Mitglieder, um einen Rückblick auf die geleistete Arbeit zu halten und künftige Vorhaben zu besprechen. Den äußeren Rahmen für diese Veranstaltung bildete eine Bücher- und Zeitschriftenschau des gegenwärtigen astronomischen Schrifttums.

Im ersten Jahr konnten folgende Veranstaltungen durchgeführt werden:

18 Vorträge	327 Besucher
11 Beobachtungsabende mit Sternführungen	61 Besucher
5 Besichtigungen (Sternwarte Babelsberg, Astrophysikalisches Observatorium Potsdam und Sternwarte mit Planetarium in Berlin-Treptow)	74 Besucher

Außerdem fand anläßlich der „Woche des Deutschen Kulturbundes" im März 1964 eine Ausstellung mit Bildern, Sternkarten, Modellen sowie Lehr- und Lernmitteln statt. Die praktische Beobachtungsarbeit konnte vorerst nur mit einem 83-mm-Fernrohr, parallaktisch montiert auf Pyramidenstativ, durchgeführt werden. Im Jahr 1965 wird die Beobachtungstätigkeit mehr berücksichtigt werden. Die zur Verfügung gestellten Mittel erlauben es, bereits Anfang des Jahres die bisher nicht genutzte Kuppel der Bruno-H.-Bürgel-Schule in Babelsberg mit einem Refraktor 95/1500 auf 1 b-Montierung und Säule auszustatten. Das Fernrohr wurde von der Bürgel-Gedenkstätte überlassen, ebenso erhielt die Arbeitsgemeinschaft von der Sternwarte Babelsberg eine Zeiss-Astrokamera 71/250. Vier Okulare zu 40, 25, 16 und 10 mm Brennweite, ein Okularspektroskop, ein Farbglasrevolver sowie ein fünffacher Okularrevolver gehören zur ersten Ausrüstung. Der unterhalb der Kuppel liegende kleine Raum wird zu einem Arbeits- und Vortragsraum ausgebaut, denn gerade bei der Beobachtungsarbeit mit größeren Gruppen macht sich ein solcher Raum erforderlich. In dieser Volks- und Schulsternwarte werden auch die Schüler der Potsdamer Schulen Gelegenheit erhalten, astronomische Beobachtungen im Rahmen des Unterrichtes sowie in außerunterrichtlicher Arbeit durchzuführen. Bedauerlicherweise gibt es in Potsdam noch keine Schulbeobachtungsstation oder -sternwarte mit Astronomieunterricht für die mehr als 30 Schulen. Ein Mangel, der ohne Zweifel bei den verantwortlichen Stellen der Abteilung Volksbildung zu suchen ist.

In den nächsten Wochen wird die Astronomische Arbeitsgemeinschaft dank dem Entgegenkommen der Leitung des Kreiskulturhauses einen Raum als astronomisches Kabinett für Vorträge und Ausstellungen einrichten. Dieses Kabinett, verkehrsgünstig im Kulturhaus unweit der Volkssternwarte gelegen, wird die Heimstätte für die Arbeitsgemeinschaft, aber auch für Jugendstunden und außerschulische Interessengemeinschaften sein.

Ferner ist beabsichtigt, noch 1965 das verlassene Gebäude einer einstigen Privatsternwarte am östlichen Stadtrand von Babelsberg instandzusetzen und mit geeigneten Instrumenten auszurüsten. Neben der Verbreitung der astronomischen Wissenschaft durch Vorträge, Ausstellungen, Besichtigungen und Beobachtungen sollen interessierte Mitglieder der Arbeitsgemeinschaft die Gelegenheit erhalten, in dieser „Arbeitssternwarte" an kleineren Forschungsvorhaben der Sternwarte Babelsberg teilzunehmen.

In enger Zusammenarbeit mit dem Bruno-H.-Bürgel-Arbeitskreis, dessen Hauptaufgabe es ist, das literarische Erbe B. H. Bürgels zu pflegen, will die Astronomische Arbeitsgemeinschaft im Sinne Bürgels die Menschen ihres Bereichs mit dem astronomischen Weltbild von heute vertraut machen.

Arnold Zenkert

Bezirkstagung für Astronomie am 25. Oktober 1964 in Dresden

Für die Mitglieder der Fachgruppe Astronomie des DKB sowie für alle Amateurastronomen aus dem Bezirk Dresden wurde am 25. Oktober 1964 in Dresden (Elbehotel) eine Bezirkstagung durchgeführt. Der Vorsitzende des BFA Astronomie, Bfr. Blasberg, konnte über 70 interessierte Sternfreunde begrüßen, unter denen sich der Vertreter des Lohrmann-Institutes der TU Dresden, der Fachberater für Astronomie des Pädagogischen Bezirkskabinetts und erfreulicherweise viele Lehrer befanden. Bemerkenswert war auch die Teilnahme vieler junger Sternfreunde.

Das Tagungsprogramm war der Sternspektroskopie gewidmet. Nach einem Vortrag von cand. phys. K. Binneberg (TU Dresden) über die physikalischen Grundlagen der Spektralanalyse sprach Dipl.-Astronom E. Bartl (Sonneberg/Apolda) über die Anwendung der Spektralanalyse in der Astronomie. Zum Abschluß erörterte der erfahrene Liebhaberastronom, Apotheker K. Schöbel, Hirschfelde, die Möglichkeiten des Amateurastronomen, sich mit spektroskopischen Beobachtungen zu beschäftigen.

Trotz des hohen Niveaus der Vorträge bewies die rege Diskussion, mit welcher Aufmerksamkeit dieselben aufgenommen wurden. Neben der Vermittlung der neuesten Erkenntnisse bot die Tagung den Teilnehmern Gelegenheit zu lebhaftem Erfahrungsaustausch. Die Fachgruppe Astronomie des Deutschen Kulturbundes und die interessierten Liebhaber empfingen wertvolle Anregungen für ihre wissenschaftliche Betätigung.

H. Böhme

Aus der astronomischen Literatur

Optisches Radarsystem mit nichtkohärentem Licht für das Weltraum-Rendezvous

Eine wesentliche Voraussetzung für die Durchführung eines Rendezvous in einer Satellitenbahn ist die Möglichkeit der genauen Messung der Entfernungs- bzw. Annäherungsgeschwindigkeit sowie der Entfernung der Flugkörper in einem Bereich von wenigen Metern bis zu einigen Kilometern. Mit großer Wahrscheinlichkeit werden hierfür Lichtwellenradarsysteme zum Einsatz kommen.

Bei einem von der Martin-Company (USA) entwickelten optischen Radarsystem für diese Zwecke werden die von einer Xenon-Blitzlichtlampe erzeugten Lichtimpulse von einem 18-cm-Parabolspiegel ausgestrahlt. Die reflektierten Lichtimpulse werden mit einem Cassegrainspiegelsystem empfangen, das das Licht in 3 Komponenten aufteilt. Befinden sich Reflektor und Empfangsspiegel in einer Fluchtlinie, sind diese 3 Komponenten gleich. Bei Ungleichheit wird ein Korrektursignal erzeugt, das den Spiegel nachstellt. Die 3 Lichtsignale werden zu drei separaten Photovervielfachern mit Verstärkern weitergeleitet.

Das System erlaubt die Bestimmung der Entfernung und Entfernungsgeschwindigkeit in einem Bereich von 1 m bis zu 50 km. Bei Entfernungen über 30 m erfolgt die Messung auf Grund der Laufzeit, bei Entfernungen unter 30 m auf Grund der Amplitude der reflektierten Lichtimpulse, da Zeiten kleiner als 0,2 s schwer meßbar sind.

Experimente erwiesen die Eignung des Systems für Bahnverfolgungszwecke in der Atmosphäre bei Tageslicht bis zu einer Entfernung von 0,8 Meilen.

electronics, **36** (1963), Heft 40, Seite 44 bis 46.

H. D. Naumann

Optische Messung der Orientierung der Drallachse des Satelliten „Telstar" und ihrer zeitlichen Änderungen

Zur Messung der Veränderung der Drallachse bei Betätigung der Drehmomentenspule, der Orientierung der Drallachse und der Drallgeschwindigkeit sowie der zeitlichen Veränderungen der beiden letztgenannten Größen waren am Telstar I ein Planarspiegel und 2 Fazettenspiegel montiert, die durch Reflexion des Sonnenlichtes wahrnehmbare Lichtblitze erzeugten. Die Registrierung der Lichtblitze erfolgte photoelektrisch mit einem 30-cm-Cassegrainteleskop, das zur Nachführung auf einer Radarantennenmontierung befestigt war. Die Nachführung des Teleskopes erfolgte durch eine Magnetbandsteuerung, wobei Korrekturen auf Grund des Satelliten-Bakensignals im SHF-Bereich sowie auf Grund visueller Beobachtungen erfolgen konnten. Die gewünschten Meßwerte erhielt man durch paarweise Beobachtungen.

Es gelang, die Lichtblitze der Spiegel bis zu Schrägentfernungen von 6000 km zu registrieren. Die Methode ist insofern interessant, als sie eventuell zu einer neuen Möglichkeit der Bahnvermessung von Satelliten mit höherer Genauigkeit führen kann.

JSMPTE, **72** (1963), Heft 6, S. 462 bis 484.

H. D. Naumann

Buchbesprechung

Typenbuch der Raumflugkörper (1957–1964) von Herbert Pfaffe und Peter Stache Deutscher Militärverlag, Berlin 1964, 1.-6. Taus., 292 S., Hwl. Zellophaniert, 9.80 MDN

Dieses ausgezeichnete Nachschlagewerk für Astronautik kam genau zum richtigen Zeitpunkt heraus. Seine beiden Paten waren gewissermaßen der 7. Jahrestag des Starts von Sputnik 1 und der wenige Tage darauf erfolgte erste sowjetische Mannschaftsflug.

Bescheiden bezeichnen die Autoren und der Verlag das Buch als eine erweiterte Neuauflage des 1961 im Verlag Sport und Technik erschienenen kleinen Typenbuches. Jeder Freund der Astronautik, der aber das Buch einmal in der Hand gehabt hat, wird erkennen, daß es sich um eine neue, umfassendere wissenschaftliche Arbeit handelt. In der DDR gibt es damit zum ersten Mal eine wissenschaftlich einwandfreie Übersicht über alle Raumflugkörper, die in der Zeit vom 7. Oktober 1957 bis zum 31. Mai 1964 gestartet wurden.

Die Autoren haben keine Mühe gescheut, die Daten der Raumflugkörper zusammenzustellen, die wissenschaftlich am vertretbarsten sind. Sie haben das gelöst, indem sie sich in erster Linie auf die offiziellen Kommuniqués der jeweils für den Start verantwortlichen Institutionen stützten. Lagen solche Informationen nicht vor, dann wurden die Angaben den regierungsamtlichen Nachrichtenagenturen bzw. der Regierungspresse entnommen. Bei unterschiedlichen Angaben bedurfte es einer gründlichen Analyse und kritischen Überprüfung, um die Daten aufzunehmen, die wissenschaftlich vertretbar sind.

Die Autoren verwandten dabei prinzipiell die offiziellen korrigierten Anfangsdaten der Bahnen von Raumflugkörpern.

Das Buch ist außerordentlich klar gegliedert, straff zusammengefaßt und ermöglicht jedem Benutzer in kürzester Zeit die entsprechende Information zu finden. Dafür sorgt vor allen Dingen die Gliederung in 5 Hauptteile.

Der erste Hauptteil „Erdsatelliten" gibt in chronologischer Folge einen Überblick von Sputnik 1 bis zu den amerikanischen Geheimsatelliten vom Typ Anonymus. Bei jedem einzelnen Raumflugkörper finden wir neben seinen Daten unmittelbar die wissenschaftliche Aufgabenstellung und die bekanntgewordenen Ergebnisse. Besteht ein Projekt, wie z. B. Kosmos oder Explorer, aus einer größeren Anzahl von Experimenten, so finden wir eine Übersicht über sie unmittelbar im Anschluß an den ersten Start.

Im zweiten Hauptabschnitt „Raumsonden" geben die Autoren einen ausgezeichneten Überblick über alle Versuche von Lunik 1 bis Sonde 1. In diesem Abschnitt sind besonders die interessanten wissenschaftlichen Ergebnisse von Lunik 3 und Mariner 2 verarbeitet.

Der dritte Abschnitt „Raumschiffe" reicht von den ersten Testraumschiffen bis zu den Zukunftsprojekten Gemini und Apollo. Ausführlich werden hier die Vorbereitungen der Wostok-Flüge und der Mercury-Versuche in allen Details dargelegt.

In einem vierten Kapitel „Kosmische Bilanz 1957–1964" wird eine ausgezeichnete zahlenmäßige Übersicht über alle Starts und Startversuche kosmischer Trägerraketen und Raumflugkörper gegeben. Die Statistik gibt uns genaue Antwort, wieviel Raumflugkörper auf Bahnen gelangten, wieviel Objekte sich noch auf Umlaufbahnen befinden und wieviel Sender noch Funksignale geben. Wertvoll ist es, daß diese Übersicht in zweifacher Weise gegeben wird, einmal chronologisch und einmal alphabetisch.

Ein fünfter Abschnitt „Kleines Lexikon der Astronautik" schließt die Arbeit ab. Hier werden die wichtigsten Grundbegriffe der Astronautik, Abkürzungen und Formeln sowie das System der astronomischen Bezeichnung der Raumflugkörper erklärt.

Die Deutsche Astronautische Gesellschaft schuldet den Autoren und dem Verlag Dank für dieses Buch, das sicherlich auch außerhalb unserer Republik Interesse finden wird. Es wäre sehr wünschenswert, wenn das Präsidium der Deutschen Astronautischen Gesellschaft gemeinsam mit den Autoren und dem Verlag in einer entsprechenden Form für eine ständige Ergänzung dieses Standardwerkes sorgen könnte. Horst Hoffmann

In memoriam Eugen Sänger

Im Alter von 58 Jahren erlag Professor Dr. Ing. Eugen Sänger während eines Vortrages am 10. Februar 1964 einem Herzinfarkt.

Nicht nur für die Fachwelt, sondern auch für die Weltöffentlichkeit ist der Name Eugen Sänger untrennbar mit der Entwicklung der Raketentechnik und Raumfahrt verbunden. Von seiner frühesten Jugend bis zum letzten Tage seines Lebens war Professor Sänger als Wissenschaftler und Techniker, als Dozent und Autor auf dem Gebiet der Raumfahrtforschung tätig.

Der am 22. September 1905 im böhmischen Preßnitz geborene Eugen Sänger begann 1923 mit dem Studium des Bauwesens. Aber schon sehr bald wandte sich sein Interesse den Problemen der Weltraumfahrt und als Ingenieur vor allem den Fragen der Raketentechnik zu. Nach seiner Promotion zum Dr.-Ing. an der Technischen Hochschule Wien schuf er sich dort ein Labor, wo er mit den verschiedensten Raketenbrennkammern und Treibstoffen experimentierte.

Schon damals war die theoretische und praktische Forschungstätigkeit auf raketengetriebene Flugzeuge orientiert. Die Ergebnisse der jahrelangen intensiven Versuche veröffentlichte Eugen Sänger in der 1933 in München erschienenen Arbeit „Raketenflugtechnik" und der 1934 folgenden Veröffentlichung „Neuere Ergebnisse der Raketenflugtechnik". Trotz unzulänglicher Mittel gelang es ihm, mit kleinsten Brennkammern Ausströmgeschwindigkeiten von über 3000 Metern in der Sekunde zu erzielen. 1935 wurde Eugen Sänger die heute international Anwendung findende Zwangsumlaufkühlung der Brennkammerwandungen in Flüssigkeitstriebwerken patentiert.

1936 geht Eugen Sänger nach Deutschland, wird Leiter der neugeschaffenen „Raketentechnischen Forschungsstelle" der Luftwaffe in Trauen in der Lüneburger Heide. In diesem zur Tarnung als „Flugzeugprüfstelle" bezeichneten Institut entwickelt er Projekte von Raketenflugzeugen und Raketenfernbombern. In den letzten Jahren des Krieges beschäftigt sich Eugen Sänger bei der „Deutschen Forschungsanstalt für Segelflug" in Ainring in Oberbayern mit der Idee des Überschallfluges. Nach 1945 ist er Berater des französischen Bewaffnungsamtes.

Im Jahre 1951 wird Professor Sänger Präsident der 1950 gegründeten „International Astronautical Federation" und steht ihr bis 1953 vor. 1954 geht er nach Westdeutschland und baut in Stuttgart das „Institut für Physik der Strahltriebwerke" auf. 1956 wird Eugen Sänger Vorsitzender der „Deutschen Gesellschaft für Raketentechnik und Raumfahrt", 1957 wird er Honorarprofessor an der Technischen Hochschule in Stuttgart, und 1963 erhält er den Lehrstuhl für Elemente der Raumfahrttechnik an der Technischen Hochschule in Westberlin. Hier vollendet er auch sein letztes Buch „Raumfahrt Heute, Morgen, Übermorgen".

Man hat Eugen Sänger einen Mittler zwischen Luftfahrt und Raumfahrt genannt, weil er schon in den frühen Jahren der Raumfahrtforschung für das Raketenflugzeug als Mittel für den Weltraumflug des Menschen eintrat. Heute finden diese Ideen in den Projekten von wiederverwendbaren Raumgleitern und Raumtransportern ihre Verwirklichung.

Eugen Sänger hat ein Buch mit dem Titel „Raumfahrt – Technische Überwindung des Krieges" geschrieben. Die Raketentechnik als die modernste Technik überhaupt, betrachtet er dort von sich aus in der Lage, den Krieg zu bannen. Wir teilen diese Auffassung nicht, weil wir in den Menschen selbst die einzige Kraft sehen, die allen Menschen der Welt Frieden und Wohlergehen sichern kann. Aber wir achten es hoch, daß Professor Sänger gerade in den letzten Jahren öffentlich dafür eingetreten ist, daß der Wettkampf zwischen den unterschiedlichen Gesellschaftssystemen, die es auf unserem Globus gibt, nicht mit Kern- und Raketenwaffen, sondern auf wissenschaftlichem und technischem Gebiet geführt werden muß.

Horst Hoffmann

MITTEILUNGEN

DER DEUTSCHEN ASTRONAUTISCHEN GESELLSCHAFT - MITGLIED DER IAF

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

Funktechnische Beobachtungen der sowjetischen Erdsatelliten mit rund 65° bzw. 51° Bahnneigung

KARL-HEINZ NEUMANN

An der Satellitenbeobachtungsstation „Junge Welt" sind seit April 1964 eine große Zahl von funktechnischen Beobachtungsdaten der sowjetischen Erdsatelliten mit rund 65° Bahnneigung und derjenigen mit rund 51° Bahnneigung angefallen. Zum anderen wurden auch eine Reihe von Beobachtungsdaten an der funktechnischen Satellitenbeobachtungsstation des Präsidiums der Deutschen Astronautischen Gesellschaft in der Ingenieurschule Berlin-Lichtenberg gewonnen. Diese Beobachtungen, die von verschiedenen Mitarbeitern der Ingenieurschule Berlin-Lichtenberg bzw. von Mitgliedern des Präsidiums der Deutschen Astronautischen Gesellschaft gemacht wurden, sind ebenfalls in dieser ersten zusammenfassenden Übersicht verarbeitet worden. Ferner stellte Herr Gilde vom Funkamt Beelitz eine große Zahl von Beobachtungsdaten der genannten sowjetischen Erdsatelliten zur Verfügung. Besonders zu danken ist Herrn M. Dieter Oslender aus Bad Godesberg, der die an seiner Satelliten-Radio-Amateurfunk-Beobachtungsstation angestellten funktechnischen Beobachtungen der sowjetischen Erdsatelliten seit dem Ende des vorigen Jahres der Deutschen Astronautischen Gesellschaft zur Verfügung gestellt hat. Auch diese Daten, die recht umfangreich sind, wurden in der folgenden Zusammenfassung über die Empfangsmöglichkeiten der genannten sowjetischen Erdsatelliten verarbeitet.

Von den genannten Beobachtungsstationen in der DDR konnten bisher nur Beobachtungen über die Zeitdauer der Hörbarkeit der Signale dieser Satelliten gewonnen werden. Die bisherige technische Ausrüstung gestattet es noch nicht, Doppler-Kurven bzw. Funkpeilbeohbachtungen auszuführen, die eine exaktere Bahnbestimmung zulassen bzw. die Möglichkeit schaffen würden, Rückschlüsse auf die ionosphärischen Verhältnisse ziehen zu können.

Auch an optischen Positionsmessungen dieser Satelliten stehen zu wenig Werte zur Verfügung, um diese in die Auswertung der funktechnischen Beobachtungen einbeziehen zu können. Es ist deshalb nicht möglich, aus den Hörbarkeitszeiten der Satellitensignale exakte Angaben über die Bahnänderungen zu machen und auch die Schlußfolgerungen über die ionosphärischen Verhältnisse — bedingt durch das Beobachtungsmaterial — können nur allgemeine Abschätzungen sein.

Da diese Satelliten ausnahmslos nicht länger als 8 Tage die Erde umkreisten, kann sich naturgemäß die Änderung der Umlaufzeit in den funktechnischen Beobachtungen kaum merklich widerspiegeln. Zum anderen deuten — wie im einzelnen noch zu zeigen sein wird — einige der funktechnischen Beobachtungen darauf hin, daß die anfänglich gemeldete Umlaufszeit bzw. die mittlere Höhe der Umlaufbahn doch geringe Differenzen zu den tatsächlich erreichten Werten aufweisen.

An der Satellitenbeobachtungsstation „Junge Welt" wurden die ersten funktechnischen Verfolgungen von Erdsatelliten bei Kosmos 28 in Angriff genommen. Aus diesem Grund soll die folgende Zusammenfassung über die funktechnische Satellitenverfolgung mit diesem Satelliten beginnen.

Hier steht für diese Beobachtungen ein Allwellen-Empfänger vom Typ „Dabendorf" zur Verfügung. Ferner werden zur Registrierung der Signale ein Doppel-Recorder sowie ein Tonbandgerät eingesetzt. Ein zweiter Empfänger vom Typ „Dabendorf" dient der Aufnahme der Zeitzeichen des Geodätischen Instituts Potsdam, die vom Sender Nauen auf der Frequenz von 4,525 MHz ausgestrahlt werden. Auf der einen Spur des Recorders werden die Satellitensignale registriert und auf der zweiten Spur die Zeitzeichen. Damit ergibt sich die Möglichkeit, den Beginn der Hörbarkeit mindestens bis auf eine Sekunde genau festzuhalten. Es ist allerdings zu bemerken, daß die ersten Beobachtungen (Kosmos 28 bis Kosmos 30) noch nicht diese Genauigkeit aufweisen, da zu diesem Zeitpunkt der Recorder noch nicht zur Verfügung stand. Das An- und Ausschalten des Tonbandes erfolgt gleichzeitig mit dem Recorder. Leider war es bisher noch nicht möglich, ein ständiges Tonbandgerät für diese Aufnahmen einzusetzen, weshalb das Aufzeichnungsmaterial inhomogen ist.

Genauso wie es bei der optischen Beobachtung durch den Dunst der Großstadt Beeinträchtigungen gibt, sind auch bei den funktechnischen Beobachtungen Beeinträchtigungen zu verzeichnen. Es treten mitunter Gerätestörungen auf, die die Qualität der Tonbandaufzeichnungen und auch der Recorder-Aufzeichnungen herabmindern. Auch bei der Zeitzeichen-Registrierung haben sich in letzter Zeit beträchtliche Störungen durch Telegrafie-Sender bemerkbar gemacht.

An der Satellitenbeobachtungsstation des Präsidiums der Deutschen Astronautischen Gesellschaft wird zur Aufnahme der Signale ein Empfänger vom Typ „Erfurt 188" eingesetzt. Die Registrierung erfolgt hier auf einem Tonbandgerät vom Typ „Smaragd", wobei die Zeit von der Telefon-Ansage vor Beginn und am Ende der Aufnahme mit aufgenommen wird. Allerdings sei bemerkt, daß Untersuchungen über die Genauigkeit dieser Minuten-Zeitmarken-Abweichungen von über einer Sekunde ergeben. Deshalb werden mit einem zweiten Empfänger auch die Zeitzeichen des Geodätischen Instituts Potsdam mit aufgenommen.

Angaben über die Empfangsanlagen, die beim Funkamt Beelitz und an der Satelliten-Radio-Amateurfunk-Beobachtungsstation von Herrn Oslender in Bad Godesberg verwendet werden, liegen leider nicht vor.

Bei den nun folgenden Angaben kann es sich deshalb nur um eine erste zusammenfassende Übersicht handeln.

Vorangestellt seien einige allgemeine Erfahrungen über den Empfang der sowjetischen Satellitensignale im Bereich von 19,995 MHz bzw. 19,996 MHz. Alle Durchgänge eines Satelliten, die östlich von uns erfolgen, sind meistens bedeutend besser zu empfangen als die Westdurchgänge. Im allgemeinen ist es möglich, einen Satelliten bereits

bei seiner zweiten Erdumkreisung funktechnisch zu beobachten. Seine Entfernung von der Beobachtungsstation beträgt dann meistens fast 2000 km. Satellitendurchgänge, die westlich bzw. bei Raumflugkörpern mit 65° Bahnneigung nordwestlich erfolgen, sind selten über 1000 km Abstand zu hören.

Eine weitere Besonderheit besteht darin, daß das Auftauchen der Satellitensignale meist sehr plötzlich erfolgt. Die Lautstärke der empfangenen Signale ist dann immer schon sehr hoch. Man kann den Zeitpunkt des Beginns der Hörbarkeit bis auf mindestens eine Sekunde genau bestimmen. Besonders krass wird diese Erscheinung bei sehr nahen Satellitenvorübergängen. Das Ende der Hörbarkeit dagegen ist meistens bedeutend schwieriger zu bestimmen. Die Satellitensignale verschwinden langsam im atmosphärischen Rauschen. Dabei kommt es mitunter vor, daß ein bis zwei Minuten nach dem Verschwinden der Signale diese kurzzeitig wieder hörbar werden.

Die Fehler bei den Angaben über das Ende der Hörbarkeit liegen in der Größenordnung 10 bis 20 Sekunden. Das bezieht sich selbstverständlich nur auf die an der Satellitenbeobachtungsstation „Junge Welt" gewonnenen Werte.

Leider liegen – mit einer Ausnahme (Feldstärkeregistrierung von Kosmos 28 durch Herrn Oslender) – keine exakten Meßwerte über die Feldstärke des einfallenden Signals vor.

Aus der Hörbarkeit der empfangenen Signale kann man aber folgendes abschätzen: Die Feldstärke ist während eines Durchganges sehr starken Schwankungen unterworfen. Bei sehr nahen Durchgängen in Entfernungen von weniger als 1000 km tritt meist folgender Verlauf der Feldstärke des einfallenden Signals auf: Erstes Maximum beim Beginn der Hörbarkeit, etwa 1 bis 2 Minuten nach dem Beginn der Hörbarkeit tritt ein zweites meist stärkeres Maximum auf und im weiteren folgen noch mehrere schwächere sekundäre Maxima. Diese Erscheinung war natürlich bei den verschiedenen Satelliten unterschiedlich, da auch – wie später noch zu zeigen sein wird – die Hörbarkeitsdauer bei den einzelnen Satelliten recht unterschiedlich war. Man könnte das auf unterschiedliche ionosphärische Bedingungen zurückführen.

In einigen Fällen bei fast Zenit-Durchgängen trat eine eigenartige Erscheinung auf. Der Satellit war am Beginn der Hörbarkeit sehr lautstark, beim errechneten Zenit-Durchgang ging die Lautstärke fast bis zur Unhörbarkeit zurück und erst, als seine Winkelhöhe gegenüber der Beobachtungsstation etwa 50–60° betrug, wurde er wieder stark hörbar, wobei dieses Maximum das anfängliche übertraf. Das Abklingen der Hörbarkeit entsprach den normalen Satellitendurchgängen.

Die Signale aller in dieser Zusammenfassung zu beschreibenden Erdsatelliten waren praktisch gleichartig. Der Sender des Satelliten arbeitete auf zwei sehr eng nebeneinander liegenden Kanälen. Auf einem Kanal wurden Impulse von etwa einer Sekunde Dauer mit rund einem Zehntel Sekunde Unterbrechung gesendet. Die Zeitdauer dieser Impulse war unterschiedlich. Sie reichte von etwa 0,6 bis 1,2 Sekunden Dauer. In der Folge dieser verschieden langen Impulse gab es keine Regelmäßigkeiten. Es ist deshalb anzunehmen, daß mit der Impulsdauer bestimmte Meßwerte übertragen wurden. Auf dem gleichen Kanal wurden mit etwa 18 Sekunden Abstand sogenannte „Triller" abgestrahlt. Es handelte sich hierbei um sehr kurze Impulse von ungefähr 2–3/100 Sekunden Dauer. Diese Impulse waren meist etwa ein bis zwei Sekunden lang zu hören. Da bei der Recorder-Aufzeichnung durch die Gerätestörungen diese Impulse oft unsauber aufgezeichnet wurden, lassen sich keine spezifischen Angaben über die Dauer und die Zahl dieser einzelnen kurzen Impulse für die verschiedenen Satelliten machen.

In den Zwischenräumen zwischen den langdauernden Impulsen wurden auf dem zweiten Kanal kurze – etwa 1/10 dauernde Impulse auf einer geringfügig höheren Frequenz gesendet. Diese in zwei verschiedenen Tonhöhen auftretenden Signale machen es schwierig, Messungen der Doppler-Frequenz während eines Durchganges auszuführen.

Auch die Satelliten mit 51° Bahnneigung zeigten die gleichen Signale. Allein von der Hörbarkeit dieser Signale läßt sich bei allen zu beschreibenden Kosmos-Satelliten kein Unterschied feststellen. Es ist deshalb anzunehmen, daß ihre Sendeanlagen, die im Bereich von 19,995 MHz gearbeitet haben, alle gleichartig gewesen sind. Grundsätzlich unterschiedlich dazu sind die in einem späteren Beitrag zu beschreibenden Signale der sowjetischen Satelliten der Kosmos-Serie mit 49° Bahnneigung sowie die der Satelliten vom Typ Elektron. Auch die Signale des Senders „Signal" des sowjetischen Drei-Mann-Raumschiffes „Woschod" unterschieden sich von denen der zu beschreibenden Kosmos-Satelliten. Bei ihnen fehlte der höhere Ton des zweiten Kanals und die sogenannten Triller dauerten bedeutend länger. Die Zeitdauer betrug ungefähr 4 bis 5 Sekunden. Zum anderen traten bei den Signalen dieses bemannten Raumschiffes Impulse von 1/10 Sekunde Zeitdauer für etwa 4 Sekunden auf. Die Triller und die eben erwähnten Zehntel-Sekunden-Impulse lösten sich in einem Zeitraum von etwa 30 Sekunden ab. Im folgenden sollen nun die einzelnen sowjetischen Satelliten beschrieben werden.

1964–17 A

Kosmos 28

Dieser sowjetische Satellit wurde am 4. April 1964 gestartet. Nach der TASS-Meldung erreichte er eine Umlaufbahn mit folgenden Parametern:

Umlaufzeit	p	= 90,38
Bahnneigung	i	= 65°
Perigäum	h_p	= 209 km
Apogäum	h_a	= 395 km

Sowohl an der funktechnischen Satellitenbeobachtungsstation des Präsidiums der Deutschen Astronautischen Gesellschaft als auch an der Satellitenbeobachtungsstation „Junge Welt" sowie an der Satelliten-Radio-Amateurfunk-Beobachtungsstation Bad Godesberg wurden die Signale dieses Satelliten empfangen. (Die Beobachtungswerte der genannten Stationen lagen dem Verfasser zur Auswertung vor.)

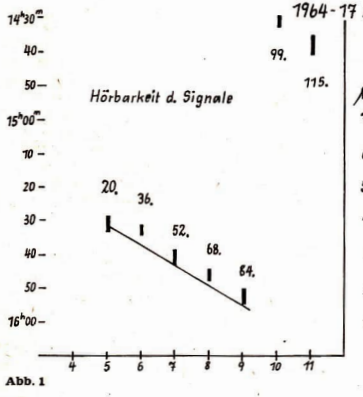


Abb. 1

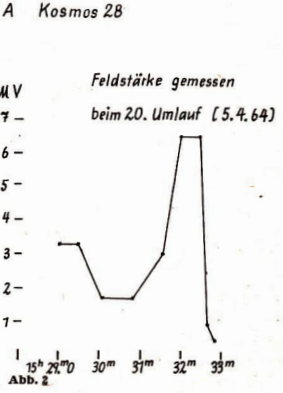


Abb. 2

Abb. 1 und 2 zeigen die Zusammenfassung der Beobachtungsergebnisse dieses Satelliten. Da bei diesem Satelliten pro Tag nur für einen Durchgang Beobachtungsergebnisse vorliegen, lassen sich kaum Angaben über die Bahnänderungen machen. Von der Station in Bad Godesberg wurden für diesen Satelliten beim 20. Umlauf Feldstärkemessungen wiedergegeben. Aus dieser Darstellung wird deutlich, daß auch hier – obgleich es sich um einen Durchgang westlich der Station handelt – ein sekundäres Maximum der Feldstärke auftrat, wobei der Satellit den Punkt der größten Annäherung bereits um 15^h29^m passiert hatte. Dieses sekundäre Maximum trat $15^h32,2$ auf.

Die Dauer der Hörbarkeit bei diesem Satelliten war relativ kurz, sie betrug maximal 3–5 Minuten. Letztmalig wurden die Signale am 11. April 1964 empfangen. Die Versuche, am 12. April diesen Satelliten funktechnisch zu beobachten, gelangen nicht. Es ist deshalb anzunehmen, daß Kosmos 28 seinen Erdumlauf in den Morgenstunden des 12. April 1964 beendet hat. Die Rückführung dieses Satelliten müßte beim 128. Erdumlauf erfolgt sein, da es kaum möglich ist, daß dieser Satellit bereits nach 8 Tagen in so dichte Schichten der Atmosphäre gelangt sein könnte, daß er hätte verglühen können. Auch im „Satellite Situation Report" wird das Ende des Erdumlaufes von Kosmos 28 für den 12. April 1964 angegeben.

1964–21 A

Kosmos 29

Dieser Satellit wurde am 25. April 1964 auf seine Umlaufbahn gebracht. Die von TASS gemeldeten anfänglichen Werte der Umlaufbahn betrugen:

Umlaufzeit	p	$= 89^m,52$
Bahnneigung	i	$= 65°04'$
Perigäum	h_p	= 204 km
Apogäum	h_a	= 309 km

Zum ersten Male gelang der Empfang der Signale dieses Kosmos-Satelliten am 27. April 1964 beim 35. Erdumlauf. Im weiteren ergeben die funktechnischen Beobachtungen eine praktisch lückenlose Verfolgung bis zum Ende seines Erdumlaufes. Die Empfangszeiten lagen jeweils zwischen 3 und 8 Minuten. Die letzte dem Verfasser bekannt gewordene Meldung über den Empfang der Signale auf 19,996 MHz stammt vom 2. Mai 1964 in der Zeit von 14^h58^m bis 15^h06^m. Auch hier liegt deshalb die Schlußfolgerung nahe, daß er am Morgen des 3. Mai 1964 zur Erde zurückgeführt worden ist. Der „Satellite Situation Report" vom 31. Juli 1964 meldet als Ende des Erdumlaufs für Kosmos 29 den 2. Mai 1964. In Abb. 3 sind die Zeiten der Hörbarkeit für diesen Satelliten dargestellt. Nimmt man einen konstanten Wert der Umlaufszeit von 89^m52 an, so müßte der Satellit täglich rund $7^m,7$ früher hörbar gewesen sein. Die Darstellung zeigt, daß Kosmos 29 etwa diesen Bedingungen entsprach. Lediglich in den letzten drei Tagen wird ein früheres Einsetzen der Hörbarkeit sichtbar. Das deutet auf eine Abnahme der Umlaufszeit hin. Aus den Zeiten der Hörbarkeit kann man schlußfolgern, daß in der Zeit vom 27. April 1964 bis 2. Mai 1964 normale ionosphärische Bedingungen existiert haben. In den Hörbarkeitszeiten der Satellitensignale sind keine abnormen Abweichungen zu beobachten. Die Startzeit läßt sich aus Signalen zu 10^h25^m ableiten.

1964–23 A

Kosmos 30

Kosmos 30 erreichte am 18. Mai 1964 seine Umlaufbahn. Sie hatte laut TASS folgende Parameter:

Umlaufzeit	p	$= 90^m,24$
Bahnneigung	i	$= 64°56'$
Perigäum	h_p	= 206,6 km
Apogäum	h_a	= 383,1 km

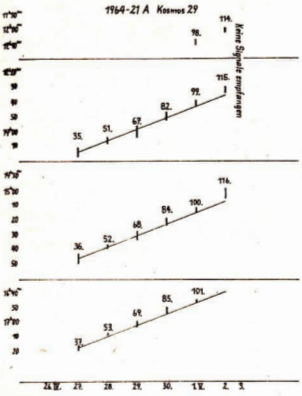


Abb. 3

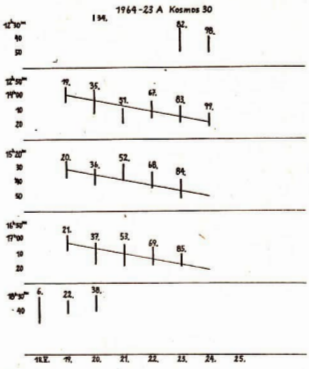


Abb. 4

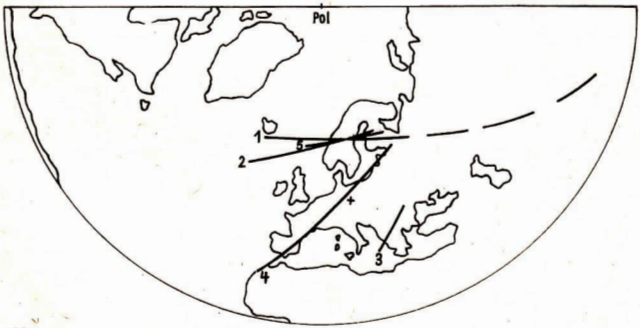


Abb. 5

Das auffallende bei diesem Satelliten waren die relativ langen Zeiten der Hörbarkeit der Funksignale. Sie liegen hier zwischen 19 und 5 Minuten. In Abb. 4 sind diese Empfangszeiten dargestellt. Wir finden hier außerordentlich starke Abweichungen von den zu erwartenden Werten. Umlauf Nr. 51 z. B. wurde 2 Minuten nach dem zu erwartenden Maximum erstmals empfangen. Umlauf Nr. 52 dagegen wurde 13 Minuten vor dem zu erwartenden Beginn erstmals registriert. Eine Besonderheit bildet der 6. Umlauf. Hier trat ein Überreichweitenempfang auf. Erstmals konnte der Satellit funktechnisch empfangen werden, als er sich wenige 10 km südlich von Island befand. Die letzte Registrierung der Signale reicht bei diesem Umlauf bis zum Gebiet südlich des Himalaya-Gebirges. Dazwischen gab es einige 1 bis 2 Minuten dauernde Unterbrechungen. Beim 37. Umlauf z. B., der etwa dem eben genannten entsprach, war die Empfangsdauer bedeutend kürzer. Abb. 5 zeigt einige ausgewählte Beobachtungen der Satellitenbeobachtungsstation „Junge Welt", wobei jeweils der Bahnabschnitt dargestellt ist, in dem der Satellit hörbar war. Die unterschiedlichen Empfangsbedingungen werden hier recht deutlich. Die Darstellung der Erdoberfläche ist vom Pol aus gesehen, die Zahlen in der Abbildung bedeuten jeweils folgenden Umlauf:

1)	6. Umlauf	18. Mai 1964	$18^h29^m - 18^h47^m$
2)	21. Umlauf	19. Mai 1964	$16^h37^m - 17^h03^m$
3)	34. Umlauf	20. Mai 1964	$12^h25^m - 12^h27^m$
4)	35. Umlauf	20. Mai 1964	$13^h53^m - 14^h02^m$
5)	37. Umlauf	20. Mai 1964	$17^h05^m - 17^h08^m$

Als Startzeit für Kosmos 30 läßt sich aus den funktechnischen Satellitenbeobachtungen 10^h45^m MEZ interpolieren. Letztmalig wurden die Signale am 24. Mai 1964 empfangen. Laut „Satellite Situation Report" hat Kosmos 30 die Erde bis zum 26. Mai 1964 umkreist.

1964–29 A

Kosmos 32

Dieser am 10. Juni 1964 gestartete Satellit erreichte nach den offiziellen Informationen eine Flugbahn mit folgenden Werten:

Umlaufzeit	p	$= 89^m78$
Bahnneigung	i	$= 51°17'$
Perigäum	h_p	= 209 km
Apogäum	h_a	= 333 km

Kosmos 32 sendete auf der Frequenz von 19,996 MHz. Seine Signale konnten vom 10. bis zum 17. Juni 1964 empfangen werden Aus den Funkbeobachtungen läßt sich ein Startzeitpunkt von etwa 12^h00^m MEZ ableiten. Abb. 6 zeigt die Hörbarkeit der Signale von Kosmos 32. Hier läßt sich, obgleich die Hörbarkeitsdauer nur in Werten zwischen 8 und 4 Minuten schwankt, eine relativ große Abweichung von den zu erwartenden zeitlichen Werten feststellen. Die Hörbarkeitszeiten wichen um $\pm$ 10 Minuten von dem (konstante Umlaufszeit vorausgesetzt) vorausberechneten Wert ab. Das deutet darauf hin, daß die ionosphärischen Verhältnisse zumindest in der Zeit zwischen dem 11. und 14. Juni 1964 anormal waren.

1964–33 A

Kosmos 33

Der Start dieses Satelliten erfolgte am 23. Juni 1964. In der Meldung werden als anfängliche Bahnelemente für diesen Satelliten folgende Werte angegeben:

Umlaufzeit	p	$= 89^m38$
Bahnneigung	i	$= 65°$
Perigäum	h_p	= 209 km
Apogäum	h_a	= 293 km

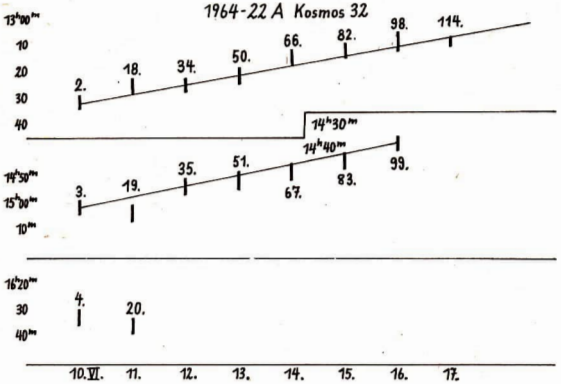


Abb. 6

Der Satellit sendete auf der Frequenz von 19,995 MHz. Die Signale konnten erstmals am 24. Juni beim 20. Erdumlauf gehört werden. Der letzte Signalempfang erfolgte am 30. Juni bei der 117. Erdumkreisung. Die Vermutung liegt nahe, daß Kosmos 33 am Vormittag des 1. Juli 1964 seinen Erdumlauf beendet hat. Im „Satellite Situation Report" wird für das Ende von Kosmos 33 der 1. Juli 1964 angegeben. Wie aus Abb. 7, die die Funkbeobachtungszeiten für diesen Satelliten wiedergibt, ersichtlich ist, waren die Hörbarkeitszeiten relativ lang, sie liegen zwischen 17 und 12 Minuten. Es treten auch hier keine großen Abweichungen von der vorausberechneten Zeit ein, lediglich in den letzten Tagen seiner Erdumkreisung verfrühen sich die Beobachtungszeiten, was zweifellos auf die Abnahme der Umlaufzeit zurückzuführen ist. Nimmt man als Mittelwert des früheren Auftauchens des Satelliten 6 Minuten an, so würde das einer Umlaufzeit von 89.31 Minuten entsprechen. Hier wird also die Abnahme der Umlaufzeit zumindest schon deutlich.

Da die Empfangszeiten keine großen Unregelmäßigkeiten aufweisen, läßt sich daraus auf relativ ruhige ionosphärische Verhältnisse schließen.

1964–34 A

Kosmos 34

Kosmos 34 gelangte am 1. Juli auf seine Umlaufbahn. Als anfängliche Werte der Bahn wurden folgende Größen angegeben:

Umlaufzeit	p	= 90,^{m}0
Bahnneigung	i	= 64°58′
Perigäum	h_p	= 205 km
Apogäum	h_a	= 360 km

Aus dem Empfang der Funksignale läßt sich auf eine Startzeit von 12^h05^m MEZ schließen. Der Satellit sendete auf der Frequenz von 19,995 MHz. Die erste Aufnahme der Signale war beim 3. Erdumlauf möglich. Abb. 8 gibt die Empfangszeiten der Signale von Kosmos 34 wieder. Die Zeiten entsprachen relativ genau den Vorhersagewerten. Lediglich beim 82. bis 84. Umlauf gibt es geringe Abweichungen, was wahrscheinlich auf ionosphärische Störungen am 6. Juli 1964 zurückzuführen ist. Anzeichen über die Abnahme der Umlaufzeit lassen sich aus den Funkbeobachtungen dieses Satelliten nicht ableiten. Das letzte Mal gelang es am 8. Juli 1964 beim 115. Erdumlauf die Signale zu empfangen. Es ist anzunehmen, daß der Satellit am 9. Juli seinen Erdumlauf beendet hat. Auch im „Satellite Situation Report" wird für das Ende von Kosmos 34 der 9. Juli 1964 angegeben.

1964–39 A

Kosmos 35

Kosmos 35 gelangte am 15. Juli auf seine Flugbahn. In der Meldung wurden als anfängliche Flugbahnelemente folgende Werte angegeben:

Umlaufzeit	p	$= 89^m{,}20$
Bahneigung	i	$= 51°18'$
Perigäum	h_p	$= 217$ km
Apogäum	h_a	$= 268$ km

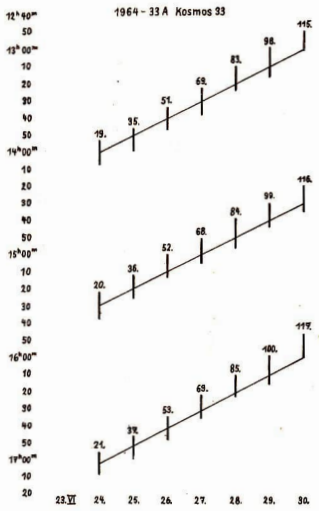


Abb. 7

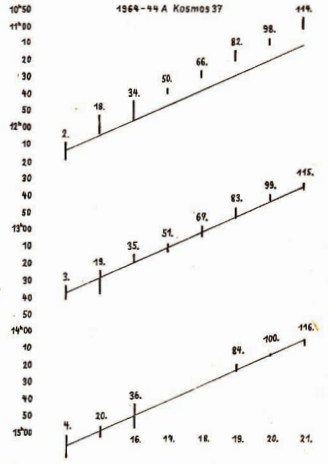


Abb. 8

Aus den Funkbeobachtungen läßt sich als Startzeit für diesen Satelliten 10^h50^m MEZ ermitteln. Der Satellit konnte in Beelitz und an der Satellitenbeobachtungsstation „Junge Welt" nur am 16. Juli funktechnisch beobachtet werden, während Herr Oslender aus Bad Godesberg noch für den 17. Juli eine Funkbeobachtung meldet. Auf eine Darstellung der vier Beobachtungswerte kann verzichtet werden, da sich daraus keinerlei Schlußfolgerungen ableiten lassen. Wie lange Kosmos 35 die Erde umkreist hat, läßt sich aus den Funkbeobachtungen nicht ableiten, da keine weiteren Beobachtungen bekannt geworden sind. Englischen Quellen zufolge und nach dem „Satellite Situation Report" soll Kosmos 35 die Erde bis zum 23. Juli 1964 umkreist haben.

1964–44 A

Kosmos 37

Kosmos 37 wurde am 14. August 1964 gestartet. Seine anfängliche Erdumlaufbahn hatte folgende Parameter:

Umlaufzeit	p	= 89^m45
Bahnneigung	i	= 65°0
Perigäum	h_p	= 205 km
Apogäum	h_a	= 300 km

Der Satellit sendete auf der Frequenz von 19,995 MHz. Aus den Funkbeobachtungen ließ sich eine Startzeit von 10^h35^m MEZ ermitteln. Der Satellit konnte von seiner 2. Erdumkreisung an bis zum 116. Umlauf funktechnisch beobachtet werden. Meist konnten die Signale dreimal täglich empfangen werden.

Die Dauer der Hörbarkeit der Signale war recht verschieden. Während z. B. der Durchgang beim 19. Umlauf und beim 36. Umlauf je etwa 15 Minuten dauerte, war dagegen der Durchgang bei seinem 100. Erdumlauf nur knapp eine Minute zu hören. In Abb. 9 sind die Hörbarkeitszeiten von Kosmos 37 dargestellt. In der oberen Reihe befindet sich der Satellit durchweg östlich von uns. Beim 2. Umlauf war er etwa 2200 km von uns entfernt, beim 114. betrug der Abstand nur noch 1100 km. Alle diese relativ weit entfernten Durchgänge waren ausnahmslos gut zu hören. In der mittleren Reihe der Abb. 9 überflog der Satellit Mitteleuropa. Beim 3. Umlauf befand er sich im Punkt der größten Annäherung noch rund 700 km östlich von Berlin, beim 115. Umlauf bewegte er sich schon 200 km westlich von Berlin über unserem Gebiet. In Abb. 10 sind, von der 50. Erdumkreisung an, die in Berlin hörbaren Durchgänge von Kosmos 37 dargestellt. Im Gegensatz zu Abb. 5 (Kosmos 30) finden wir bei diesem Satelliten durchaus normale Empfangsbedingungen (abgesehen vom 100. Erdumlauf). In der Abbildung entsprechen die Zahlen den jeweiligen Erdumkreisungen. Auch Abb. 9 zeigt, daß während der Erdumkreisung von Kosmos 37 durchaus normale Empfangsbedingungen geherrscht haben müssen, da keine extremen Abweichungen in den Empfangszeiten auftraten. Das frühere Hörbarwerden des Satelliten, was bei den Ostdurchgängen besonders ausgeprägt ist, wird auf die Abnahme der Umlaufzeit zurückzuführen sein.

Zum letzten Mal wurde Kosmos 37 am 21. August 1964 empfangen, Es ist deshalb anzunehmen, daß er am 22. August morgens seinen Erdumlauf beendet hat. Auch der „Satellite Situation Report" gibt für das Ende von Kosmos 37 den 22. August 1964 an.

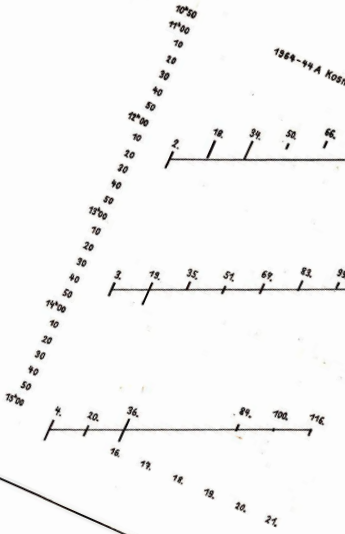
1964–55 A

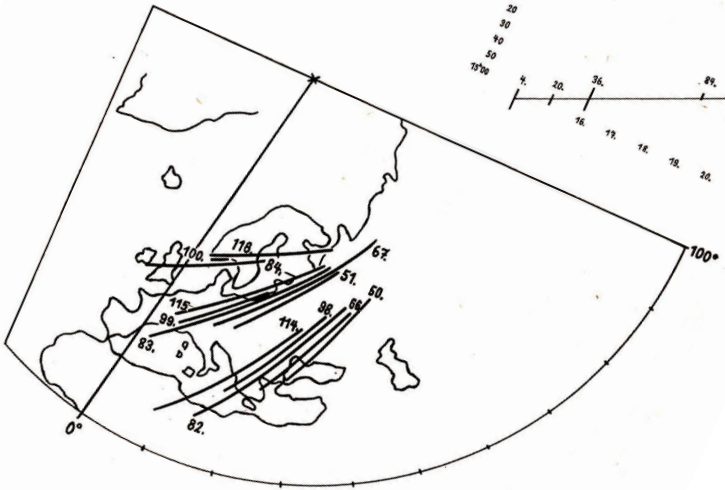
Kosmos 45

Kosmos 45 wurde am 13. September 1964 gestartet. Er hatte eine anfängliche Umlaufbahn mit folgenden Parametern:

Umlaufzeit	p	= 89^m69
Bahnneigung	i	= 64°54′
Perigäum	h_p	= 206 km
Apogäum	h_a	= 327 km

Abb. 9 rechts
Abb. 10 unten





Die erste Funkbeobachtung des Satelliten gelang am 14. September 1964 beim 19. Erdumlauf des Satelliten. In Abb. 11, S. 196, sind die Funkbeobachtungen, die in der Satellitenbeobachtungstation „Junge Welt" gewonnen wurden, dargestellt. Die Empfangsbedingungen für Kosmos 45 waren durchaus normal, es treten keine starken Abweichungen auf. Auffällig ist nur, daß am 17. September bereits die Durchgänge rund 5 Minuten später erfolgen, als nach der Umlaufzeit berechnet. Man könnte deshalb meinen, die Umlaufzeit wäre doch um einen geringeren Betrag größer als angegeben. Für eine Umlaufzeit von $89^{m}79$ würden die beobachteten Durchgangszeiten genau stimmen. Dem eben angegebenen Wert ist aber kein großer Grad an Sicherheit zuzusprechen, da auch wieder inonosphärische Einflüsse eine Rolle spielen können.

Interessant ist die letzte Beobachtung dieses Satelliten. Sie erfolgte an der funktechnischen Satellitenbeobachtungsstation der DAG in Lichtenberg und zwar am 18. September von $8^{h}49^{m}$ bis $8^{h}52^{m}$. Der Satellit befand sich hier bei seiner 80. Erdumkreisung und überflog unseren Breitengrad bei 78°6 östlicher Länge, befand sich also noch östlich von Baikonur. Sehr wahrscheinlich ist Kosmos 45 bei diesem oder bei seinem nächsten Umlauf zur Erde zurückgeführt worden.

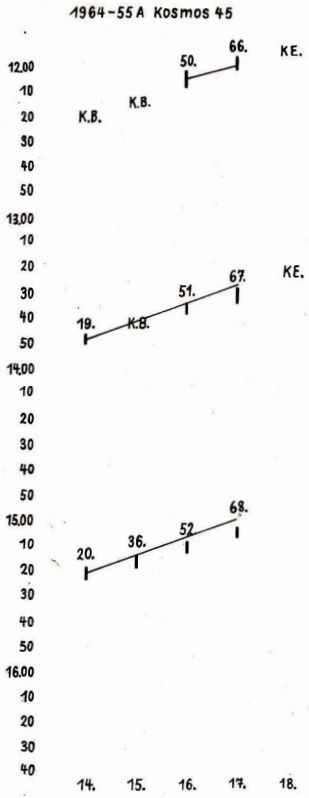


Abb. 11

Zur Skizze oben:
KB bedeutet: Keine Beobachtung; KE bedeutet: Keinen Empfang.

Kosmos 46

Dieser Satellit wurde am 24. September 1964 auf seine Umlaufbahn gebracht. Als anfängliche Werte dieser Bahn wurden folgende Größen angegeben:

Umlaufzeit	p	= 89,20
Bahnneigung	i	= 51°18′
Perigäum	h_p	= 215 km
Apogäum	h_a	= 271 km

Die erste Funkbeobachtung von Kosmos 46 gelang am 25. September 1964 bei seiner 18. Erdumkreisung. Der Signalempfang wurde fortgesetzt bis zu seiner 114. Erdumrundung am 1. Oktober 1964, wo dieser Satellit zum letzten Mal gehört wurde. Es ist deshalb anzunehmen, daß Kosmos 46 am Morgen des

2. Oktober 1964 seinen Erdumlauf beendet hat. Als Startzeit für Kosmos 46 wurde aus den Funkbeobachtungen etwa 13^h05^m MEZ abgeleitet.

Aus dieser ersten Zusammenfassung über die funktechnischen Beobachtungen der sowjetischen Erdsatelliten kann man zusammenfassend folgendes feststellen: Für eine Bahnverfolgung eignen sich einfache Beobachtungen der Hörbarkeit von Satellitensignalen nicht, da ionosphärische Einflüsse die Werte zu stark verfälschen können. Es muß deshalb angestrebt werden, zumindest Dopplerkurven zu erlangen, um den Zeitpunkt der größten Annäherung genauer zu erhalten .

Die angestellten Beobachtungen an der Satellitenbeobachtungsstation „Junge Welt" eigneten sich nur zur ungefähren Bestimmung der optischen Beobachtungsmöglichkeit, was auch der Hauptgrund für diese Beobachtungen war.

Druckfehlerberichtigung Heft 4/1964

In Gleichung (7) auf S. 102 muß es richtig heißen:

$$\bar{\nu} = \frac{E_n - E_{n'}}{h \cdot c} = + \frac{2\pi^2 \cdot m \cdot e^4}{h^3 \cdot c} \left(\frac{1}{n'^2} - \frac{1}{n^2} \right)$$

Entsprechend gilt für

$$\bar{\nu} = R \left(\frac{1}{n'^2} - \frac{1}{n^2} \right)$$

Ebenso muß es auf S. 103 richtig heißen:

$$\bar{\nu} = z^2 \cdot R_{Et} \cdot \left(\frac{1}{n'^2} - \frac{1}{n^2} \right)$$

Der Laplaceoperateur auf S. 106 lautet:

$$\Delta \Phi = \frac{\partial^2 \Phi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \Phi}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \Phi}{\partial z^2}$$

Für den Zusammenhang der Schrödingerschen Wellenfunktion Ψ mit der Amplitude ψ der Welle (S. 106) muß es richtig heißen:

$$\Psi = \psi \cdot e^{2\pi \cdot i \cdot \nu \cdot t}$$

Inhalt:

Einige Betrachtungen zum Mondflug-Programm der USA · *Karl-Heinz Neumann* . 133

Künstliche Erdsatelliten kontrollieren die Einhaltung des Moskauer Teststopp-abkommens. Über den Nachweis von Kernexplosionen in großen Höhen und im kosmischen Raum · *H. Swart* 138

Über die Verwendung von künstlichen Erdsatelliten zu Navigationszwecken · *Karl-Heinz Neumann* . . . 148

Nimbus A 1 · *Horst Hoffmann* 156

Vom Wirkungsquantum zum Sternspektrum. Astrophysik und Sternspektren · *Dipl.-Phys. Dieter Herrmann* 158

Geometrische und Wellenoptik in der Astronomie. Interferenzerscheinungen · *Ing. Max Rötsch* 167

Eine Näherungsmethode zur Messung der Höhen von Mondbergen mit einfachen Mitteln · *Alfred Suckow* 172

Amateure beobachten und berichten

Bericht über die Sonnenfleckentätigkeit vom III. Vierteljahr 1964 · *Erich Schütz* . 177

Beobachtung der totalen Mondfinsternis vom 24./25. Juni 1964 im Bezirk Dresden · *Hans-Joachim Blasberg* 178

Aus der astronautischen Literatur

Optisches Radarsystem mit nichtkohärentem Licht für das Weltraum-Rendezvous . 180

Optische Messung der Orientierung der Drallachse des Satelliten „Telstar" und ihrer zeitlichen Änderungen 180

Buchbesprechung

Typenbuch der Raumflugkörper 181

In memoriam Eugen Sänger · *Horst Hoffmann* 182

Mitteilungen der Deutschen Astronautischen Gesellschaft

Funktechnische Beobachtungen der sowjetischen Erdsatelliten mit rund 60° bzw. 51° Bahnneigung · *Karl-Heinz Neumann* 183

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

Redaktion: **Berlin C 2,** Littenstraße 79 a. Fernsprecher: **51 53 84/85.** „Astronomie und Raumfahrt" erscheint **1964** mit 4 Einzelheften und 1 Doppelheft. Bezugspreis einschließlich Zustellgebühr 9,00 MDN. Einzelheft 1,50 MDN, Doppelheft 3,00 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

h.l. 31052
Hetmrich
Maximilianstr. 10

Astronomie und Raumfahrt

5/B

EVP 3,00 MDN PZV 31052