

# Satelliten

GERHARD EICHLER · HORST KÖRNER



GERHARD EICHLER / HORST KÖRNER

# *Satelliten*



URANIA-VERLAG

Verlag für populärwissenschaftliche Literatur

Leipzig/Jena

**Herausgeber:**  
**Gesellschaft zur Verbreitung wissenschaftlicher Kenntnisse**

**Umschlag: Kurt Müller**

**1. Auflage 1958, 1.—10. Tausend**  
**Redaktionsschluß: 31. Mai 1958**  
**Alle Rechte vorbehalten — Copyright 1958 by Urania-Verlag**  
**Verlag für populärwissenschaftliche Literatur, Leipzig/Jena**  
**Lizenz-Nr. 212 — 475/87/58**  
**Gesamtheinstellung: Betriebsberufsschule Otto Grotewohl (III-18-3)**  
**Printed in Germany**

## VORWORT

Ein neues Zeitalter hat begonnen, ein Zeitalter des praktischen Vordringens in kosmische Räume. Der Mensch ist dabei, seinen Erfahrungsbereich ungeheuer auszudehnen. Von uns als Zeitgenossen einer grandiosen gesellschaftlichen und technischen Entwicklung wird ein vermehrtes Wissen gefordert, damit wir den begeisternden Erfolgen der sowjetischen Wissenschaft und Technik bei ihren Riesenschritten auf dem Wege zur Verwirklichung des Raumflugs folgen können.

Verschiedene immer wieder auftauchende Fragen in öffentlichen Vorträgen zeigen, wie sehr es an klaren Vorstellungen über die Bewegungsbedingungen künstlicher und natürlicher Himmelskörper mangelt und wie wenig die meisten Menschen die technischen Schwierigkeiten eines Satellitenstarts abzuschätzen vermögen. Dieser Tatsache trägt die vorliegende Broschüre Rechnung und behandelt in den Abschnitten 3 und 4 diese grundlegenden Probleme etwas ausführlicher, wobei es sich nicht immer umgehen läßt, einige naturgesetzliche Zusammenhänge mathematisch zu formulieren. Diese beiden Abschnitte erfordern eine etwas ausdauerndere Lektüre als die anderen. Der mathematisch ungeübte Leser braucht aber nicht zu befürchten, daß er den Gesamtzusammenhang verliert. Er kann Formeln und Betrachtungen, die zu ihrer Aufstellung führen, übergehen und braucht nur jeweils die Ergebnisse zur Kenntnis zu nehmen. Die rechnerische Behandlung von Mehrstufenraketen ist für besonders interessierte Leser gedacht, die über einige mathematische Grundkenntnisse verfügen, wie sie heute die allgemeinbildende Schule vermittelt.



## 1. SATELLITEN IN DER GESCHICHTE DER ASTRONOMIE

In einem kleinen astronomischen Wörterbuch, das vor etwa 20 Jahren erschien, werden die ständigen Begleiter, die in der Nähe eines Planeten angetroffen werden, um den sie Umlaufbewegungen ausführen, als Satelliten bezeichnet. Mit Ausnahme von Merkur, Venus und Pluto besitzen alle Planeten des Sonnensystems derartige Begleiter. Diese Erklärung des astronomischen Begriffs Satellit bedarf heute einer Ergänzung. Dank des raschen Fortschritts von Wissenschaft und Technik konnte der Mensch erstmalig irdische Körper in kosmische umwandeln, die unseren Heimatplaneten ebenfalls umfliegen, deren Existenz aber von begrenzter Dauer ist. Ihr Name „Sputnik“, der ihnen für immer bleiben wird, verrät, daß wir ihre Entstehung dem führenden sozialistischen Lande verdanken. Diesen ersten künstlichen Satelliten werden auch solche von zeitlich unbegrenzter Existenz folgen.

Es ist allgemein bekannt, daß in der Astronomie Satellit dasselbe bedeutet wie Mond. Die eben angeführte Erklärung ist auch unter dem Stichwort „Mond“ zu finden. Die Gleichsetzung dieser beiden Begriffe setzt schon gewisse Kenntnisse über die astronomische Wirklichkeit voraus, und sie war erst möglich nach der Verkündung des heliozentrischen Weltbildes durch Kopernikus. Damals erhielt der Begriff „Mond“ den allgemein bekannten Inhalt, der heute eine Erweiterung erfahren hat.

Kopernikus kannte nur einen Satelliten im Planetensystem, den natürlichen Mond unserer Erde. Fast 70 Jahre nach dem Tode dieses großen Astronomen wurden erst weitere Satelliten entdeckt. Dies gelang der Menschheit nur, weil der Astronomie das Fernrohr als neues technisches Hilfsmittel zur Verfügung stand; damit wurde eine neue Epoche der astronomischen Forschung eingeleitet. Galilei entdeckte mit seinem noch sehr primitiven Fernrohr vier Jupitermonde. Für den damaligen Kampf um das neue Weltbild war das von entscheidender Bedeutung. Die Wissenschaft konnte jetzt anschaulich und unmittelbar zeigen, ohne abstrakte Überlegungen fordern zu müssen, daß die Erde nicht der Mittelpunkt aller Drehbewegungen im Weltall ist, wie es dem unbewaffneten Auge erscheint. Galilei betrachtete die Tatsache, daß diese Monde sich ähnlich um den Jupiter bewegen wie die übrigen Planeten um die Sonne, als einen der augenfälligsten Beweise für die Richtigkeit der kopernikanischen Lehre. Gegner dieser Lehre, Professoren aus Florenz, denen Galilei die Jupitermonde in seinem Fernrohr zeigen wollte, lehnten ab, durch das Fernrohr zu sehen, weil sie sich vor der Wahrheit fürchteten.

Noch größere weltanschauliche Bedeutung als die Entdeckung der ersten Satelliten anderer Planeten hat die Schaffung der ersten künstlichen Monde unserer Erde. Für viele Zeitgenossen bedeutete der Start des ersten Sputniks einen Einbruch in ihre veralteten weltanschaulichen Vorstellungen. Die Umwandlung eines irdischen Körpers in einen kosmischen war manchem als eine völlige Unmöglichkeit erschienen. Immer noch gab es Menschen, die trotz aller Entwicklung der Naturwissenschaften den Himmelskörpern grundsätzlich andere Bewegungsgesetze zuschreiben wollten als Körpern irdischer Herkunft. Astrologie, ja selbst die Hohl-

welttheorie haben auch in unserer Zeit noch Anhänger, abgesehen von den mystizistischen Vorstellungen, die noch in den Hirnen mancher Zeitgenossen spuken. Die Sputniks beweisen eindringlich die Einheit der Naturgesetze. Ihre Umlaufbewegungen gehorchen denselben Prinzipien wie die Bewegungen der von Natur aus vorhandenen Himmelskörper. Das „Himmlische“ hat den Charakter des „Überirdischen“ endgültig verloren. Der astronomische Begriff Satellit wurde mit unserem heutigen Weltbild geboren. Der Start erster künstlicher Satelliten leitet eine neue Epoche der Menschheitsgeschichte ein und hilft uns gleichzeitig, Reste weltanschaulicher Vorstellungen längst vergangener Zeiten zu beseitigen. Auch auf diese Weise wird der Menschheit geistig der Weg in eine sozialistische Zukunft freigemacht. Die englische Zeitung „Sunday Pictorial“ schrieb zum Start des ersten Sputniks: „Die Tore zum Weltall sind offen. Hinter der Schwelle befinden sich die Geheimnisse der Milchstraße. Aber über dem Torweg weht die rote Fahne.“

## 2. GESCHICHTLICHES ZU KÜNSTLICHEN ERDSATELLITEN

Der Gedanke, künstliche Satelliten zu bauen, ist bei weitem nicht so alt wie der Wunsch, zu anderen Himmelskörpern zu gelangen. Als bereits bekannt war, daß der Mond ein der Erde ähnlicher Körper ist, den zu besuchen dem Menschen ein sinnvolles Ziel schien, wußte man absolut noch nichts über die Naturgesetze, die uns an der Erde festhalten, und über diejenigen, deren Ausnutzung schließlich ein Verlassen der Erde ermöglichen würden. Die Entdeckung des Gravitationsgesetzes und die Erkenntnis von der Leere des Raumes

zwischen den Planeten gaben den Bestrebungen zur Raumfahrt erste Anhaltspunkte. Die gewonnenen naturwissenschaftlichen Erkenntnisse zeigten die Schwierigkeiten, die sich dem Vordringen in den Weltraum entgegenstellten, sie wiesen aber bereits prinzipiell die Wege zu ihrer Überwindung. Jedoch war die Technik bei weitem noch nicht in der Lage, die konkreten Voraussetzungen für ein solches Vorhaben zu schaffen. Je tiefer der Mensch in die Naturgesetze eindrang, desto weiter schienen sich zunächst die Himmelskörper von ihm zu entfernen und um so utopischer erschienen alle Gedanken an die Überwindung der Erdgebundenheit des Menschen. Als man über die Physik des Weltalls noch nichts wußte, konnte jeder phantastische Ideen zur Lösung des Raumflugproblems entwickeln, ohne sich um Naturgesetze kümmern zu müssen.

Wegen dieses technischen Unvermögens blieb das Thema Raumfahrt nach wie vor utopischen Schriftstellern vorbehalten. Sie strebten natürlich nach fernen Himmelskörpern und dachten nicht daran, die Erde von kleinen, unscheinbaren künstlichen Satelliten umkreisen zu lassen. Aber sie mußten ihrer Phantasie bereits Zügel anlegen und die universelle Wirkung der Schwerkraft in ihren Romanen berücksichtigen. Dies tat erstmalig Jules Verne. Er ließ sich dazu von seinem Schwager, einem Astronomen, beraten.

Erste technisch begründete Pläne, die natürlich noch völlig unzureichend waren, entwickelte der russische Revolutionär Kibaltschitsch. Kurz vor seiner Hinrichtung im Jahre 1881 übergab er seine in der Haft entworfenen Pläne einem Beamten des zaristischen Staates. Sie wurden nicht, wie es Kibaltschitsch wollte, geprüft und veröffentlicht, sondern verstaubten in den staatlichen Geheimschränken. Erst durch die Öffnung der Archive nach der Großen Sozialistischen Oktober-

revolution wurden sie der Öffentlichkeit zugänglich gemacht.

Kurz nach Kibaltschitsch befaßte sich in Deutschland Hermann Ganswindt, ein vielseitiger Erfinder, mit der Konstruktion eines Raumschiffes. Er hatte kühne Ideen, entwickelte auch im Prinzip brauchbare Gedanken, aber gleichzeitig hinderte ihn eine zügellose Phantasie daran, seine Pläne in zäher Kleinarbeit ausreifen zu lassen. Er dachte erstmalig daran, eine Welt-raumstation zu schaffen, die unsere Erde als künstlicher Mond umkreisen sollte. Seine Idee ist nicht verwunderlich, da eine Untersuchung des Raumfahrt-problems, die auf eine praktische Verwirklichung gerichtet ist, ohne weiteres auf den künstlichen Satelliten als zuerst zu erreichendes Ziel stoßen muß. Solche von Menschen gebauten Monde tauchen dann auch in dem utopischen Roman „Zwischen zwei Planeten“ von Kurd Laßwitz auf (1897).

Während dieser Zeit schuf der russische Mathematik-lehrer Ziolkowski die theoretischen Grundlagen der Raketentechnik mit dem Ziel, Raumschiffe zu bauen. Das wichtigste Mittel zur Bezwingung des Weltraumes sah auch er in der Schaffung eines künstlichen Satelliten. In unseren Tagen erleben wir den ersten Triumph der Ideen Ziolkowskis, der während der Zarenzeit nur den Hohn und den Spott seiner Zeitgenossen erntete. Ziolkowski dachte sich einen künstlichen Satelliten in Form einer großen bemannten Raumstation als Ausgangs- und Stützpunkt einer eigentlichen Raumfahrt. Eine solche Station sollte mit Hilfe mehrerer Raketen auf ihrer Umlaufbahn zusammengebaut werden.

Von nun an befaßten sich alle Theoretiker der Raumfahrt mit dem Problem der Raumstation, besonders Hermann Oberth, von Pirquet und Hermann Noordung. Kleine, unbemannte künstliche Monde, wie sie ja heute

bereits die Erde umfliegen, werden in ihren Plänen kaum erwähnt. Was die großen Träumer, die der Menschheit die Richtung wiesen, anstrebten, kann die Technik nur schrittweise verwirklichen. Je weiter sich die Raketentechnik entwickelte, je mehr die einstige Utopie Wirklichkeit zu werden versprach, um so begrenzter wurden zunächst die gesteckten Ziele. Aber sie unterscheiden sich von den Träumen der ersten Pioniere dadurch, daß sie die Fülle der zu lösenden Probleme analysieren und den Weg zu den Sternen in Etappen zerlegen, die nacheinander zu bewältigen sind. Der Schriftsteller kann wohl kühn ganze Epochen überspringen, aber der Techniker kann nicht den zweiten Schritt vor dem ersten tun.

Diese ersten künstlichen Monde, die sich so bescheiden ausnehmen im Vergleich zu den Raumstationen der Theoretiker der Raumfahrt, stellen die bisher größte technische Leistung der Menschheit dar. Mit ihrem ersten Start ist der Mensch in ein neues Zeitalter der Beherrschung der Naturkräfte eingetreten.

### 3. ÜBER DIE BEWEGUNG KÜNSTLICHER SATELLITEN

Die meist unsichtbar über unsere Köpfe hinwegziehenden Sputniks veranlaßten viele Menschen, sich erstmalig mit Problemen der Himmelsmechanik zu befassen. Das bereitete manchem Schwierigkeiten. Die allgemeinen Bewegungsgesetze von Planeten und Monden sind zwar schon seit Jahrhunderten bekannt; sie sind jedoch bei weitem noch nicht Bestandteil der Allgemeinbildung geworden. Wieso bewegen sich die Sputniks ohne weiteren Antrieb? Weshalb fallen sie nicht herunter? Solche und ähnliche Fragen werden gestellt.

Um klare Vorstellungen zu schaffen, wollen wir die himmelsmechanischen Bewegungen etwas ausführlicher erklären. Wir beginnen am besten bei der Kraft, die die Bahnen aller Himmelskörper bestimmt.

Es ist seit der Aufstellung des Gravitationsgesetzes durch den Engländer Isaak Newton im 17. Jahrhundert bekannt, daß die Masse jedes Körpers eine Eigenschaft besitzt, durch die sie auf die Masse jedes anderen Körpers einzuwirken vermag. Diese Eigenschaft äußert sich als gegenseitige Anziehungskraft. Sie ist unter dem Namen Schwerkraft oder Gravitation allgemein bekannt und kann durch keinerlei technische Maßnahmen beseitigt oder abgeschirmt werden; man kann sie nur durch eine ihr entgegengerichtete Kraft überwinden.

Wir spüren zum Beispiel diese Anziehung zwischen der Masse unseres Körpers und der Masse der Erde als Druck auf unsere Sitz- oder Standfläche. Wir bezeichnen diesen Druck als unser Gewicht. Ohne die Schwerkraft gäbe es die physikalische Größe Gewicht überhaupt nicht. Sie richtet sich natürlich nach der Größe der Schwerkraft an der Oberfläche der Erde. Auf einem anderen Himmelskörper wären wir leichter oder schwerer, je nach der Schwerkraftwirkung an dessen Oberfläche. Auf dem Mond würden wir nur etwa ein Sechstel unseres irdischen Gewichtes aufweisen, auf dem Jupiter dagegen würden wir etwa das Zweieinhalbfache wiegen.

Die Wirkungen der Schwerkraft wollen wir genauer untersuchen und dabei einige Bewegungsprobleme künstlicher Erdsatelliten in ganz einfacher Form rechnerisch betrachten. Leider lassen sich hierbei manchmal mathematische Formulierungen naturgesetzlicher Zusammenhänge nicht vermeiden. Der mathematisch ungeübte Leser braucht deshalb nicht zu befürchten,

daß er den Zusammenhang verliert. Es genügt, wenn er bei auftauchenden Formeln stets nur die Ergebnisse zur Kenntnis nimmt.

In eine mathematische Form gebracht, sieht das Gesetz der gegenseitigen Anziehung folgendermaßen aus:

$$K = f \cdot \frac{m \cdot M}{r^2}.$$

Es bedeuten  $m$  und  $M$  die Massen der sich anziehenden Körper, die in diesem Falle als Kugeln gedacht sind, und  $r$  bedeutet den Abstand der Mittelpunkte dieser Kugeln. Wir werden mit  $M$  immer die Masse der Erde bezeichnen, mit  $m$  die des Satelliten und mit  $r$  seinen Abstand vom Erdmittelpunkt. Der Faktor  $f$  bezeichnet die sogenannte Gravitationskonstante. Sie sorgt dafür, daß die verschiedenen Größen im richtigen Verhältnis zueinander stehen. Aus den Bewegungen der Himmelskörper kann sie allerdings nicht erschlossen werden. Man kann sie nur durch Versuche mit bekannten Massen auf der Erde bestimmen. Ihr Zahlenwert ist sehr klein. Daraus erkennt man schon, daß die gegenseitige Anziehung der Massen kleiner Körper kaum zu spüren ist.

Wir werden die Masse immer in Gramm (g) angeben und die Entfernung ( $r$ ) der Körper in Zentimeter (cm). Die Gravitationskonstante wird in diesem Fall  $f = 6,67 \cdot 10^{-8} \text{ cm}^3 \cdot \text{g}^{-1} \cdot \text{sec}^{-2}$ .

Wir erhalten dadurch die Kraft in den Einheiten  $\text{g} \cdot \text{cm} \cdot \text{sec}^{-2}$ , wofür man in der Physik die Bezeichnung dyn eingeführt hat. Das erwähnen wir nur der Vollständigkeit halber. Wir werden fortan das Gewicht, das ja der Anziehungskraft entspricht, wie heute allgemein üblich, in Pond (p) ausdrücken. Dazu muß der in dyn erhaltene Wert durch 981 dividiert werden. 1000 Pond ergeben ein Kilopond (kp).



An der Erdoberfläche beträgt das Gewicht von einem Kilogramm Masse gerade ein Kilopond. Wir wollen das rechnerisch bestätigen. Dazu werden noch folgende Angaben benötigt, die wir uns auch für später merken müssen.

Masse der Erde:  $5,97 \cdot 10^{27}$  g, Erdradius:  $6,37 \cdot 10^8$  cm.  
Die Rechnung ergibt

$$K = 6,67 \cdot 10^{-8} \cdot \frac{10^3 \cdot 5,97 \cdot 10^{27}}{6,37 \cdot 10^8 \cdot 6,37 \cdot 10^8 \cdot 981} \text{ p}$$

$$\approx \frac{981}{981} 10^3 \text{ p} = 1000 \text{ p} = 1 \text{ kp.}$$

Allerdings gilt dieses Ergebnis genau nur am 45. Breitenkreis.

Die Schwerkraft wirkt von einem Körper aus nach allen Richtungen. Dabei wird sie, wie sich auch aus der Formel ablesen läßt, mit zunehmendem Abstand vom Mittelpunkt der Anziehung immer kleiner. Die Abnahme erfolgt in der Weise, daß die Größe der Schwerkraft auf ein Viertel abnimmt, wenn die Entfernung verdoppelt wird, oder sie sinkt auf ein Neuntel, wenn sich der Abstand verdreifacht. Diese rasche Abnahme, die Abbildung 1 veranschaulicht, wirkt sich sehr günstig für unsere Bestrebungen zur Raumfahrt aus. Theoretisch hat die Schwerkraft eines Körpers keine Grenze, an der sie auf einmal verschwunden wäre. Sie wirkt bis in jede angebbare Entfernung, man sagt dafür im allgemeinen „bis ins Unendliche“. Aber sie nimmt bald bis auf sehr kleine Werte ab und wird von den Schwerkraftwirkungen anderer Himmelskörper überdeckt. In einer Entfernung von etwa 1,5 Millionen Kilometer von der Erde kann man deren Schwerkraft für alle heute denkbaren Experimente vernachlässigen. Dort muß man aber die Schwerkraft der Sonne berücksichtigen. Es gibt keinen Punkt im Weltall, an dem gar keine

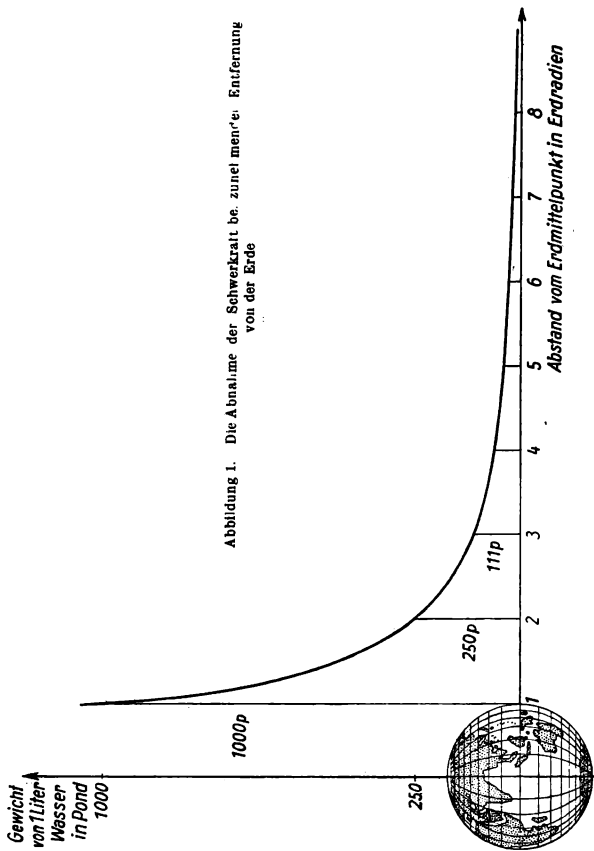


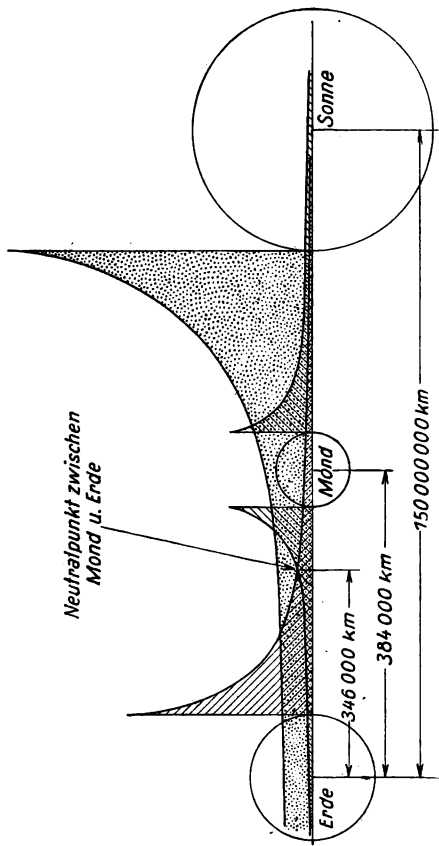
Abbildung 1. Die Abnahme der Schwerkraft bei zunehmender Entfernung von der Erde

Schwerkraft herrscht. Auch der sogenannte Neutralpunkt zwischen Mond und Erde, an dem sich die Schwerkraftwirkungen zwischen diesen Körpern aufheben, ist nicht schwerkraftfrei, wie mancher meint. Hier beherrscht die Schwerkraft der Sonne das Feld. In Abbildung 2 ist die Schwerkraft der Sonne mit eingezeichnet, die auf solchen Darstellungen meist fehlt, weil diese nur die Beziehungen zwischen Mond und Erde zeigen sollen.

Verschiedentlich wird die in einem um die Erde kreisenden künstlichen Satelliten empfundene Schwerfreiheit, der zum Beispiel die Hündin Laika im Sputnik 2 ausgesetzt war, so gedeutet, als ob die Bewegung des Satelliten in einem schwerfreien Raum erfolge. Das ist falsch. Auf diese Gewichtslosigkeit in Raumfahrzeugen werden wir noch zu sprechen kommen.

Da es keinen Punkt im Weltraum gibt, an dem keine Schwerkraft herrscht, kann es auch keinen Körper im Weltall geben, der nicht in Bewegung wäre, sei es ein Körnchen, das wir als Sternschnuppe aufglühen sehen, oder sei es ein großer Planet. Auch die Fixsterne, die unserem Auge als Lichtfünkchen erscheinen, von denen wir aber wissen, daß es riesige Sonnen sind, bewegen sich mit hohen Geschwindigkeiten. Nur die riesigen Entfernungen, die uns von ihnen trennen, verhindern, dies ohne Hilfsmittel zu bemerken.

Warum setzt die überall im Raum vorhandene Schwerkraft alle frei im Weltraum existierenden Körper in Bewegung? Zwischen Kraft und Bewegung besteht ein enger Zusammenhang. Wollen wir zum Beispiel einen Wagen in Bewegung setzen oder die Geschwindigkeit eines Wagens erhöhen, so müssen wir unsere eigene körperliche Kraft, die eines Zugtieres oder eines Motors aufwenden. Auch zum Abbremsen oder zum Anhalten brauchen wir eine solche Kraft. Eine Änderung des



Neutralpunkt zwischen  
Mond u. Erde

Abbildung 2. Überlagerung der Schwerkräftfelder von Mond, Erde und Sonne bei Neumondstellung  
(Die Größenverhältnisse sind nicht im richtigen Maßstab gezeichnet)

Bewegungszustandes erfordert also stets das Wirken einer Kraft. Diesen Zusammenhang hat Newton bereits im Kraftwirkungsgesetz ausgedrückt. Es besagt, daß die Kraft, die einen Körper in Bewegung setzt, so groß ist wie das Produkt aus der Masse des Körpers und der erreichten Geschwindigkeitsänderung, das heißt der Beschleunigung. Mathematisch formuliert lautet das Gesetz:

$$K = m \cdot b.$$

Dabei bedeutet  $K$  die aufgewendete Kraft,  $m$  wieder die Masse des bewegten Körpers und  $b$  die mit Hilfe der Kraft erreichte Beschleunigung. Letztere wird als Änderung der Geschwindigkeit (cm/sec) je Zeiteinheit in cm/sec<sup>2</sup> gemessen.

Solange auf einen Körper eine Kraft wirkt, ändert er auch ständig seinen Bewegungszustand, vorausgesetzt natürlich, daß er nicht durch stärkere Kräfte in einer Zwangslage gehalten wird.

Wirkt auf einen ruhenden Körper keine Kraft, dann rührt er sich nicht von der Stelle. Wie ist es aber, wenn auf einen einmal in Bewegung gesetzten Körper keine Kraft mehr wirkt? Die Erfahrung auf der Erde lehrt, daß er nach kurzer Zeit zur Ruhe kommt. An dieser Änderung des Bewegungszustandes sind aber nur die Bedingungen auf der Erde schuld; denn in Wirklichkeit bewegt er sich gar nicht kräftefrei. Auf ihn wirken dauernd Kräfte ein, die sich seiner Bewegung entgegensetzen, zum Beispiel die Reibung an der Luft und am Boden. Ohne diese Kraftwirkungen würde der Körper seinen Bewegungszustand beibehalten, und zwar in voller Größe und in gleicher Richtung. Der Physiker bezeichnet dieses Beharrungsvermögen als Trägheit. Auch die Änderung der Bewegungsrichtung bedarf der Einwirkung einer Kraft. Deshalb bezeichnet man

eine krummlinige Bewegung ebenfalls als beschleunigt, auch wenn sich die Bahngeschwindigkeit nicht verändert.

Unternehmen wir folgenden Versuch, der natürlich nur in Gedanken möglich ist: Irgendwo im Weltall setzen wir einen Körper ab. Was geschieht? Die überall wirkende Schwerkraft setzt ihn sofort relativ zu den ihn umgebenden Himmelskörpern in Bewegung. Wie jeder Himmelskörper, sei es ein Komet, ein Mond oder ein Planet, kann auch er nur in der Bewegung auf einer bestimmten, in ihrer Form von seiner Umgebung und der Trägheit abhängigen Bahn existieren, ohne auf den am stärksten wirkenden Himmelskörper stürzen zu müssen. Deshalb ist es auch unmöglich, eine Welt-raumstation aufzubauen, die an einer Stelle sozusagen „verankert“ wäre. Eine solche Station kann nur als Satellit eines natürlichen Himmelskörpers bestehen. Um alle Sterne, Planeten, Monde und alle Kleinkörper, kurz das gesamte Weltall im Zustand der Bewegung zu halten, bedarf es also nicht einer „jenseitigen“ Kraft. Der Bewegungszustand erfolgt mit zwingender Notwendigkeit aus dem Zusammenspiel von Trägheit und der jedem Körper eigenen Schwerkraft.

Diese Kraft, die alle Himmelskörper in Bewegung setzt, bestimmt auch die Bahn eines geworfenen Steines. Versuchen wir, ausgehend von einer solchen Bahn, die Bewegung eines Satelliten zu erklären! Wir werden dabei vorerst von einigen Bedingungen der Wirklichkeit absehen, um die Dinge von vornherein nicht zu komplizieren.

Wir nehmen an, die Erde sei eine homogene Kugel, das heißt, sie sei gleichmäßig mit Masse erfüllt. Die Masse einer solchen Kugel können wir uns punktförmig im Mittelpunkt vereinigt denken. Wir stellen uns also vor, daß die gesamte Schwerkraftwirkung der Erdmasse

von ihrem Mittelpunkt ausginge. Die Erde habe außerdem keine Lufthülle und sei so weit von anderen Himmelskörpern entfernt, daß deren Schwerkraftwirkungen auf die Bewegung eines in der Nähe der Erde umlaufenden kleinen Körpers keinen Einfluß hätten.

Von dieser idealisierten Erde aus werfen wir einen Stein senkrecht nach oben. Wir erteilen ihm eine Bewegung, und vermöge seiner Trägheit müßte er sich mit gleichbleibender Geschwindigkeit von der Erde entfernen. Das geschieht aber bekanntlich nicht. Zwar fehlt bei unserem Versuch die bremsende Wirkung der Luft, aber die angreifende Schwerkraft verringert ständig seine Geschwindigkeit, so daß er schließlich zum Stillstand kommt und mit zunehmender Geschwindigkeit wieder zurückfällt. Je größer seine Geschwindigkeit am Anfang ist, das heißt, je mehr Bewegungsenergie wir ihm mitgeteilt haben, desto höher steigt der Stein. Die Bewegungsenergie kann man durch Steigerung der Geschwindigkeit, wenigstens theoretisch, beliebig erhöhen. Die vom Schwerkraftfeld der Erde ausgehende Energie ist aber nur ein begrenzter Wert, andernfalls müßte die Erde unendlich groß sein. Es muß also eine Geschwindigkeit geben, die dem Stein eine so hohe Bewegungsenergie verleiht, daß sie der Energie des irdischen Schwerfeldes gleichkommt. Ein so geworfener Stein überwindet die Fessel der Schwerkraft. Diese Geschwindigkeit bezeichnet man auch als Fluchtgeschwindigkeit. Wir wollen sie ausrechnen:

Das oben angeführte Gravitationsgesetz gibt an, wie groß die Schwerkraft in einem Punkt ist, der einen Abstand  $r$  vom Erdmittelpunkt hat. Soll ein Körper die Erde verlassen, so muß er diese Kraft längs eines Weges von der Erdoberfläche bis in jede erreichbare Ferne überwinden. Dazu ist eine bestimmte Arbeit

erforderlich. Zwischen den einzelnen Größen besteht der Zusammenhang

$$\text{Arbeit} = \text{Kraft} \cdot \text{Weg}.$$

Da die Kraft längs des Weges aber nicht konstant ist, sondern sich verkleinert, je weiter der Körper sich von der Erde entfernt, müssen wir die Beziehung

$$dA = \frac{f \cdot M \cdot m}{r^2} \cdot dr$$

integrieren und erhalten als Größe der Arbeit, die für die völlige Entfernung eines Körpers aus dem Schwerfeld der Erde aufzuwenden ist,

$$A = \frac{f \cdot M}{r_0} \cdot m,$$

wobei  $r_0$  den Erdradius,  $M$  die Masse der Erde und  $m$  die Masse des zu entfernenden Körpers bezeichnet. Diese Arbeit müssen wir der Bewegungsenergie gleichsetzen, die der Stein erhalten soll. Über die Größe der Bewegungsenergie eines Körpers gibt jedes Physikbuch Auskunft. Wir finden dort:

$$E = \frac{m}{2} \cdot v^2.$$

Dabei ist  $m$  die Masse des Körpers und  $v$  seine Geschwindigkeit. Zur Bestimmung von  $v$  setzen wir die beiden Ausdrücke gleich und erhalten schließlich

$$v = \sqrt{2 \frac{f \cdot M}{r_0}}.$$

Dieser Ausdruck läßt sich noch etwas vereinfachen. Wir können nämlich die Schwerkraft durch die Beschleunigung ausdrücken, die sie einer Masse erteilt. Die Größe dieser Beschleunigung an der Erdoberfläche bezeichnen wir mit  $g_0$ . Mit Hilfe von Kraftwirkungs-



gesetz und Gravitationsgesetz können wir sie bestimmen. Wir setzen

$$m g_0 = f \frac{m \cdot M}{r_0^2} \text{ und formen um in } f \cdot \frac{M}{r_0} = g_0 r_0.$$

Somit erhalten wir:

$$v = \sqrt{2 g_0 r_0}.$$

Die Formel zeigt, daß die Masse des geworfenen Körpers keine Rolle spielt. Mit Hilfe der oben angegebenen Zahlenwerte erhalten wir die Schwerebeschleunigung an der Erdoberfläche

$$\begin{aligned} g_0 &= \frac{f \cdot M}{r_0^2} \approx \frac{6,67 \cdot 10^{-8} \cdot 5,97 \cdot 10^{27}}{6,37 \cdot 10^8 \cdot 6,37 \cdot 10^8} \text{ cm/sec}^2 \\ &\approx 981 \text{ cm/sec}^2 \end{aligned}$$

und die Fluchtgeschwindigkeit

$$v \approx \sqrt{2 \cdot 981 \cdot 6,37 \cdot 10^8} \text{ cm/sec} \approx 11,2 \text{ km/sec}.$$

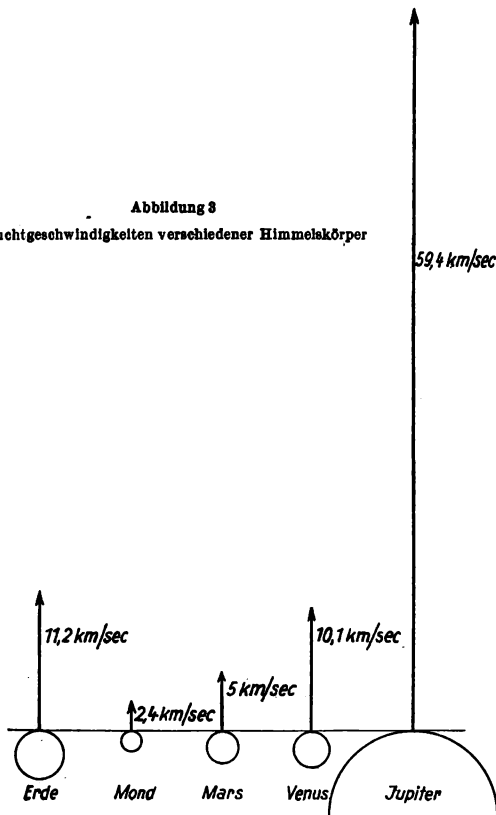
Die Existenz dieser Fluchtgeschwindigkeit ist die Garantie dafür, daß ein Verlassen der Erde grundsätzlich möglich ist, daß es also kein Naturgesetz gibt, das ein Vordringen in den Weltraum verbietet, wie etwa der Satz von der Erhaltung der Energie jeden Versuch von vornherein für immer zum Scheitern verurteilt, ein Perpetuum mobile zu bauen, das ständig aus dem Nichts Energie erzeugt. Ob Menschen am Raumflug teilnehmen können, ist damit allerdings noch nicht bewiesen. Das ist eine Frage, die in der nächsten Zeit mit Hilfe von künstlichen Erdsatelliten beantwortet werden muß.

Die Fluchtgeschwindigkeit ist natürlich bei jedem Himmelskörper anders. Sie richtet sich nach dessen Masse und Radius. Abbildung 3 zeigt einige Fluchtgeschwindigkeiten bekannter Himmelskörper.

Werfen wir den Stein nicht senkrecht, sondern schräg nach oben, so verschwindet er bei einer Anfangs-

**Abbildung 3**

**Fluchtgeschwindigkeiten verschiedener Himmelskörper**



geschwindigkeit von 11,2 km/sec ebenfalls von der Erde. Bei jeder kleineren Geschwindigkeit fiele der Stein in einem hohen Bogen zur Erde zurück. Betrachten wir die Bewegung beim schrägen Wurf mit geringen Geschwindigkeiten:

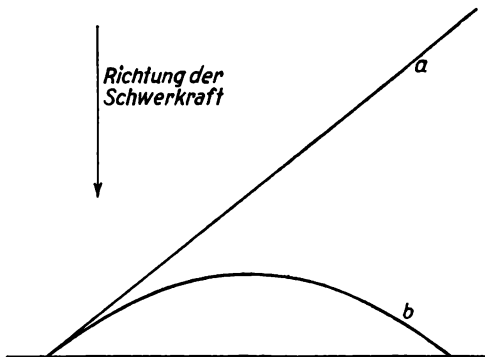


Abbildung 4

- a) Die Trägheitsbahn eines Geschosses bei fehlender Schwerkraft.  
 b) Die Flugbahn eines Geschosses im leeren Raum unter Einwirkung der Schwerkraft

Die Schwerkraft verlangsamt die Geschwindigkeit in geringerem Maße als beim senkrechten Wurf, aber sie verändert ständig die Richtung des geworfenen Steins, so daß eine Kurve zustande kommt, die man allgemein als Wurfparabel bezeichnet. Abbildung 4 zeigt, wie sie im luftleeren Raum aussehen würde. Allerdings ergibt sich nur bei kleinen Wurfhöhen eine Parabel. Steigt der Körper auf große Höhen oder fliegt er sehr weit, so nimmt die Flugbahn die Form einer Ellipse an. Dieser

Übergang in eine andere Bahnform hängt mit der Schwerkraft zusammen, deren Änderung nach Größe und Richtung bei großen Wurfweiten und Wurfhöhen nicht mehr so klein ist, daß man sie vernachlässigen kann.

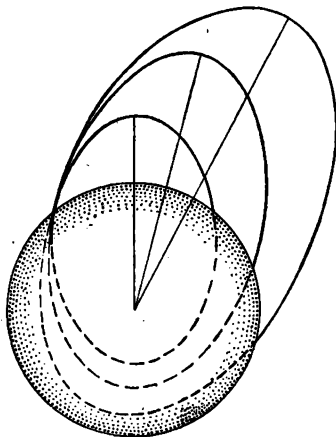


Abbildung 5. Theoretische Flugbahn ballistischer Raketen bei verschiedener Anfangsgeschwindigkeit, aber gleichem Erhebungswinkel

Die Ellipse ist aber eine geschlossene Kurve. Das fehlende Stück verläuft durch das Erdinnere, wobei der Erdmittelpunkt stets innerhalb und in der Ebene der Ellipse liegt. Abbildung 5 zeigt solche Bahnen, die alle die Erdoberfläche unter gleichem Winkel schneiden, das heißt, die Körper werden unter gleichem Winkel schräg nach oben geschossen. Die verschiedenen Bah-

nen werden nur durch die unterschiedlichen Abschußgeschwindigkeiten bestimmt. Wählt man einen anderen Abschußwinkel, so ändert sich die Bahn ebenfalls. Je spitzer dieser Winkel ist, um so „bauchiger“ wird die Ellipse. Solange der Abschußpunkt auf der Erde bleibt, wird die Ellipse die Erde nie ganz einschließen. Wir können aber folgenden Gedankenversuch anstellen:

Auf einen sehr hohen Turm, der alle Berge der Erde überragen soll, bauen wir eine Abschußvorrichtung. Die Geschosse sollen diesmal waagerecht, das heißt rechtwinklig zur Richtung zum Erdmittelpunkt, abgeschossen werden. Der Trägheit gehorchend, müßte der abgeschossene Körper in seiner Abschußrichtung weiterfliegen. Die Schwerkraft zwingt ihn aber, zur Erde zu fallen. Je größer die Anfangsgeschwindigkeit gewählt wird, um so flacher ist die Flugbahn, das heißt, um so größer ist die Strecke, die der Körper bis zu seinem Auftreffen auf die Erdoberfläche zurücklegt (Abbildung 6). Im Gedankenversuch können wir die Geschwindigkeit so weit steigern, daß die Fallstrecke zum Erdmittelpunkt hin immer gerade so groß ist, wie es der Krümmung der an der Erdoberfläche zurückgelegten Entfernung entspricht. Obwohl das Geschöß, der Schwerkraft gehorchend, fällt, kommt es doch der Erdoberfläche nicht näher. Es fällt um die Erde herum und flöge, wenn es durch nichts abgelenkt würde, genau durch seinen Abschußpunkt wieder hindurch. Dabei setzen wir voraus, daß sich dieser Punkt in der Zwischenzeit nicht durch die Erddrehung fortbewegt hat. Ist das aber der Fall, so kann das Geschöß nur dann den Abschußpunkt erreichen, wenn sich dieser über dem Äquator befindet und das Geschöß mit der jeweils notwendigen Geschwindigkeit parallel zum Äquator abgeschossen wurde.

Während beim senkrechten Wurf die auf den Körper wirkende Schwerkraft die Bahnform nicht verändert, sondern nur die Geschwindigkeit, weil Bewegungsrichtung und Kraftrichtung gleich sind, bleibt beim genau kreisförmigen Fall um die Erde die Geschwindigkeit

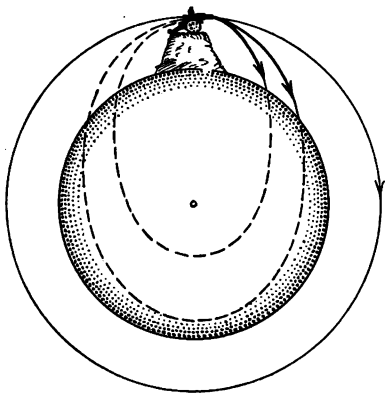


Abbildung 6. Flugbahn von Körpern, die rechtwinklig zur Schwerkraftrichtung in großer Höhe abgeschossen werden

erhalten, und die Kraftwirkung macht sich nur als ständige Änderung der Bewegungsrichtung bemerkbar. Die Kraft greift in jedem Augenblick rechtwinklig zur Bewegungsrichtung an. Nur in diesem Falle gibt es einen Kreis, der die Erde ganz umschließt. Aus der Wurfbahn ist eine Umlaufbahn geworden. Dieses Herumfallen um die Erde macht auch verständlich, weshalb für diesen Umlauf kein besonderer, zu-

sätzlicher Antrieb notwendig ist. Die Trägheit sorgt für die Erhaltung der Geschwindigkeit.

Diese Kreisgeschwindigkeit, die im Unterschied zur zweiten, der Fluchtgeschwindigkeit, als erste kosmonautische Geschwindigkeit bezeichnet wird, wollen wir jetzt berechnen.

Dazu empfiehlt es sich, die Umlaufbewegung noch in etwas anderer Form verständlich zu machen.

Der Körper wird bei seinem Weg um die Erde einer Kraftwirkung ausgesetzt, die ihn zum Erdmittelpunkt hinzieht. Er kommt aber der Erdoberfläche nicht näher, weil an ihm gleichzeitig scheinbar eine Kraft angreift, die ihn von der Erde entfernen will. Diese Kraft nennen wir Fliehkraft. Sie ist nur die Folge der Trägheit des bewegten Körpers, das heißt seines Bestrebens, in geradliniger Richtung weiterzufiegen.

Sind Fliehkraft und Anziehungskraft gleich, so muß notwendigerweise eine Kreisbahn durchlaufen werden, da sich der Abstand des umlaufenden Körpers vom Erdmittelpunkt wegen der sich aufhebenden Kraftwirkungen nicht ändern kann (Abbildung 7).

Diese Gleichsetzung der beiden Kräfte führen wir jetzt mathematisch durch. Die Schwerkraft kennen wir schon, und die Größe der Fliehkraft finden wir im Physikbuch als  $Z = m v^2 / r$ . Wir bezeichnen die Kreisgeschwindigkeit mit  $v_{kr}$  und erhalten

$$m \cdot \frac{v_{kr}^2}{r} = f \frac{m \cdot M}{r^2}$$

oder

$$v_{kr} = \sqrt{f \frac{M}{r}}.$$

Da uns zunächst eine Umlaufbahn dicht an der Erde interessiert, setzen wir für  $r$  den Erdradius  $r_0$  ein und erhalten nach der gleichen Vereinfachung wie bei der

Berechnung der Fluchtgeschwindigkeit für die Kreisgeschwindigkeit die einfache Formel

$$v_{kr_0} = \sqrt{g_0 \cdot r_0}.$$

Die zahlenmäßige Ausrechnung ergibt eine Geschwindigkeit von etwa 7,9 km/sec.

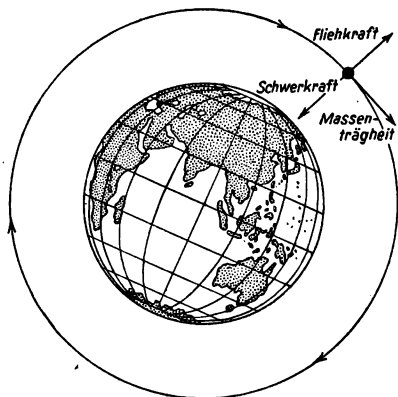


Abbildung 7

Meist wird nicht der Radius der Kreisbahn angegeben, sondern die Höhe des Satelliten über der Erdoberfläche. In die allgemeine Formel für die Kreisgeschwindigkeit setzt man für  $r$  dann einfach  $r_0 + h$  ein. Je höher die Bahn des Satelliten über der Erdoberfläche verläuft, um so geringer ist die für ihn notwendige Kreisgeschwindigkeit.

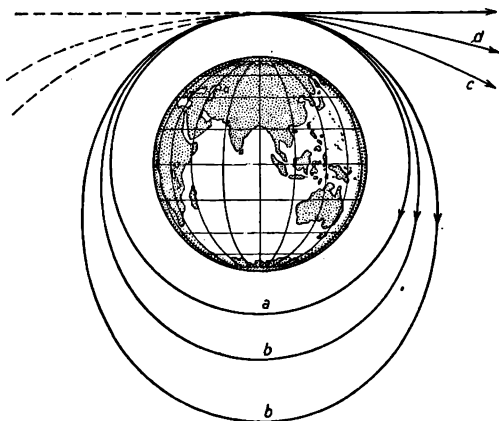


Bei jedem Himmelskörper ist dessen erste kosmonautische Geschwindigkeit wieder abhängig von der Schwerebeschleunigung an dessen Oberfläche, aber unabhängig von der Masse des umlaufenden Körpers. Aus den in Abbildung 3 angegebenen Fluchtgeschwindigkeiten lassen sich die Kreisgeschwindigkeiten einfach berechnen. Man braucht nur die Fluchtgeschwindigkeit mit  $\sqrt{\frac{1}{2}} \approx 0,707$  zu multiplizieren. Nachdem wir die Geschwindigkeit kennen, bereitet es keine Schwierigkeiten, die Zeit für einen vollen Umlauf auszurechnen. Wir tun das für eine Kreisbahn, die dicht an der Erdoberfläche verlaufen soll. Der Erdumfang beträgt rund 40000 km. Da der Satellit ungefähr 7,9 km in der Sekunde zurücklegt, benötigt er für diese Strecke etwas mehr als 5000 Sekunden oder reichlich 84 Minuten. Eine so kurze Zeit kommt aber praktisch nicht vor, da die Luftdichte in dieser Höhe den Umlauf unmöglich macht. Bei fehlender Lufthülle wären diese 84 Minuten für eine Reise um die Erde die kürzeste Zeit, die überhaupt erreicht werden könnte. Die Trägheitswirkung verbietet, daß es schneller geht. Wir müßten nämlich dem Satelliten eine Geschwindigkeit erteilen, die größer ist als die Kreisgeschwindigkeit. Die Fliehkraft übersteigt deshalb jetzt die Anziehungskraft, und er entfernt sich von der Erdoberfläche entgegen der Richtung der Schwerkraft. Damit verliert er aber einen Teil seiner Bewegungsenergie. Er wird langsamer, bis er einen Punkt erreicht hat, an dem seine „überschüssige“ Energie verbraucht ist und ihn die Schwerkraft zwingt, auf einer zur Aufstiegsbahn symmetrisch liegenden Abstiegsbahn wieder zurückzufallen (die Bahnen *b* in Abbildung 8).

Der Punkt, an dem die Abwärtsbewegung beginnt, liegt dem „Startpunkt“ genau gegenüber, vorausgesetzt, daß der Satellit dort seinen Flug genau senkrecht

zur Richtung zum Erdmittelpunkt begann. Die Bahn ist wieder eine Ellipse geworden.

In der gesamten Himmelsmechanik spielt die Ellipse eine große Rolle. Einige Eigenschaften dieser bekannten mathematischen Kurve müssen wir kennenlernen,



**Abbildung 8**  
**Bahnformen bei verschiedenen Abfluggeschwindigkeiten**  
**a = Kreis, b = Ellipse, c = Parabel, d = Hyperbel**

um die Bewegungen der Satelliten ausreichend beschreiben zu können.

Man zeichnet sich eine Ellipse am einfachsten, indem man eine sogenannte Fadenkonstruktion ausführt. Dazu steckt man zwei Nadeln ins Papier, verbindet die Nadeln durch einen Faden, der länger ist als der Abstand zwischen den Nadeln. Danach zieht man mit

einem Bleistift den Faden straff und bewegt diesen so, wie es der Faden zuläßt. Wir erhalten eine halbe Ellipse.

Diese Konstruktion läßt folgendes erkennen: Zwei Punkte innerhalb der Ellipse spielen offenbar eine be-

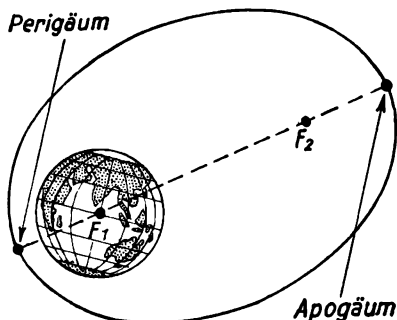


Abbildung 9

sondere Rolle. Sie heißen Brennpunkte. Ihr Abstand zu einem beliebigen Punkt der Ellipse heißt Radius. Jeder Punkt der Ellipse kann demnach durch zwei Radien, deren Summe immer gleich ist, mit den Brennpunkten verbunden werden. In unserem Falle entspricht die Länge des Fadens der Summe der beiden Radien und gleichzeitig der großen Achse der Ellipse. Je weiter die beiden Brennpunkte auseinanderliegen, um so langgestreckter wird die Ellipse. Vereinigen sich die Brennpunkte, so werden beide Radien gleichlang. Es entsteht ein Kreis. Der Kreis kann demnach als ein Sonderfall der Ellipse betrachtet werden.

Durchläuft ein Satellit eine elliptische Bahn, so fällt der Mittelpunkt der Erde stets mit einem der Brennpunkte zusammen (Abbildung 9). Der Punkt des kleinsten Abstandes vom Erdmittelpunkt und damit von der Erdoberfläche wird als Perigäum (Erdnähe) bezeichnet, der gegenüberliegende Punkt als Apogäum (Erdferne). Während bei der Kreisbewegung die Geschwindigkeit an allen Stellen der Bahn dieselbe bleibt, ändert sie sich hier ständig. Die bei den Sputniks angegebenen Umlaufgeschwindigkeiten waren zum Beispiel stets Durchschnittswerte. Im Perigäum ist die Geschwindigkeit am größten, im Apogäum am kleinsten.

Kehren wir zur Zeichnung 8 zurück! Dort sind zwei Ellipsen eingezeichnet. Je nachdem, mit welcher Geschwindigkeit der Umlauf eines Körpers begonnen wurde, können nämlich sehr verschiedenartige Ellipsen entstehen. Diese Geschwindigkeiten müssen in Erdnähe jedoch zwischen 7,9 und 11,2 km/sec liegen. Von der letzten Geschwindigkeit wissen wir, daß sie einen Körper die Erdschwerkraft überwinden läßt. Er durchläuft dann eine offene Kurve, die bei dieser Geschwindigkeit genau eine Parabel darstellt. Bei höheren Geschwindigkeiten entstehen dem ersten Anschein nach ähnlich aussehende Kurven. Es sind jedoch Hyperbeln. Könnte man die Geschwindigkeit über jeden angebbaren Betrag hinaus wachsen lassen, so ergäbe sich als Flugbahn schließlich eine Gerade.

Kreis, Ellipse, Parabel und Hyperbel sind mathematisch verwandte Kurven. Man bezeichnet sie als Kegelschnitte. Daß gerade diese Kurven entstehen, liegt an dem Abstandsgesetz der Schwerkraft. Alle diese Bahnformen der Himmelskörper lassen sich mathematisch aus dem Gravitationsgesetz herleiten. Dies hat erstmalig Isaak Newton getan, nachdem Johannes Kepler

vor ihm die Bewegungsgesetze wenigstens für die Planetenbahnen aus der Beobachtung gefunden hatte.

Für unsere Betrachtungen über die Bewegungen von Satelliten hatten wir die Wirklichkeit etwas vereinfacht. Wir hatten angenommen, daß die Erde eine homogene Kugel sei. In diesem Fall ist die Schwerkraft immer genau nach dem Erdmittelpunkt gerichtet. Die Erde ist aber weder eine exakte Kugel, noch ist sie homogen. Die Rotation der Erde verursacht die bekannte Abplattung an ihren Polen und die Aufwölbung am Äquator, die als Äquatorwulst bezeichnet wird. Die Abweichungen von der Kugelgestalt sind allerdings geringer, als häufig angenommen wird. Zusammen mit der ungleichen Verteilung der Massen in der Erde verändern sie aber merklich die Schwerkraftrichtung gegenüber dem Idealfall. Das wirkt sich als eine Drehung der Bahnebene des Satelliten aus.

Zur Erläuterung dient Abbildung 10. Dort sind Bahnebene und Äquatorebene gezeichnet. Die Schnittpunkte der beiden Bahnen heißen Knoten. Diese Knoten wandern in der angegebenen Richtung, also nach Westen. Der Winkel zwischen den beiden Ebenen ändert sich dabei nicht. Die Achse der Bahnebene beschreibt einen Kegelmantel wie die Achse eines täumelnden Kreisels. Einen ebensolchen Umschwung beschreibt auch die Achse der Erde; hier allerdings dauert er etwa 26000 Jahre. Die Ursache dafür ist ebenfalls der Äquatorwulst. Das „Rückschreiten der Knoten“ bei unserer Satellitenbahn geschieht unabhängig von der Drehung der Erde. Abbildung 10b zeigt die Lage der Bahnebene nach einem halben Umlauf der Knoten.

Die gleichen Gründe bewirken auch eine Drehung der Apsidenlinie. Die Apsidenlinie ist die Verbindung zwischen dem erdnächsten und dem erdfernsten Punkt,

also die große Achse der Ellipse. Diese Drehung macht sich als Wanderung der größten und kleinsten Flughöhe bemerkbar. Sie ist stark abhängig von dem Winkel zwischen Äquatorebene und Bahnebene. Kleine

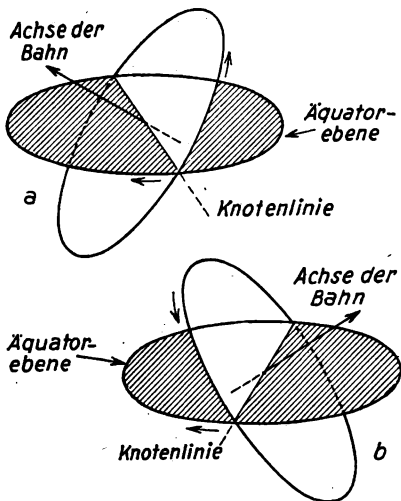


Abbildung 10. Das Rückschreiten der Knoten

Winkel ergeben die größte Drehung. Laut Rechnung verschwindet diese Drehung bei einem Winkel von etwas über 63 Grad. Das entspricht etwa den Neigungen der Sputnikbahnen. Es ist möglich, daß dies unter anderem ein Grund war, die Bahnlage so zu wählen. Tatsächlich änderten sich die Durchgangshöhen in gleicher Breite auch nur langsam.

Die Schwerkraftwirkungen der anderen Himmelskörper, der Sonne, des Mondes und der Planeten, verändern ebenfalls ständig die Bahn des Satelliten. Allerdings können diese Störungen bei den jetzigen, dicht an der Erde bleibenden Satelliten ganz vernachlässigt werden. Dafür müßten wir berücksichtigen, daß die Erde bei einer so nahe liegenden Bahn nicht als punktförmiges Anziehungszentrum gerechnet werden dürfte, wie wir es getan haben.

Alle diese Einwirkungen verhindern, daß überhaupt eine exakte Kreisbahn zustande kommen kann.

Während die Störungen durch die Ungleichmäßigkeiten der Schwerkraftwirkung vor allem die Lage der Bahn betreffen, verändert der Widerstand in der Atmosphäre die Form der Bahn. Durch den ständigen Zusammenstoß mit den Molekülen der Luft wird die Bewegungsenergie des Satelliten nach und nach vermindert. Er nähert sich der Erde, gerät in dichtere Luftschichten und wird schließlich durch den Widerstand zerstört.

Wie wirkt sich nun der Luftwiderstand im einzelnen aus?

Bekanntlich nimmt die Luftdichte nach oben sehr rasch ab. Einerseits sind Reste der Atmosphäre noch bis in Höhen von 1000 km festgestellt worden, andererseits ist allerdings bekannt, daß 95% der Gesamtmasse der Atmosphäre in dem Bereich unter 20 km Höhe liegen. In großen Höhen können also die Teilchen der Luft nur sehr fein verteilt sein. In 50 km Höhe beträgt die Dichte nur noch ein Tausendstel von derjenigen in Meereshöhe und in 100 km Höhe weniger als ein Millionstel. Während sich in Meereshöhe in einem Kubikzentimeter Luft rund 27 Trillionen Moleküle befinden, sind es in 100 km Höhe nur noch 27 Billionen. Auch das ist eine für uns unvorstellbar große Zahl.

Sie reicht aber nicht aus, um irgendwelche aerodynamischen Wirkungen auszuüben, die in diesen Bereichen eine Luftfahrt möglich machen würden. Erst bei den hohen Geschwindigkeiten künstlicher Satelliten verursacht diese Luftdichte spürbare Hemmungen, so daß die Existenz eines Satelliten in diesen Höhen zeitlich begrenzt ist. Auch in 200 km Höhe würde er sich nur einige Tage halten. Es ist deshalb zweckmäßig, künstliche Satelliten in Höhen über 200 km kreisen zu lassen. Vielleicht gibt es später einmal Satelliten zur genauen Untersuchung der Luftschichten unter 200 km Höhe, die noch einen geringen zusätzlichen Schub entwickeln, um den Energieverlust durch den Luftwiderstand ständig auszugleichen. Für solche Satelliten mit einem zusätzlichen „Marschschub“ hat man schon den Namen Satelloiden vorgeschlagen.

Ein Satellit auf kreisförmiger Bahn erfährt an allen Stellen seiner Bahn dieselbe Bremswirkung; denn Luftdichte und Geschwindigkeit sind überall gleich. Die Geschwindigkeit wird gleichmäßig vermindert, wenn auch sehr geringfügig. Das bedeutet aber, daß er sofort seine Kreisbahn verläßt, denn Anziehungskraft und Fliehkraft sind nicht mehr im Gleichgewicht. Der Satellit nähert sich der Erde. Wie jeder zur Erde fallende Körper gewinnt er dadurch wieder an Geschwindigkeit, und es stellt sich innerhalb gewisser Grenzen zunächst eine stabile Bahn ein. Da diese näher zur Erde liegt, muß die Bahngeschwindigkeit des Satelliten jetzt größer sein als vorher. Es ist der paradoxe Fall eingetreten, daß der Satellit durch die Bremswirkung der Atmosphäre an Geschwindigkeit gewonnen hat. Dafür hat er an Höhe verloren. Zusammen mit der Verkürzung der Bahn ergibt sich jetzt eine geringere Umlaufzeit, wobei sich die Bahnverkürzung stärker auswirkt als die Zunahme der Geschwindigkeit. Dieser eben be-



schriebene Prozeß geht ständig vonstatten. Hat die Umlaufzeit bis unter 90 Minuten abgenommen, dann ist der Satellit bereits in so dichte Luftschichten eingedrungen, daß die jetzt sehr starke Hemmung die Einstellung auf eine relativ stabile Bahn verhindert und mit seinem Absturz oder in kurzer Zeit mit seiner Auflösung zu rechnen ist.

Bei elliptischem Umlauf ist die Bremswirkung in Erdnähe am größten. Jeder Durchgang durch das Perigäum vermindert etwas die Geschwindigkeit, ohne daß dadurch aber der Satellit an Höhe verliert; denn seine Geschwindigkeit bleibt trotzdem noch oberhalb der Kreisgeschwindigkeit. Jedoch erreicht er im Apogäum nicht mehr die Höhe des vorangegangenen Umlaufs. Dafür nimmt die Geschwindigkeit in diesem Punkt zu. Auf dem weiteren Weg zum Perigäum ist die Bremswirkung wegen der geringen Luftdichte nur unbedeutend, so daß sich die Höhe des Perigäums anfangs wenig ändert. Es verkürzt sich also ständig die große Achse der Ellipse, die Bahn wird kreisähnlicher, und die Geschwindigkeitsunterschiede zwischen Perigäum und Apogäum gleichen sich allmählich aus. Der Weg bis zur schließlichen Auflösung erfolgt auf einer kreisähnlichen Bahn (Abbildung 11).

Als Sputnik 1 zusammen mit seiner Trägerrakete umlief, trat der für viele zunächst unverständliche Fall ein, daß die ursprünglich hinter Sputnik herfliegende Raketenstufe diesen überholte. Wie ist das zu erklären? Sputnik 1 wurde aus der letzten Raketenstufe mit einer relativen Geschwindigkeit von 186 cm/sec ausgestoßen, als die notwendige Höhe und Geschwindigkeit erreicht waren. Die Rakete wurde dadurch geringfügig abgebremst und blieb hinter dem Satelliten zurück, den sie emporgetragen hatte. Diese Bremsung bedeutete außerdem einen geringen Höhenverlust. Die

weitere Veränderung der beiden Bahnen wurde nun in der Hauptsache durch den Luftwiderstand im Perigäum bestimmt, der bei der Raketenstufe wegen der viel größeren Stirnfläche und der ungünstigeren Gestalt wesentlich größer war. Die oben beschriebene

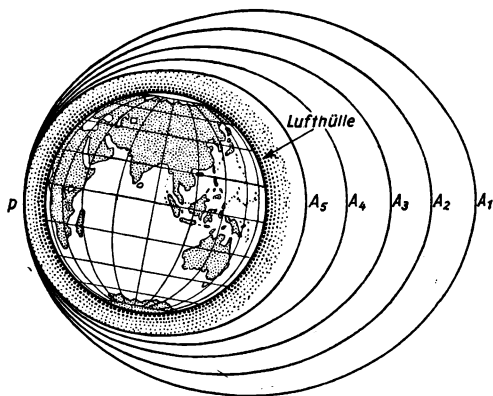


Abbildung 11. Die Veränderung einer elliptischen Satellitenbahn durch den Luftwiderstand im Perigäum  
 $P$  = Perigäum,  $A_1$  bis  $A_5$  = verschiedene Lagen des Apogäums

Verkürzung der großen Achse der Ellipse erfolgte also rascher als bei Sputnik 1. Gleichzeitig nahm dabei die durchschnittliche Bahngeschwindigkeit zu. Das immer schnellere Vorseilen war nicht nur eine Folge der Verkürzung der Bahn, wobei manche sogar von einer Verlangsamung der Bahngeschwindigkeit sprachen, sondern auch eine Folge der ständigen Geschwindigkeitserhöhung bis zum Absturz.

Alle die eben beschriebenen Einwirkungen auf die Bahn eines Satelliten machten es unmöglich, bei den ersten künstlichen Satelliten die wirklich durchlaufenen Bahnen mit astronomischer Genauigkeit vorauszuberechnen. Vor allem fehlten hierzu genaue Kenntnisse über die Verteilung der Massen in der Erde und über die Luftdichte in großen Höhen. Diese Kenntnisse zu gewinnen, gehört zu den wichtigsten Aufgaben der ersten Satelliten.

Wir haben bisher die Bewegungen der Satelliten so beschrieben, als ob wir außerhalb der Erde stehen und den neuen Monden der Erde bei ihrem Umlauf zusehen würden. Wir stehen aber auf der Erde, die sich, während wir den Satelliten beobachten, um ihre eigene Achse dreht. Gegenüber den Fixsternen bleibt die Lage der Bahn ziemlich unverändert, während sie mit der Erde um die Sonne herumgeführt wird, aber unter dieser Bahn dreht sich die Erde mit uns. Es kann bei der Angabe der Umlaufzeit zu Mißverständnissen führen, wenn wir diese Drehung nicht berücksichtigen.

Bisher haben wir als selbstverständlich angenommen, ohne uns besondere Gedanken darüber zu machen, daß die Umlaufzeit genau für einen Weg um die ganze Ellipsenbahn gerechnet wird. Wie können wir auf der Erde feststellen, daß ein solcher Umlauf beendet ist? Würde sich die Erde nicht drehen, wäre das einfach. Wir könnten von einer Beobachtungsstation aus den Überflug registrieren und dann warten, bis uns der Satellit wieder überfliegt. Damit wäre genau ein Umlauf beendet. Da sich die Erde aber dreht, sind wir inzwischen mit unserer Beobachtungsstation weitergewandert, und der Satellit fliegt gar nicht mehr über uns hinweg, wie Abbildung 12 veranschaulicht. Die Umlaufzeit können wir aber trotzdem durch Beobachtung finden. Bekanntlich markieren wir einen Punkt auf der

Erde durch Längen- und Breitenkreis. Bei der Erdrotation wandert nur der Längenkreis. Der Breitenkreis wird davon nicht betroffen. Die gesuchte Umlaufzeit ergibt sich als der zeitliche Abstand zwischen den Durchgängen durch denselben Breitenkreis in gleicher



Abbildung 12

Richtung. In umgekehrter Richtung überquert er den Breitenkreis schon vorher auf dem anderen Teil der Bahn.

Wir könnten auch die Zeit zwischen dem zweimaligen Überfliegen ein und desselben Längengrades als Umlaufzeit festlegen. Diese Zeit kann für bestimmte Zwecke von wissenschaftlichem Wert sein und hat deshalb auch ihre Berechtigung. Wird eine Umlaufzeit angegeben, muß man nur wissen, welche gemeint ist. Die Umlaufzeit, von der wir zuerst sprachen, heißt side-

rische, die andere synodische Umlaufzeit. Letztere ist länger, solange die Satelliten im Sinne der Erddrehung umlaufen, wie das bisher der Fall ist. Der Längengreis läuft sozusagen davon.

Wir wollen jetzt untersuchen, wie der Weg des Satelliten über der Erdoberfläche aussieht. Entscheidend dafür, welche Gebiete überflogen werden, ist die Neigung der Bahnebene gegenüber der Äquatorebene. Dabei können wir grundsätzlich drei Fälle unterscheiden:

1. Der Winkel zwischen beiden Ebenen beträgt null Grad, das heißt, die Bahnebene liegt in der Äquatorebene. Diese Bahn wird als Äquatorialbahn bezeichnet.
2. Die beiden Ebenen stehen senkrecht aufeinander. Nur diese Bahn verläuft genau über die Pole. Sie heißt deshalb auch Polarbahn.
3. Die Bahnneigung liegt zwischen diesen beiden extremen Lagen. Man spricht dann von einer geneigten Bahn (Abbildung 13).

Betrachten wir zunächst die Äquatorialbahn! Bei ihr liegen die Verhältnisse besonders einfach. Der Satellit bleibt immer über dem Äquator und bewegt sich je nach Höhe und Umlaufrichtung von West nach Ost oder umgekehrt über den Himmel hinweg. Einzig und allein eine Äquatorialbahn erlaubt auch, daß ein Satellit sich ständig über derselben Stelle der Erdoberfläche aufhalten kann, wenn er sich in einer bestimmten Höhe mit der für diese Kreisbahn notwendigen Geschwindigkeit so bewegt, daß seine Umlaufzeit mit der Umdrehungszeit der Erde übereinstimmt. Er ist scheinbar am Himmel „verankert“, bewegt sich aber in Wirklichkeit einmal in 24 Stunden um die Erde. Dies kann nur bei einer einzigen Entfernung des Satelliten von der

Erde der Fall sein. Mit Hilfe unserer bisher gewonnenen Kenntnisse können wir sie auch ausrechnen. Als Höhe über dem Erdboden erhalten wir 35 850 km. Allerdings würde der Satellit infolge der auf ihn wirkenden Störungen gewisse Schwankungen ausführen und auch

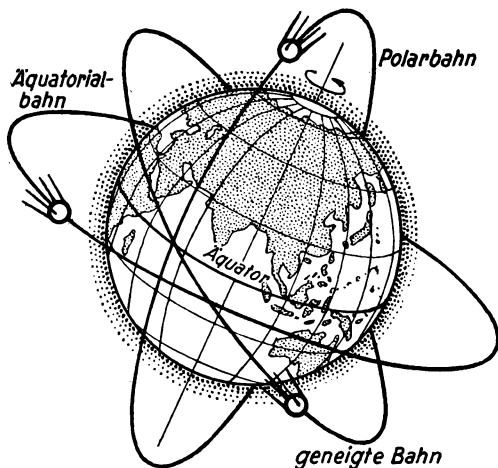


Abbildung 13. Bahnen künstlicher Satelliten

langsam seinen Standort verlassen. Diese Auswanderung müßte ein geringfügiger Antrieb ausgleichen. Befördern wir den Satelliten auf noch größere Höhen, dann bewegt er sich zwar noch in Richtung der Erddrehung, aber er braucht länger als 24 Stunden zu einem Umlauf, so daß er sich, von der Erde aus beob-

achtet, entgegengesetzt zu bewegen scheint. Die Erde dreht sich jetzt schneller, als der Satellit umläuft. Die Polarbahn gestattet als einzige Satellitenbahn, alle Gebiete der Erde zu überfliegen. Lassen wir die durch die Störungen verursachte Veränderung der Bahnlage

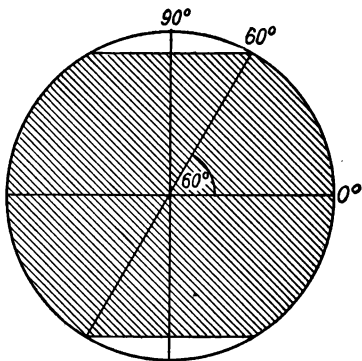


Abbildung 14  
Geographische Breite und Neigung der Bahnebene eines Satelliten

außer acht, dann überfliegt der Satellit alle Punkte der Erde stets zu gleicher Ortssternzeit. Wie eine solche Bahn über die Erde verläuft, können wir leicht mit Hilfe eines Globus finden. Wir drehen ihn mit gleichmäßiger Geschwindigkeit und bewegen dabei einen Bleistift von Pol zu Pol am besten längs des Meridians, der als Halterung dient.

Am wichtigsten sind die geneigten Bahnen. Die Ebenen dieser Bahnen gehen ebenfalls durch den Erdmittelpunkt. Es gibt hier unendlich viele Möglichkeiten. Der

Satellit überfliegt einen um so größeren Teil der Erdoberfläche, je größer der Neigungswinkel zur Äquator-ebene ist. Da die geographische Breite als Winkel im Erdmittelpunkt abgelesen werden kann, wie Abbildung 14 zeigt, ist leicht einzusehen, daß ein Satellit,

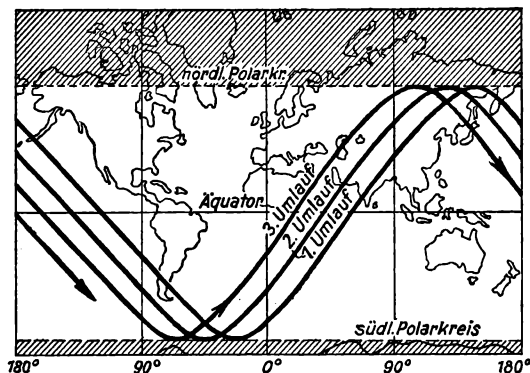


Abbildung 15. Projektion einer Satellitenbahn (3 Umläufe)

dessen Bahnneigung zum Beispiel 60 Grad beträgt, sich über einem Streifen zwischen dem 60. Grad nördlicher und südlicher Breite bewegen muß.

Infolge der Erdrotation rückt die Bahn des Satelliten bei jeder Umdrehung auf der Erdoberfläche ein Stück nach Westen, wenn sich der Satellit im Sinne der Erdrotation bewegt. Zu dieser Verschiebung kommt noch ein allerdings wesentlich geringerer Betrag durch das Rückschreiten der Knoten. Je mehr Umläufe der Satel-



lit an einem Tage vollführt, um so kürzer ist natürlich die Verschiebung zwischen zwei Bahnen. Zeichnen wir den Weg eines Satelliten in eine Weltkarte üblicher Projektion ein, so erhalten wir die heute allen bekannten, Sinuskurven ähnlichen Bahnen. Wie das bei drei Umläufen aussieht, zeigt Abbildung 15.

Zu bemerken wäre noch, daß der Neigungswinkel der Bahnebene nicht gleich ist dem Winkel zwischen dem Weg des Satelliten auf der rotierenden Erde und dem Äquator. Bewegt sich der Satellit in Richtung der Erddrehung, wird dieser Winkel größer. Das gilt ebenso für den Übergang von der Süd- zur Nordhalbkugel wie umgekehrt. In verschiedenen Veröffentlichungen über die Bewegungen der Sputniks wird diese Tatsache falsch dargestellt.

#### 4. WIE KOMMT DER SATELLIT AUF SEINE BAHN?

Als man erstmalig auf die Idee kam, künstliche Monde der Erde zu schaffen, gab es keine Möglichkeit, dies technisch auszuführen. Die geforderten Geschwindigkeiten überstiegen bei weitem alles praktisch Erreichbare. Außerdem genügt es nicht, einem Körper die erforderliche Geschwindigkeit zu erteilen. Der künstliche Satellit muß auch so auf die entsprechende Höhe getragen werden, daß er die ihm zugedachte, die Erde umschließende Bahn durchläuft. Das sind Forderungen, die auch bei der heutigen Technik an die Grenze des Möglichen heranreichen. Die Ausführung eines Satellitenprojekts gehört zu den größten technischen und wissenschaftlichen Leistungen der Gegenwart. Zwei Probleme müssen zu seiner Verwirklichung gemeistert werden:

1. Die Erzeugung sehr hoher Geschwindigkeiten in der Größenordnung von 8 bis 10 km/sec und
2. die Steuerung des Satelliten in seine Bahn.

Das erste Problem ist das Hauptanliegen der Raketentechnik. Verschiedentlich besteht noch die Vorstellung, man könne eine so hohe Geschwindigkeit mit einem Geschosß erreichen, das aus einem Geschütz abgefeuert wird. Das geht nur im Gedankenversuch, wie wir es im vorangehenden Abschnitt getan haben. Die Geschwindigkeit eines Geschosses kann nämlich nicht höher sein als die der Pulvergase. Es gibt keine chemische Verbindung, deren Verbrennungsgase auch nur annähernd eine derartig hohe Geschwindigkeit erreichen könnten. Nach dem heutigen Stand der Technik ist allein die Rakete in der Lage, dies zu leisten. Gleichzeitig ist der Raketenantrieb die einzige Antriebsmöglichkeit im leeren Raum.

Gelegentlich wird noch die Meinung geäußert, daß die bei der Rakete ausströmenden Verbrennungsgase sich an der Luft abstoßen würden, um die Rakete in Bewegung zu setzen. Wäre das der Fall, gäbe es keine Sputniks.

Wir wollen hier nicht in aller Ausführlichkeit auf die Erklärung des Raketenantriebs eingehen. Darüber gibt es heute viele populäre Artikel in Zeitungen und Zeitschriften; deshalb werden wir hier nur an einiges Grundsätzliche erinnern.

Die Möglichkeit eines Antriebs im leeren Raum hat schon Newton bei der Aufstellung seines Gegenwirkungsprinzips erkannt. Dieses Prinzip lautet: Die Wirkungen zweier Körper aufeinander sind stets gleich und von entgegengesetzter Richtung. Auf unseren Fall übertragen, heißt das: Die Kraft, mit der die Verbrennungsgase aus der Raketendüse ausgestoßen werden,

ist genauso groß wie die Kraft, die in entgegengesetzter Richtung auf den Raketenkörper wirkt. Diese Kraft setzt die Rakete entgegengesetzt zur Ausströmungsrichtung der Gase in Bewegung. Sie wirkt auch dann noch, wenn die Rakete selbst schon eine Geschwindigkeit erreicht hat, die größer ist als die Geschwindigkeit der ausströmenden Gase. Die mit chemischen Treibstoffen erreichbaren Ausströmungsgeschwindigkeiten bedeuten also erfreulicherweise keine absolute Grenze der Raketengeschwindigkeit, wie das beim Geschoß der Fall ist.

Damit wir in der Lage sind, einige Überlegungen über die geforderten Raketenleistungen und deren technische Erreichbarkeit anzustellen, werden wir uns den Raketenantrieb rechnerisch zugänglich machen. Uns interessiert vor allem die Geschwindigkeit einer Rakete nach Verbrauch ihres gesamten Treibstoffes. Man bezeichnet diese als Brennschlußgeschwindigkeit.

Wir wollen uns nicht damit begnügen, die Formel für die Brennschlußgeschwindigkeit einfach anzugeben, wie das meistens geschieht, sondern wir wollen sie ableiten:

Aus dem Rückstoßprinzip ergibt sich, daß zwei Größen für die auf die Rakete wirkende Schubkraft maßgebend sind: die Ausströmungsgeschwindigkeit der Verbrennungsgase und ihre Masse, das heißt der Treibstoffverbrauch in der Zeiteinheit. Dieser Verbrauch soll während der gesamten Brennzeit konstant bleiben; damit bleibt auch die Schubkraft  $P$  konstant.

Wenn wir die Ausströmungsgeschwindigkeit mit  $c$  und den Treibstoffverbrauch in der Sekunde mit  $\Delta m$  bezeichnen und die Rakete im leeren Raum arbeiten lassen, gilt

$$P = c \cdot \Delta m.$$

Nach dem Kraftwirkungsgesetz erteilt die Schubkraft der Rakete eine Beschleunigung, die von deren Masse abhängig ist. Die Gesamtmasse der vollgetankten Rakete sei  $m_0$ . Ist der Antrieb bereits  $t$  Sekunden in Betrieb, beträgt ihre Masse nur noch  $m_0 - \Delta m \cdot t$ . Das Kraftwirkungsgesetz hätte in diesem Fall also die Form

$$P = (m_0 - \Delta m \cdot t) \cdot b.$$

Für die Beschleunigung schreiben wir als zeitliche Änderung der Geschwindigkeit  $b = \frac{dv}{dt}$ .

Damit erhalten wir

$$c \cdot \Delta m = (m_0 - \Delta m \cdot t) \cdot \frac{dv}{dt}.$$

Aus dieser Differentialgleichung ergibt sich, wenn zur Zeit  $t = 0$  die Geschwindigkeit  $v = 0$  sei,

$$v = c \cdot \ln \frac{m_0}{m_0 - \Delta m \cdot t}.$$

Mit  $\ln$  ist der natürliche Logarithmus bezeichnet. Bedeutet  $t$  die gesamte Brennzeit, dann ist  $m_0 - \Delta m \cdot t$  gleich dem Leergewicht der Rakete  $m_1$ .

Es wird nun

$$v = c \cdot \ln \frac{m_0}{m_1}.$$

Das ist die Grundgleichung der Rakete, die erstmalig Ziolkowski aufgestellt hat. Sie gilt in der angegebenen Form nur in einem leeren Raum ohne Schwerkraftwirkung. Für unsere Überslagsrechnung genügt das.

In dieser Gleichung taucht eine für die gesamte Raketentechnik sehr wichtige Verhältniszahl auf. Es ist das Verhältnis der Masse der vollgetankten Rakete zur Masse der leeren. Dieses sogenannte Massenverhältnis heißt auch Ziolkowskische Zahl.

Wir werden sie fortan mit  $z$  bezeichnen.

Aus der Gleichung ergibt sich

$$z = e^{\frac{v}{c}},$$

wobei  $e = 2,71828 \dots$  die Basis des natürlichen Logarithmus bedeutet.

Wir sind jetzt in der Lage, die theoretische Brennschlußgeschwindigkeit einer Rakete zu berechnen, falls Massenverhältnis und Ausströmungsgeschwindigkeit bekannt sind. Andererseits können wir das erforderliche Massenverhältnis bestimmen, wenn eine festgesetzte Geschwindigkeit erreicht werden soll und die Ausströmungsgeschwindigkeit gegeben ist.

Unsere Kenntnisse wollen wir gleich durch ein Rechenbeispiel festigen: Das „A 4“\* wies ein Massenverhältnis von ungefähr 3 auf. Die Ausströmungsgeschwindigkeit seiner Verbrennungsgase betrug 2100 m/sec. Wie groß ist seine theoretische Brennschlußgeschwindigkeit?

Es ist

$$v = 2100 \cdot \ln 3 \approx 2100 \cdot 1,0986 \approx 2300 \text{ m/sec.}$$

Tatsächlich erreichte das A 4 nur eine Geschwindigkeit von etwas über 1600 m/sec. Luftwiderstand und Schwerkraft vermindern die Brennschlußgeschwindigkeit einer Rakete also beträchtlich.

Aus dem vorangegangenen Abschnitt wissen wir, daß für einen Satelliten in Erdnähe eine Umlaufgeschwindigkeit von rund 8 km/sec benötigt wird. Es genügt aber nicht nur, ihm diese Kreisbahngeschwindigkeit zu erteilen. Er muß auch auf die entsprechende Höhe getragen werden. Die dafür notwendige Aufstiegsarbeit müssen wir natürlich einkalkulieren. Sie ist gerade so groß wie die Bewegungsenergie eines Körpers, der aus

\* A 4 = Aggregat 4; ursprünglicher Name der deutschen Kriegerakete V 2

dieser Höhe frei bis zur Erdoberfläche fällt. Das Maß für seine Bewegungsenergie ist seine Geschwindigkeit beim Auftreffen auf den Boden. Bei der Berechnung dieser Geschwindigkeit müssen wir berücksichtigen, daß die Schwerkraft in bekannter Weise mit der Höhe abnimmt, so daß wir nicht die sonst für den freien Fall

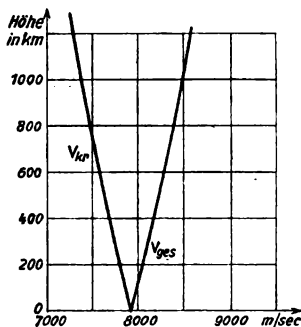


Abbildung 16. Abhängigkeit der Kreisbahngeschwindigkeit und der zum Start eines Satelliten notwendigen Gesamtgeschwindigkeit von der Höhe über der Erdoberfläche

aus geringen Höhen übliche Formel für das Fallgesetz anwenden können. Wir wollen uns damit begnügen, die Geschwindigkeit für den Fall aus großen Höhen einfach anzugeben, ohne sie mathematisch abzuleiten. Beim Fall aus der Höhe  $h$  erhalten wir

$$v_h^2 = 2 \cdot g_0 \cdot r_0 \left( 1 - \frac{r_0}{r_0 + h} \right).$$

Die Bewegungsenergie wäre also

$$E_h = \frac{m}{2} v_h^2.$$

Die Gesamtenergie für das Emportragen auf die Kreisbahn einschließlich der erforderlichen Geschwindigkeit beträgt demnach

$$E_{\text{ges}} = \frac{m}{2} (v_h^2 + v_{\text{kr}}^2).$$

$m$  ist die Masse des Satelliten.

Diese Gesamtenergie läßt sich wieder durch eine Geschwindigkeit ausdrücken, die der Rakete erteilt werden muß.

Es gilt  $E_{\text{ges}} = \frac{m}{2} v_{\text{ges}}^2$  und  $v_{\text{ges}} = \sqrt{v_h^2 + v_{\text{kr}}^2}$ .

Aus Abschnitt 3 läßt sich finden, daß  $v_{\text{kr}}^2 = g_0 \cdot \frac{r_0^2}{r}$  ist, wobei  $r = r_0 + h$  ist.

Setzen wir diesen Wert zusammen mit  $v_h^2$  in die Formel ein, so ergibt sich

$$v_{\text{ges}} = \sqrt{2g_0r_0} \cdot \sqrt{1 - \frac{r_0}{2r}}$$

oder

$$v_{\text{ges}} \approx 11190 \sqrt{1 - \frac{r_0}{2r}} \text{ m/sec.}$$

Für zwei Fälle wissen wir bereits, welche Geschwindigkeit sich ergeben muß. Daran können wir die Richtigkeit der Formel prüfen. Für  $h = 0$  müssen wir die früher bestimmte Kreisgeschwindigkeit erhalten und für den Fall, daß  $h$  über jeden angebbaren Betrag hinaus wächst, das heißt für  $r \rightarrow \infty$ , die Fluchtgeschwindigkeit. Wir finden die erwarteten Ergebnisse. Abbildung 16 zeigt die Änderung von  $v_{\text{kr}}$  und  $v_{\text{ges}}$  mit zunehmender Höhe.

Mit Hilfe der Grundgleichung der Rakete wollen wir jetzt bestimmen, welches Massenverhältnis eine Rakete aufweisen muß, damit sie einen Satelliten auf eine Kreisbahn in 400 km Höhe bringen kann.

Zunächst berechnen wir  $v_{ges}$ . Wir finden 8143 m/sec. Diese Geschwindigkeit genügt aber in der Praxis noch nicht. Es muß zusätzlich Energie aufgewendet werden, um den Luftwiderstand vor allem in den dichteren Schichten der Atmosphäre zu überwinden. Außerdem ist noch folgendes zu bedenken: Bisher haben wir angenommen, daß die erforderliche Geschwindigkeit sofort erreicht wird. Die Rakete benötigt dafür aber eine gewisse Beschleunigungszeit, die ihrer Brennzeit entspricht. Die während dieser Brennzeit wirkende Schwerkraft ist ebenfalls zu überwinden. Schließlich muß Energie aufgewendet werden, um die ursprünglich senkrecht gestartete Rakete durch stetige Richtungsänderung auf die geplante Umlaufbahn zu zwingen.

Berücksichtigen wir alle diese Hemmnisse beim Aufstieg eines Satelliten, dann müssen wir die eben errechnete Geschwindigkeit, wie genauere Berechnungen mit wesentlich größerem mathematischem Aufwand zeigen, je nach Form der Aufstiegsbahn und Arbeitsweise der Rakete um etwa 10 bis 15 % erhöhen. In unserem Beispiel würden wir also statt etwas über 8 km/sec mehr als 9 km/sec benötigen.

Für unsere Rechnung muß noch die Ausströmungsgeschwindigkeit der Verbrennungsgase bekannt sein. Wählen wir einfach einen heute technisch erreichbaren Wert von 2400 m/sec, ergäbe sich daraus ein Massenverhältnis von über 40. Das Anfangsgewicht der Rakete mit dem Treibstoff müßte also 40mal so groß sein wie das Leergewicht nach dem Verbrauch des Treibstoffs. Das ist technisch völlig ausgeschlossen. Bisher ist es bestenfalls gelungen, Raketen mit einem Massen-



verhältnis von etwa 6 zu bauen. Das Gewicht der Nutzlast beträgt hierbei ungefähr 2 % des Startgewichts. Das notwendige Massenverhältnis könnten wir natürlich verringern, wenn wir eine größere Anfangsgeschwindigkeit wählen würden. Aber auch hier sind die Möglichkeiten begrenzt, da chemische Treibstoffe keine sehr viel höherliegende Ausströmungsgeschwindigkeiten zulassen.

Man muß zunächst den Eindruck gewinnen, daß auch Raketen nicht in der Lage wären, kosmonautische Geschwindigkeiten zu erreichen. Diese Schwierigkeiten waren schon Ziolkowski bekannt. Er hat auch bereits den Ausweg gewiesen. In seinen Abhandlungen spricht er von „Raketenzügen“. Wir nennen sie heute Stufenraketen. Das sind zusammengesetzte Raketen, deren einzelne Stufen jeweils gezündet werden, wenn die darunterliegende Stufe ihren Treibstoff verbraucht hat. Allein mit Stufenraketen ist es beim heutigen Stand der Technik möglich, Satelliten auf ihre Bahn zu bringen. Die Leistungen von Einstufenraketen reichen dazu nicht aus.

Damit wir einen Einblick in die technischen Möglichkeiten zum Bau von Stufenraketen bekommen und ihre Überlegenheit gegenüber der Einstufenrakete zeigen können, werden wir einige kleine Rechnungen ausführen. Wir folgen dabei im wesentlichen den Überlegungen des sowjetischen Wissenschaftlers Prof. J. A. Pobedonoszew, die er in seiner Veröffentlichung „Der erste künstliche Erdsatellit“ anstellt.

Wir werden unseren Betrachtungen eine Dreistufenrakete zugrunde legen. Der interessierte Leser kann alle angegebenen Gleichungen und Formeln ohne weiteres auf Raketen beliebig vieler Stufen erweitern.

Zur Zeit wird die Berechnung von Mehrstufenraketen noch nicht nach einheitlichen Methoden gehandhabt.

Nach den Angaben von Pobedonoszew ist diejenige eines holländischen Ingenieurs als beste anzusehen, die vor einiger Zeit in der Zeitschrift der Britischen Interplanetarischen Gesellschaft veröffentlicht wurde. Danach wird die gesamte Berechnung von Mehrstufen-

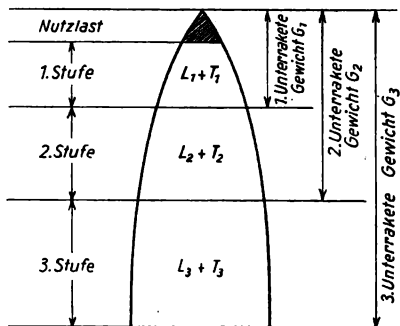


Abbildung 17. Schematische Einteilung einer Dreistufenrakete  
(Entnommen Pobedonoszew: Der künstliche Erdsatellit russ.)

raketen auf der Festlegung von 4 Raketengewichten und 3 Verhältnissen zwischen ihnen aufgebaut. Diese Werte erweisen sich als ausreichend.

Um Mißverständnisse zu vermeiden, müssen wir zunächst einheitliche Bezeichnungen einführen. Es geht um die Begriffe Nutzlast, Raketenstufe und Unterrakete.

Die Nutzlast besteht aus dem gesamten Satelliten einschließlich seiner Instrumente und Versuchstiere. Später werden auch Menschen dazu gehören. Außerdem müssen wir zur Nutzlast die Hülle rechnen, die den

Satelliten beim Aufstieg schützt, und die Tragkonstruktion, die ihn in der Rakete hält.

Raketenstufen sind die jeweiligen Antriebsaggregate der einzelnen zur Mehrstufenrakete zusammengebauten Raketen. Dazu gehört der Treibstoff, der bis zu ihrer Ablösung verbraucht wird, ebenso die Treibstoffbehälter sowie alle für den Betrieb des Raketenmotors erforderlichen Einrichtungen, auch die Zelle und die Steuergeräte. Bisher sind wir gewöhnt, die Raketenstufen von unten zu nummerieren. Für die Zwecke unserer Rechnung empfiehlt es sich, dies umgekehrt zu tun. Die erste Raketenstufe trägt dann also den Satelliten.

Eine Unterrakete ist die jeweilige Vereinigung von Nutzlast und Raketenstufe. Die Unterrakete 1 ist demnach die Raketenstufe 1 einschließlich des Satelliten, der eigentlichen Nutzlast. Für die Unterrakete 2 ist die gesamte Unterrakete 1 „Nutzlast“, und für die Unterrakete 3 ist die gesamte Unterrakete 2 „Nutzlast“. Diese Bezeichnungen müssen wir uns für die weiteren Untersuchungen merken (Abbildung 17).

Nun zur Bestimmung der vier erwähnten grundlegenden Gewichte!

Am wichtigsten für die Projektierung einer Rakete ist die zu befördernde Nutzlast  $Q$ . Sie bestimmt die gesamte Konstruktion.

Weiterhin benötigen wir das Gewicht des Treibstoffs, der aus der jeweiligen Raketenstufe ausströmt. Wir bezeichnen es mit  $T$ . Dieses Gewicht schließt auch alle Hilfsstoffe ein, die während des Betriebes des Raketenmotors verbraucht werden und von denen wir zur Vereinfachung annehmen wollen, daß sie ebenfalls mit der Geschwindigkeit  $c$  die Brennkammer der betreffenden Stufe verlassen. Zu Treibstoff und Sauerstoffträger käme also je nach Raketenart das Antriebsmittel für die Turbine der Treibstoffpumpen, zum Beispiel

Wasserstoffsuperoxyd, komprimierter Stickstoff und anderes.

Das Gesamtgewicht einer Raketenstufe und aller Teile, die sich in ihr befinden, heißt das Trockengewicht  $L$ .

Schließlich brauchen wir noch das Gesamtanfangsgewicht jeder Unterrakete  $G$ . Es bezeichnet also  $G_3$  das gesamte Anfangsgewicht einer Dreistufenrakete. Das entspricht dem Gewicht der Masse  $m_0$  in der oben angegebenen Grundgleichung der Rakete.  $L_3$  wäre zum Beispiel das Trockengewicht der 3. Raketenstufe und  $T_2$  das Gewicht des aus der 2. Raketenstufe ausströmenden Treibstoffs.

Zur besseren Übersicht stellen wir noch einmal auf:

$$G_1 = Q + L_1 + T_1$$

$$G_2 = G_1 + L_2 + T_2$$

$$G_3 = G_2 + L_3 + T_3$$

Zu diesen vier Gewichten müssen noch drei Verhältnisse zwischen ihnen bestimmt werden:

Es ist  $p$  das Verhältnis des Anfangsgewichtes einer Unterrakete zu ihrer Nutzlast. Für die Dreistufenrakete ergibt sich also:

$$p_1 = \frac{G_1}{Q}; \quad p_2 = \frac{G_2}{G_1}; \quad p_3 = \frac{G_3}{G_2}.$$

Mit  $P$  bezeichnen wir das relative Gesamtgewicht der Mehrstufenrakete:

$$P = \frac{G_3}{Q} = \frac{G_3}{G_2} \cdot \frac{G_2}{G_1} \cdot \frac{G_1}{Q} = p_1 \cdot p_2 \cdot p_3.$$

Dieser Wert  $P$  ist für die Konstruktion einer Mehrstufenrakete besonders wichtig. Er darf in der Praxis aus wirtschaftlichen und technischen Gründen einen bestimmten Wert nicht überschreiten.

Für den Grad der Vollkommenheit einer konstruktiven Ausführung einer Raketenstufe ist ein Gewichtsver-

hältnis maßgebend, das wir als konstruktive Kennzahl  $s$  bezeichnen wollen. Rechnerisch wird sie bestimmt als das Verhältnis von Trockengewicht einer Stufe einschließlich Treibstoffgewicht zu ihrem Gewicht nach Verbrauch des gesamten Treibstoffs. Es ist also

$$s_1 = \frac{L_1 + T_1}{L_1}; \quad s_2 = \frac{L_2 + T_2}{L_2}; \quad s_3 = \frac{L_3 + T_3}{L_3}.$$

Die dritte Verhältniszahl kennen wir bereits. Es ist die Ziolkowskische Zahl oder das Massenverhältnis, das wir auch aus den Gewichten bestimmen können. Wir legen noch formelmäßig fest:

$$z_1 = \frac{G_1}{G_1 - T_1}; \quad z_2 = \frac{G_2}{G_2 - T_2}; \quad z_3 = \frac{G_3}{G_3 - T_3}.$$

Wie sich leicht nachprüfen läßt, sind alle Verhältniszahlen stets größer als 1.

Welche theoretische Geschwindigkeit erreicht eine Mehrstufenrakete? Wir machen uns die Rechnung insofern einfach, als wir für alle Raketenstufen gleiche Ausströmungsgeschwindigkeit  $c$  annehmen. Die Geschwindigkeiten der einzelnen Stufen können wir einfach addieren zu

$$V = c \cdot \ln z_1 + c \cdot \ln z_2 + c \cdot \ln z_3,$$

oder

$$V = c \cdot \ln (z_1 z_2 z_3) = c \cdot \ln Z.$$

Daraus folgt das Gesamtmassenverhältnis  $Z = e^{\frac{V}{c}}$ , wobei  $Z = z_1 \cdot z_2 \cdot z_3$  ist.

Zwischen  $p$ ,  $s$  und  $z$  bestehen gewisse Beziehungen. Durch Einsetzen läßt sich nachprüfen, daß sie durch die Gleichung

$$\frac{z-1}{s} = \frac{s-1}{s} \cdot \frac{p-1}{p}$$

miteinander verknüpft sind.

Hieraus ergeben sich folgende Beziehungen:

$$p = z \frac{s-1}{s-z}; \quad s = z \frac{p-1}{p-z}; \quad z = \frac{ps}{p+s-1}.$$

Diese drei Gleichungen gelten für Einstufenraketen. Wir können daraus die entsprechenden Gleichungen für die Dreistufenrakete ableiten.

Das relative Gewicht der Dreistufenrakete ist

$$P = Z \frac{s_1-1}{s_1-z_1} \cdot \frac{s_2-1}{s_2-z_2} \cdot \frac{s_3-1}{s_3-z_3}.$$

Da das Produkt der drei Brüche mehrfach vorkommt, bezeichnen wir es fortan mit  $R$ . Das Gesamtgewicht vor dem Start ist dann  $G_3 = Q \cdot Z \cdot R$ .

Das Treibstoffgewicht der 3. Stufe, also der untersten, wäre

$$T_3 = Q \cdot Z \cdot \frac{z_3-1}{z_3} \cdot R.$$

Nun interessiert noch das Trockengewicht der 3. Stufe:

$$L_3 = Q \cdot Z \cdot \frac{z_3-1}{z_3} \cdot \frac{1}{s_3-1} \cdot R.$$

Vereinfachen wir das Verhältnis so weit, daß wir die Werte  $p$ ,  $s$  und  $z$  für alle Stufen als gleich annehmen, lassen sich die Gleichungen schreiben als  $P = p^3$  und  $Z = z^3$ ,

$$\text{oder} \quad P = Z \left( \frac{s-1}{s-Z^{\frac{1}{3}}} \right)^3; \quad Z = P \left( \frac{s}{P^{\frac{1}{3}} + s - 1} \right)^3.$$

Bevor wir uns an die Berechnung einer Dreistufenrakete wagen, befassen wir uns erst mit einigen einfachen Beispielen und Anwendungen, die wir der Broschüre von Pobedonoszew entnehmen.

Eine Einstufenrakete mit der Nutzlast  $Q$  soll auf eine theoretische Geschwindigkeit von 5060 m/sec gebracht werden. Sie sei konstruktiv von hoher Vollkommen-

heit, und ihre konstruktive Kennzahl betrage  $s = 8,4$ . Zum Vergleich geben wir an, daß bei dem bekannten „A4“ diese Kennzahl den Wert 4 und bei „Viking-12“\* den Wert 7,04 aufweist. Für die „Aerobee“\* werden sogar Zahlen von über 10 angegeben. Das Raketentriebwerk arbeite mit einer Ausströmungsgeschwindigkeit von 2400 m/sec.

Die Rechnung ergibt die Ziolkowskische Zahl 8,234. Damit können wir das relative Anfangsgewicht der Rakete ausrechnen.

$$\text{Es wird } p = z \frac{s-1}{s-z} = 8,234 \frac{7,4}{0,166} \approx 367.$$

Das Ergebnis besagt, daß bei dieser Rakete je Kilopond Nutzlast das beachtliche Anfangsgewicht von 367 kp erforderlich ist.

Es ist interessant zu untersuchen, wie sich das Anfangsgewicht ändert, wenn wir die Rakete zweistufig konstruieren. Der Einfachheit halber nehmen wir zunächst an, daß bei den einzelnen Raketenstufen sowohl die konstruktive Kennzahl  $s$  als auch die Ausströmungsgeschwindigkeit  $c$  dieselben bleiben, und es gelte  $z_1 = z_2$ .

$$\text{Es ist dann } z_1 = z_2 = \sqrt{Z} = \sqrt{8,234} \approx 2,87.$$

Die Formel für  $P$  wenden wir sinngemäß für die Zweistufenrakete an und erhalten  $P \approx 14,8$ .

Das Ergebnis ist einigermaßen überraschend. Bei einer zweistufigen Ausführung der geplanten Rakete brauchen wir fast nur ein Fünfundzwanzigstel des relativen Anfangsgewichtes der Einstufenrakete.

Allerdings muß dazu betont werden, daß es technisch kaum möglich sein wird, für die einzelnen Stufen der Zweistufenrakete die Kennwerte der Einstufenrakete  $s = 8,4$  aufrechtzuerhalten. Es ist zu bedenken, daß die

\* Viking-12, Aerobee: Höhenforschungsraketen der USA

Beschleunigung jeder Raketenstufe gegen Schluß stark zunimmt. Die in Richtung der Bewegung wirkenden Beschleunigungskräfte verlangen eine erhöhte Festigkeit derjenigen Stufen, die noch nicht gearbeitet haben. In ihnen sind die Behälter noch vollständig mit Treibstoff gefüllt. Außerdem sind Einbauten erforderlich zur Verbindung der einzelnen Raketenstufen und Einrichtungen für deren Ablösung. Das alles verschlechtert natürlich den Wert der konstruktiven Kennzahlen beim Übergang zur Mehrstufenrakete.

Nehmen wir an, daß in unserem Beispiel diese Kennzahlen um 4 kleiner werden, so ergibt die Rechnung ein relatives Anfangsgewicht von etwa 40. Das ist immer noch ein Neuntel des Wertes der Einstufenrakete, obwohl diese konstruktiv vollkommener ist.

Jetzt wollen wir darangehen, die wichtigsten Daten einer Dreistufenrakete zu berechnen. Sie soll einen Satelliten mit einer Masse von 100 kg auf die Gesamtgeschwindigkeit von 9000 m/sec bringen. Der Satellit würde dabei auf eine Höhe von etwa 200 km getragen. Um die Rechnung nicht zu komplizieren, soll bei allen Stufen  $c = 2400$  m/sec und  $s = 4,7$  sein. Als Gesamt-massenverhältnis erhalten wir  $Z \approx 42,5$ .

$$\text{Damit wird} \quad P = 42,5 \left( \frac{4,7 - 1}{4,7 - 42,5^{\frac{1}{3}}} \right)^3 \approx 1215.$$

Für den Satelliten brauchten wir also eine Dreistufenrakete mit einem Gesamtgewicht von 121,5 Tonnen. Führen wir diese Rechnung für eine Vierstufenrakete mit gleichen Kennzahlen aus — die Formeln sind dann sinngemäß abzuändern —, so finden wir eine Anfangsmasse von nur 37,2 Tonnen. Unsere Dreistufenrakete müßte eine Schubkraft von 200 Tonnen entwickeln. Das ist heute keine phantastische Forderung. Prüfstände zur Erprobung von Raketentriebwerken so



hoher Schubkraft gibt es schon seit längerer Zeit. Mit den angenommenen Kennwerten sind wir auch im Bereich des heute bereits Erreichten geblieben.

Interessant wäre es noch, für die geplante Rakete einige andere technische Daten zu errechnen, zum Beispiel das Trockengewicht der ersten Stufe, die den Satelliten trägt und ebenfalls mit auf die Kreisgeschwindigkeit beschleunigt werden muß, das Gesamt-trockengewicht aller Stufen und die Gesamtmenge des Treibstoffs. Wir geben dafür nur die Formeln an, die sich aus den weiter oben abgeleiteten Beziehungen finden lassen.

$$L_1 = Q \cdot \frac{P^{\frac{1}{s}} - 1}{s}; \quad T_1 + T_2 + T_3 = G_s \cdot \frac{s-1}{s} \cdot \frac{P-1}{P};$$

$$L_1 + L_2 + L_3 = \frac{T_1 + T_2 + T_3}{s-1}.$$

In der Praxis werden die Kennwerte  $s$  und  $c$  für jede einzelne Raketenstufe verschieden sein. In diesem Fall ist es von besonderer Wichtigkeit, die Ziolkowskische Zahl für die einzelnen Stufen richtig zu wählen. Geringe Abweichungen von der günstigsten Verteilung können das Gesamtgewicht ganz beträchtlich vergrößern. Wir zeigen das am Beispiel der oben untersuchten Zweistufenrakete.

Für die 1. Raketenstufe soll jetzt gelten  $c_1 = 2000$  m/sec und für die zweite  $c_2 = 2400$  m/sec. Der konstruktive Kennwert sei bei beiden  $s_1 = s_2 = 4$ . Als theoretische Brennschlußgeschwindigkeit fordern wir wieder  $V = 5060$  m/sec.

Geben wir  $z_2$  willkürlich mit 3,3 vor, so erhalten wir

$$\ln z_1 = \frac{V}{c_1} - \frac{c_2}{c_1} \cdot \ln z_2 = \frac{5060}{2000} - \frac{2400}{2000} \ln 3,3 \approx 1,0973.$$

Hieraus ergibt sich für  $z_1$  ein Wert dicht bei 3. Das relative Anfangsgewicht wird unter diesen Bedingungen

$$P = 3,0 \cdot 3,3 \frac{4-1}{4-3} \cdot \frac{4-1}{4-3,8} \approx 127.$$

Ändern wir die Kennwerte wie folgt ab:

$c_1 = 2400$  m/sec,  $c_2 = 2000$  m/sec,  $s_1 = 4,4$  und  $s_2 = 3,6$ , so erhalten wir für denselben Wert  $z_2 = 3,3$  jetzt für  $z_1 = 3,05$ , und das Anfangsgewicht der Rakete nimmt fast auf das Doppelte des zuerst gefundenen Wertes zu. Es wird etwa 220.

Änderten wir gleichzeitig mit den Kennwerten der Raketenstufen auch  $z_2$ , zum Beispiel auf 2,8, so würde sich für  $z_1$  etwa 3,48 ergeben und für  $P$  ungefähr 119, also weniger als im ersten Fall.

Man sieht, sehr geringfügige Änderungen der Kennwerte der Raketenstufen können zu sehr wesentlichen Änderungen des Anfangsgewichtes der Stufenraketen führen. Daher muß bei der Berechnung einer solchen Rakete stets das günstigste (optimale) Verhältnis der Ziolkowskischen Zahlen gesucht werden, unter Berücksichtigung der Ausströmungsgeschwindigkeiten und der Kennwerte der einzelnen Stufen. Für diese Berechnungen gibt es Näherungsverfahren.

Für den besonders interessierten Leser sei ein solches Verfahren angeführt. Wir werden als Beispiel die amerikanische Rakete „Vanguard“ auf die Verteilung Ziolkowskischer Zahlen untersuchen, um festzustellen, wieweit sie vom optimalen Wert abweicht. Diese Untersuchung führt Pobedonoszew in seiner bereits erwähnten Broschüre durch.

Zur Bestimmung der günstigsten Verteilung der Ziolkowskischen Zahlen einer Dreistufenrakete eignet sich das im folgenden angegebene Näherungsverfahren. Es kann ohne Schwierigkeit unter entsprechender Ab-

wandlung der angegebenen Formeln auf Raketen mit beliebiger Stufenzahl angewendet werden.

Zunächst führen wir die Verhältnisse  $\frac{z_1}{s_1}$ ,  $\frac{z_2}{s_2}$  und  $\frac{z_3}{s_3}$  ein, die wir mit  $Y_1, Y_2$ , bzw.  $Y_3$  bezeichnen. Zuerst suchen wir einen Wert  $Y_0$ , der nur für den Fall gelten soll, daß alle drei Ausströmungsgeschwindigkeiten gleich  $c_1$  sind. Es ist

$$Y_0 = \frac{\frac{V}{e^{3c_1}}}{(s_1 \cdot s_2 \cdot s_3)^{\frac{1}{3}}}.$$

Für  $Y_1$  setzen wir näherungsweise  $Y_1 = Y_0 \cdot (1 + k)$ , wobei die Korrekturgröße

$$k = a \left( 1 - \frac{1}{Y_0} - \frac{V}{3 \cdot c_1} \right) \quad \text{mit} \quad a = \frac{1}{3} \left[ \left( \frac{c_2}{c_1} - 1 \right) + \left( \frac{c_3}{c_1} - 1 \right) \right]$$

ist. Also ergibt sich für  $z_1 = s_1 \cdot Y_1 = s_1 \cdot Y_0 \cdot (1 + k)$ .

In gleicher Weise bestimmen wir die Verhältnisse  $\frac{z_2}{s_2}$  und  $\frac{z_3}{s_3}$ .

Wir werden die Rechnung am Beispiel einer Zweistufenrakete vorführen:

Für diese Rakete sei  $c_1 = 2400$  m/sec,  $c_2 = 2000$  m/sec,  $V = 5060$  m/sec,  $s_1 = 4,4$  und  $s_2 = 3,6$ .

Der Wert  $Y_0$  für die 1. Stufe wird

$$Y_0 = \frac{\frac{5060}{e^{2 \cdot 2400}}}{(4,4 \cdot 3,6)^{\frac{1}{2}}} \approx \frac{e^{1,053}}{3,98} \approx 0,720.$$

Weiter erhalten wir

$$a = \frac{1}{2} (0,8333 - 1) \approx -\frac{0,1667}{2} \approx -0,0833,$$

$$k = -0,0833 \left( 1 - \frac{1}{0,720} - 1,053 \right) \approx 0,1201.$$

Folglich gilt

$$Y_1 = Y_0 (1 + 0,1201) \approx 0,720 \cdot 1,12 \approx 0,807$$

$$z_1 = 0,807 \cdot 4,4 \approx 3,55.$$

Mit diesem Wert von  $z_1$  können wir  $z_2$  finden, denn es gilt  $V = c_1 \cdot \ln z_1 + c_2 \cdot \ln z_2$ . Wir erhalten für  $z_2 = 2,745$ . Das kleinste Anfangsgewicht wird dann

$$P_{\min} = 3,55 \cdot 2,745 \cdot \frac{4,4 - 1}{4,4 - 3,55} \cdot \frac{3,6 - 1}{3,6 - 2,745} \approx 118,5.$$

Weiter oben erhielten wir bei derselben Rakete mit  $z_1 = 3,48$  und  $z_2 = 2,8$  den dem Minimum sehr nahe liegenden Wert  $P = 119$ .

Besonders ungünstig wirkt sich eine falsche Verteilung der Ziolkowskischen Zahlen bei drei- und mehrstufigen Raketen aus.

Zum Beispiel ließe sich die amerikanische „Vanguard“ die einen etwa 10 kp schweren Satelliten in seine Umlaufbahn tragen soll, wesentlich leichter bauen, wenn man die Ziolkowskischen Zahlen auf die einzelnen Stufen etwas anders verteilen würde, ohne die Ausströmungsgeschwindigkeiten und die konstruktiven Kennzahlen zu ändern. Wir werden die Rechnung dazu mit Hilfe des eben beschriebenen Näherungsverfahrens durchführen. Allerdings ist dabei zu bedenken, daß die über die „Vanguard“ veröffentlichten Daten nicht vollständig sind und sich auch widersprechen. Deshalb sind einige zusätzlich berechnete Kennwerte eventuell ungenau.

Die notwendigen Angaben fassen wir in Tabelle 1 zusammen.

Die Geschwindigkeitsverluste erscheinen hier etwas klein. Dafür wurde die Geschwindigkeit durch die Erddrehung nicht berücksichtigt, die eigentlich noch hinzugerechnet werden muß.

Tabelle 1. *Die wahrscheinlichen Kennwerte der amerikanischen Dreistufenrakete „Vanguard“*

| Kennwerte                                                    | Symbol    | Dimension | Stufen u. Unterraketen |          |          |
|--------------------------------------------------------------|-----------|-----------|------------------------|----------|----------|
|                                                              |           |           | 1. Stufe               | 2. Stufe | 3. Stufe |
| Anfangsgewicht der Unterrakete                               | $G_{1-3}$ | kp        | 230                    | 1870     | 9100     |
| Gewicht des Treibstoffs                                      | $T_{1-3}$ | kp        | 170                    | 1426     | 6200     |
| Trockengewicht                                               | $L_{1-3}$ | kp        | 50                     | 214      | 1030     |
| Konstruktive Kennzahl                                        | $s_{1-3}$ | —         | 4,40                   | 7,67     | 7,00     |
| Ausströmungsgeschwindigkeit                                  | $c_{1-3}$ | m/sec     | 2100                   | 2400     | 2380     |
| Ziolkowskische Zahl                                          | $z_{1-3}$ | —         | 3,83                   | 4,21     | 3,14     |
| Praktischerreichte Geschwindigkeiten                         | $v_{1-3}$ | m/sec     | 7630                   | 4900     | 1800     |
| Geschwindigkeitsverlust durch Luftwiderstand und Schwerkraft | $v_{1-3}$ | m/sec     | 90                     | 350      | 930      |

Die Rechnung nach dem Näherungsverfahren führe der Leser selbst durch. Zur Kontrolle geben wir die Zwischenergebnisse in einer Tabelle an (Tabelle 2).

Die Werte in der letzten Zeile kommen folgendermaßen zustande: Bei der Rechnung wurden die Werte ab- bzw. aufgerundet. Dadurch weicht die am Schluß mit Hilfe der Ziolkowskischen Zahlen errechnete theoretische Brennschlußgeschwindigkeit, bei uns  $V = 9000$  m/sec, von dem vorgegebenen Wert ab. Die Abweichung wird auf die einzelnen Stufen verteilt.

Tabelle 2

| Bedeutung der Werte                                  | 1. Stufe | 2. Stufe | 3. Stufe |
|------------------------------------------------------|----------|----------|----------|
| $\frac{V}{3 \cdot c_{1-3}} (V = 9000 \text{ m/sec})$ | 1,43     | 1,25     | 1,26     |
| $\frac{V}{e^{3c_{1-3}}}$                             | 4,18     | 3,49     | 3,53     |
| $(s_1 \cdot s_2 \cdot s_3)^{\frac{1}{3}}$            | 6,17     | 6,17     | 6,17     |
| $a$                                                  | 0,092    | -0,044   | 0,086    |
| $Y_0$                                                | 0,678    | 0,566    | 0,572    |
| $\frac{1}{Y_0}$                                      | 1,474    | 1,765    | 1,750    |
| $1 - \frac{1}{Y_0} - \frac{V}{3c_{1-3}}$             | -1,904   | -2,015   | -2,010   |
| $k$                                                  | -0,175   | 0,089    | 0,073    |
| $Y_{1-3}$                                            | 0,57     | 0,615    | 0,615    |
| $z_{1-3}$                                            | 2,51     | 4,72     | 4,31     |
| $z_{1-3} \text{ (korrigiert)}$                       | 2,47     | 4,61     | 4,23     |

Einige Endergebnisse stellen wir noch in Tabelle 3 zusammen. Dabei werden unter a) die errechneten optimalen und unter b) die bei der „Vanguard“ verwirklichten Werte angegeben.

Das wichtigste Ergebnis all dieser Rechnungen ist, daß dieselben Leistungen bei viel geringerem Anfangsgewicht erreicht werden; wenn man die Ziolkowskischen Zahlen und damit die Treibstoffmengen, Trockengewichte usw. vernünftig auf die einzelnen Stufen verteilt.

Am Anfang dieses Abschnitts gaben wir zwei Probleme an, die beim Auflassen eines Satelliten gelöst werden

Tabelle 3

| Kennwerte                                               |    | Stufen u. Unterraketen |          |          |
|---------------------------------------------------------|----|------------------------|----------|----------|
|                                                         |    | 1. Stufe               | 2. Stufe | 3. Stufe |
| Ziolkowskische Zahl                                     | a) | 2,47                   | 4,61     | 4,23     |
|                                                         | b) | 3,83                   | 4,21     | 3,14     |
| Theoretische Geschwindigkeiten der Unterraketen (m/sec) | a) | 1900                   | 3670     | 3430     |
|                                                         | b) | 2820                   | 3450     | 2730     |
| Anfangsgewicht $G_{1-3}$ (kp)                           | a) | 43,5                   | 436      | 4000     |
|                                                         | b) | 230                    | 1870     | 9100     |

müssen. Mit dem ersten dieser Probleme, der Erreichung hoher Geschwindigkeiten, haben wir uns in einiger Ausführlichkeit befaßt und gleichzeitig die technischen Möglichkeiten bis zu einem gewissen Grade abgeschätzt. Wie bereits betont, genügt aber die hohe Geschwindigkeit allein nicht, entgegen gelegentlich geäußerten Vorstellungen. Verschiedentlich hört man auch Meinungen, wonach es genüge, eine bestimmte Höhe zu erreichen, um einen Körper zu einem Satelliten werden zu lassen. Manchem war es deshalb nicht ganz verständlich, daß die von der Sowjetunion erprobte interkontinentale Rakete nach den veröffentlichten Angaben eine größere Höhe erreichte als Sputnik 1 und trotzdem nicht um die Erde flog.

Aus unseren bisherigen diesbezüglichen Überlegungen geht schon hervor, daß wir von der Erde aus einen Körper auch mit höherer als Kreisgeschwindigkeit abschießen können, ohne befürchten zu müssen, daß er nicht sogleich wieder zurückkommt. Wir dürfen nur nicht die Fluchtgeschwindigkeit erreichen oder überschreiten. Der Flugweg der Rakete kann auf eine Höhe

von vielen tausend Kilometern führen, ohne daß die Rakete zu einem künstlichen Satelliten der Erde wird. Zwar ist dieser Flugweg auch eine Ellipse, aber ihr Perigäum liegt der Erdoberfläche so nahe, daß sie die Erde nicht umschließen kann. Damit sie dazu in der Lage ist, muß sie mit ausreichender Geschwindigkeit in die geplante Satellitenbahn eingesteuert werden. Das bereitet der Raketensteuertechnik ungeheure Schwierigkeiten. Die sehr kreisnahen Ellipsen der bisherigen Sputniks sind deshalb ein überzeugender Beweis für den hohen Leistungsstand der sowjetischen Raketen- und Steuertechnik.

Soll eine Kreisbahn zustande kommen, müssen beim Aufstieg drei Werte mit größter Genauigkeit eingehalten werden: die Höhe des Brennschlußpunktes, die für diese Höhe gültige Kreisgeschwindigkeit sowie der Winkel zwischen der Flugrichtung bei Brennschluß und der Tangente an die Kreisbahn. Dieser Winkel muß genau null Grad betragen. Entsprechen die erreichten Werte nicht den errechneten, ändert sich sofort die Form der Bahn. Beträgt zum Beispiel die Winkelabweichung nur etwa einen Grad und weicht gleichzeitig die Geschwindigkeit um ungefähr ein Prozent ab, so ergeben sich für den Umlauf bereits Höhenunterschiede von über 100 km. Bei größeren Ungenauigkeiten kann der Satellit schon während des ersten Umlaufs in dichtere Luftschichten eintreten und verbrennen. Man kann sich einen um so größeren Winkelfehler leisten, je größer der Geschwindigkeitsüberschuß gegenüber der Kreisgeschwindigkeit ist, ohne die Lebensdauer des Satelliten zu sehr zu verkürzen. Aber auch hier sind enge Grenzen gesetzt.

Der Start einer so großen Rakete wird immer senkrecht erfolgen. Das ist aus technischen Gründen nicht anders möglich und für den ersten Teil der Bahn auch günstig,



weil in der Nähe der Erde der Luftwiderstand zu beachtlichen Werten anwächst. Bei senkrechtem Aufstieg kommt die Rakete am schnellsten in Bereiche geringer Luftdichte. In der Stratosphäre muß bereits die Umlenkung beginnen, wobei die praktische Durchführung bei den einzelnen Projekten verschieden ist.

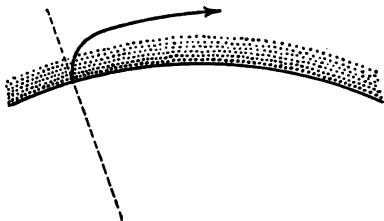


Abbildung 18

Hermann Oberth berechnete verschiedene Aufstiegsbahnen und nannte die energetisch günstigste „Synergiekurve“. Sie biegt zweckmäßigerweise nach Osten um, damit beim Start die Erddrehung mit ausgenutzt werden kann (Abbildung 18).

Die Umlaufrichtung des Satelliten entspricht dann der Richtung der Erddrehung. Am größten ist diese „Starthilfe“ natürlich am Äquator. Ein auf ihm genau nach Osten gestarteter Satellit erspart dem Raketenantrieb 465 m/sec an Geschwindigkeit. Je weiter wir uns mit dem Startort vom Äquator entfernen oder je größer wir den Neigungswinkel der Bahnebene zur Äquatorebene wählen, um so geringer wird dieser Vorteil, und beim Start in eine Polarbahn fällt er ganz weg.

Die Steuerung einer Rakete auf eine vorberechnete Bahn ist ein schwieriges technisches Problem. Aus den zahlreichen Veröffentlichungen von Abbildungen moderner Raketen ist allgemein bekannt, daß sie meist Leitflächen besitzen, die auch gelegentlich mit beweglichen Rudern, den Luftrudern, versehen sind. Mit ihrer Hilfe läßt sich eine Rakete nur innerhalb einer noch wirksamen Atmosphäre steuern. Satellitenraketen durchfliegen diesen Bereich lediglich im untersten Teil ihrer Bahn. Die Leitflächen sollen dabei den Flug der Rakete stabilisieren, verrichten also denselben Zweck wie das Gefieder eines Pfeils. Anfangs, wenn sich die Rakete langsam vom Starttisch abhebt, ist die Wirkung der Leitflächen noch zu gering, um zu verhindern, daß die Rakete ins Taumeln kommt. Das würde aber zum Absturz und zu ihrer Zerstörung führen. Verschiedene Raketen besitzen deshalb Strahlruder, die im Strom der Verbrennungsgase liegen und bei entsprechender Einstellung ein Drehmoment auf die Rakete ausüben. Die Betätigung der Strahlruder erfolgt automatisch mit Hilfe von Kreiselsteuerung und Elektromotor. Moderne Raketen benutzen statt Strahlruder auch um einige Grad schwenkbare Brennkammern, wie das zum Beispiel bei den unteren Stufen der „Vanguard“ der Fall ist. Die hohen Geschwindigkeiten beim Einlenken in die Satellitenbahn erzeugen riesige Beschleunigungskräfte. Trotzdem muß die vorberechnete Bahn mit großer Präzision eingehalten werden. Daran kann man schon ermes sen, welche hohen Anforderungen an die Steuerung einrichtung gestellt werden. Ihre Bedienung kann vom Boden aus ferngesteuert erfolgen oder automatisch durch ein mitgegebenes Programm. Schon bei Einstufenraketen bereitet die Steuerung große Schwierigkeiten. Ungleich komplizierter ist das aber bei mehrstufiger Ausführung, wobei Ablösung und Zündung der

einzelnen Stufen neue Probleme aufwerfen und zusätzliche Gefahrenquellen darstellen.

Technisch sehr schwierig gestaltet sich die Einhaltung einer vorbestimmten Geschwindigkeit. Entscheidend hierfür ist die reibungslose Arbeit der Antriebsaggregate und die rechtzeitige Beendigung der Antriebsperiode. Zwar sind Instrumente eingebaut, die die gesamte auf die Rakete ausgeübte Beschleunigung summieren und so eine Bestimmung der erreichten Geschwindigkeit ermöglichen, so daß im rechten Augenblick die Treibstoffzufuhr gesperrt werden kann. Restmengen von Treibstoff in den Rohrleitungen führen jedoch zu unkontrollierten Nachverbrennungen.

Wir sehen, daß die eingangs erwähnten zwei Probleme selbst eine Vielzahl neuer Schwierigkeiten enthalten. Die sowjetische Technik hat sie offenbar in befriedigender Weise gelöst. Davon zeugen die kreisnahen Bahnen der Sputniks.

## 5. WAS NÜTZT EIN KÜNSTLICHER SATELLIT?

Die künstlichen Satelliten, die heute unsere Erde umfliegen oder die bereits, ihren Daseinsgesetzen gehorchend, einer Sternschnuppe gleich verbrannt sind, verdanken ihre Existenz einer wissenschaftlichen Aufgabenstellung. Im Rahmen des Internationalen Geophysikalischen Jahres war es erforderlich, Messungen in hohen und höchsten Bereichen der Atmosphäre durchzuführen und die Strahlung der Sonne außerhalb der sie beeinträchtigenden Luftschichten zu beobachten. Bis vor wenigen Jahren war es nur möglich, durch indirekte Methoden die Hochatmosphäre zu erforschen, weil der Mensch nicht in der Lage war, Meßinstrumente in Höhen von 100 km und darüber zu befördern. In der

letzten Zeit gelang dies zwar mit Hilfe von Raketen, und für die Höhenforschung war das ein gewaltiger Fortschritt; Messungen mit Raketen haben aber den Nachteil, daß die Meßgeräte rasch die verschiedenen Schichten der Atmosphäre durchfliegen. Das führt gelegentlich zu systematischen Fehlern. Künstliche Satelliten eignen sich ungleich besser für derartige Messungen. Sie bleiben viel länger in den Bereichen der Atmosphäre, die man untersuchen will, und lassen eine viel größere Zahl verschiedenartiger Meßmöglichkeiten zu. Die wissenschaftlichen und technischen Voraussetzungen für die Schaffung solcher Meßsatelliten waren im Prinzip vorhanden, und die Sowjetunion und die USA erklärten ihre Absicht, ein Satellitenprogramm durchzuführen. Die Beobachtungsmöglichkeiten im Geophysikalischen Jahr wurden dadurch ungeheuer erweitert.

Wie eingangs erwähnt, hatten schon früher phantasiebegabte Techniker und Wissenschaftler an künstliche Erdsatelliten gedacht. In kühnem Sprung setzten sie sich über alle Begrenztheiten der Technik ihrer Gegenwart hinweg und projektierten riesige Weltraumstationen als Vorposten der Menschheit im Weltall. Diese sollten Stützpunkte der erträumten Raumfahrt sein und gleichzeitig als kosmisches Laboratorium dienen. Die heute technisch verwirklichten künstlichen Monde sind auch Laboratorien, aber kleinsten Ausmaßes. Dabei beläuft sich der Unterschied zwischen den amerikanischen und sowjetischen Satelliten auf mehrere Größenordnungen. Früher war man der Meinung, daß eine solche Versuchsstation unbedingt Menschen zu ihrer Bedienung brauche. Die Entwicklung der Automaten- und Funktechnik erlaubt aber die Ausführung aller Messungen ohne unmittelbare Beteiligung eines Menschen. In dieser Beziehung sind die Vorstellungen der

alten Träume sogar schon überboten. Was die Winzigkeit der Ausmaße anbetrifft, so wissen wir, daß die ersten künstlichen Monde nicht das Ende einer Entwicklung sind, sondern ihr Anfang. Sie sind nur die Vorläufer größerer, später auch bemannter Stationen. Vorläufig liegt für unsere Miniaturtrabanten ein äußerst umfangreiches Beobachtungsprogramm bereit. Verschiedenen Gebieten der Wissenschaft werden sie von großem Nutzen sein. Die Aufgaben, die sie erfüllen sollen, sind vielfältiger Art.

Wir müssen mehrere Gruppen von Aufgaben unterscheiden:

1. Erforschung der Hochatmosphäre und der physikalischen Prozesse, die sich in ihr abspielen;
2. Erforschung des interplanetaren Raumes und der aus dem Weltall und von der Sonne kommenden Strahlung;
3. Gewinnung genauerer Kenntnisse über die Gestalt der Erde und über die Verteilung der Massen im Erdinnern und in der Erdrinde;
4. Überprüfung physikalischer Theorien;
5. Klärung von Entwicklungsfragen der Raumfahrt.

Man kann Meßergebnisse auf zwei grundsätzlich verschiedenen Wegen gewinnen. Einerseits werden Meßinstrumente eingebaut, die ihre gewonnenen Ergebnisse durch Funk zur Erde übermitteln, und andererseits beobachtet man die Bahn des Satelliten selbst optisch und funktechnisch, um aus den Abweichungen gegenüber der errechneten Bahn und den Veränderungen der empfangenen Funkwellen wissenschaftliche Schlüsse ziehen zu können.

Wenden wir uns den einzelnen Aufgabenbereichen zu! Welche Messungen sollen im Bereich der Hochatmosphäre durchgeführt werden?

Bisher gibt es noch keine genauen Angaben über die Dichte der Luft in großen Höhen. Die dafür allgemein angegebenen Werte sind mit Hilfe eines theoretisch angenommenen Modells der Atmosphäre errechnet. Raketenanstiege haben in der letzten Zeit verschiedene Meßergebnisse eingebracht. Diese sind jedoch mit Unsicherheiten behaftet und geben noch kein einheitliches Bild. Künstliche Satelliten gestatten nicht nur, die Luftdichte mit Hilfe entsprechender Instrumente zu bestimmen; aus der Beobachtung der Bahnveränderungen und der Lebensdauer lassen sich auch weitere Rückschlüsse ziehen. Die Ergebnisse aus diesen Beobachtungen sind sogar sicherer. Allerdings empfiehlt es sich, für die Durchführung solcher Messungen dem Satelliten die Form einer Kugel zu geben, da diese in jeder Lage die gleiche Stirnfläche und den gleichen Formwiderstand aufweist.

Zusammen mit der Dichte der Luft interessiert auch ihre Temperatur. Ursprünglich war man der Meinung, daß sie nach oben stetig abnimmt. Die ersten Vorstöße in große Höhen und die Anwendung indirekter Methoden zwangen aber zu einer Revision dieser Vorstellung. Nach dem heutigen Stand der Kenntnisse ergibt sich folgender Temperaturverlauf: Mit zunehmender Höhe nimmt die Temperatur zunächst ständig ab und erreicht in der unteren Stratosphäre einen Tiefstwert von etwa  $-80^{\circ}\text{C}$ . Danach folgt ein Anstieg innerhalb des Bereichs, der sich durch einen relativ hohen Gehalt an Ozon auszeichnet, bis auf  $-50^{\circ}\text{C}$  in 50 km Höhe. In 80 km Höhe hat die Temperatur jedoch wieder auf etwa  $-70^{\circ}\text{C}$  abgenommen, und von nun an steigt sie ständig bis auf wahrscheinlich über  $1000^{\circ}\text{C}$ . Diese hohen Temperaturen folgert man aus dem langsamen Druckabfall in diesen Höhen, wie er sich aus Messungen bei Raketenanstiegen ergibt, und aus der Doppler-

verbreiterung verschiedener Spektrallinien des Nachthimmelslichtes. Direkte Temperaturmessungen liegen noch kaum vor. Die angenommenen hohen Temperaturen müssen also noch durch die Beobachtung bestätigt werden.

Verschiedentlich wird die Meinung geäußert, daß solche hohen Temperaturen ein Hindernis für einen bemannten Raumflug sein könnten. Sie stellen jedoch, wenn sie bestätigt werden, keine Gefahr für Lebewesen dar. In 400 km Höhe könnten wir uns an einer  $1000^{\circ}\text{C}$  heißen Atmosphäre nicht die Finger verbrennen. Bekanntlich wird die Temperatur eines Gases durch die Geschwindigkeit der Moleküle bestimmt, aus denen das Gas besteht. Diese Moleküle prallen auf die Haut und rufen die Wärmeempfindung hervor. Die Erwärmung der Haut ist natürlich um so größer, je höher die Geschwindigkeit der Moleküle ist und je mehr solcher Teilchen auftreffen. Bei sehr geringer Luftdichte können gefahrlos Moleküle mit Geschwindigkeiten, die einer Temperatur von  $1000^{\circ}\text{C}$  und mehr entsprechen, auftreffen, da ihre Zahl zu gering ist, um die Haut merklich zu erwärmen. Die Temperaturangaben sehr verdünnter Gase sind also nur als Geschwindigkeiten der Moleküle zu verstehen. Wir dürfen ihre Temperaturwirkungen nicht denjenigen unter Atmosphärendruck gleichsetzen.

In diesem Zusammenhang wollen wir gleich den häufig verwendeten, aber falschen Begriff „Weltraumkälte“ klären. Dieser Begriff ist physikalisch sinnlos. Gewöhnlich verbindet sich mit ihm die Vorstellung, daß der leere Weltraum die Temperatur des absoluten Nullpunktes habe, also eine Temperatur von ungefähr  $-273^{\circ}\text{C}$ . Auf einen leeren Raum kann aber der Temperaturbegriff überhaupt nicht angewendet werden. Nur die im Raum befindliche stoffliche Materie kann

eine Temperatur aufweisen, denn die Temperatur ist das Maß für den Wärmezustand eines aus Molekülen bestehenden Körpers. Der leere Raum selbst hat keine Moleküle, also auch keine Temperatur. Die Temperatur eines Körpers im leeren Raum hängt davon ab, welchen Teil der zugestrahlten Energie er aufnimmt und wieviel Energie er selbst ausstrahlt. Die Menge der aufgenommenen Strahlung wiederum richtet sich nach der Entfernung von der Sonne und nach der Oberflächenbeschaffenheit des Körpers. Im Schatten der Erde nimmt die Temperatur des Körpers sehr rasch durch Ausstrahlung bis in die Nähe des absoluten Nullpunktes ab. Die dann gemessene Temperatur ist aber nicht die des Raumes, sondern die des Körpers.

Für die Instrumente in einem künstlichen Satelliten ist es notwendig, daß gewisse Temperaturgrenzen nicht überschritten werden. Um ein fehlerfreies Arbeiten zu garantieren, müßte die Temperatur sogar möglichst konstant gehalten werden. Einen Temperatúrausgleich erreicht man durch eine Füllung des Satelliten mit einem Gas, zum Beispiel Stickstoff, und durch eine auf Hochglanz polierte Oberfläche. Eine solche Oberfläche erwärmt sich im Sonnenlicht wenig, da sie den größten Teil der Strahlung reflektiert, und sie verhindert im Erdschatten eine zu große Wärmeabgabe. Bei Sputnik 3 kann die Oberflächenbeschaffenheit durch ein Temperaturregelsystem nach Bedarf verändert werden. Wegen der im Satelliten herrschenden Gewichtlosigkeit zirkuliert übrigens das Gas durch einseitige Erwärmung nicht von selbst, wie das zum Beispiel bei einer Warmwasserleitung der Fall ist, sondern es muß durch besondere Einrichtungen einer Zwangszirkulation unterworfen werden. Die Gasfüllung hat außerdem noch einen anderen wichtigen Zweck: Sie verhindert elektrische Entladungsvorgänge, die in dem sonst



eintretenden Hochvakuum die elektrische Isolierung sehr stark erschweren würden. Die elektrisch betriebenen Geräte erzeugen auch Wärme und tragen zur Erwärmung des Satelliten bei. Wissenschaftlich bedeutsam ist sowohl die Messung der Innen- als auch der Außentemperatur.

Den Geophysiker interessiert die Zusammensetzung der Atmosphäre. Früher meinte man, daß in der hohen Atmosphäre Diffusionsgleichgewicht herrsche. Das heißt, man nahm an, daß sich die Gase nach ihrem spezifischen Gewicht anordnen würden. Unten wären also die schweren Gase Sauerstoff und Stickstoff vorherrschend und oben die leichten Helium und Wasserstoff. Das ist aber nicht der Fall. Zumindest besteht bis in große Höhen hinauf prozentual überall die gleiche Zusammensetzung. Geringe Abweichungen sind in der letzten Zeit bei Raketenanstiegen festgestellt worden, aber genauere Ergebnisse fehlen noch. Indirekte Messungen ließen schon früher darauf schließen, daß in Höhen über 100 km der Sauerstoff nicht als Molekül, das heißt nicht als jeweilige Vereinigung zweier Sauerstoffatome vorkommt, sondern als Einzelatom. Auch bei Stickstoff tritt diese Aufspaltung in Atome auf. Über den Grad dieser Dissoziation gibt es noch keine exakten Messungen. Für die Kenntnis der Vorgänge in unserer Atmosphäre sind sie aber wichtig.

Die eben beschriebene Aufspaltung der Moleküle in Atome wird durch bestimmte Teile der Sonnenstrahlung hervorgerufen, die dabei verbraucht werden, so daß sie nicht bis zur Erde gelangen. Andere Teile bewirken wieder eine Beschädigung der Atome, das heißt, sie schlagen aus der Hülle der Atome Elektronen heraus. Auf diese Weise entstehen in diesen Luftschichten größere Mengen freier Elektronen, also Teilchen mit negativer elektrischer Ladung, und Restatome mit

positiver elektrischer Ladung. Vorher hoben sich diese beiden Ladungen innerhalb des Atoms auf. Solche elektrisch geladenen Atome nennt man Ionen. Die Luftschichten, in denen sie vorkommen, werden deshalb als Ionosphäre bezeichnet. Diese Aufspaltung in Elektro-

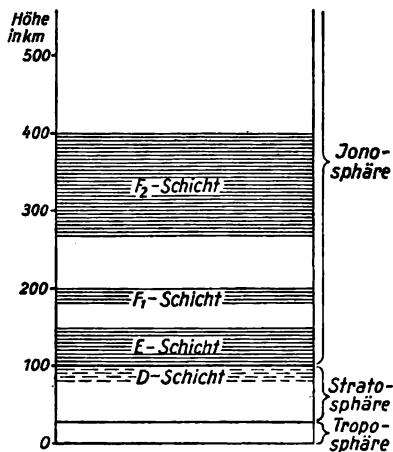


Abbildung 19. Die Einteilung der Atmosphäre

nen und Ionen, Ionisation genannt, ist in den verschiedenen Höhenbereichen unterschiedlich. Es bilden sich in der Hochatmosphäre Schichten verschieden starker Ionisation aus, deren physikalische Eigenschaften voneinander abweichen. Die heute übliche Einteilung und Bezeichnung dieser Schichten zeigt Abbildung 19. Für den drahtlosen Nachrichtenverkehr um die Erde sind

sie von großer Bedeutung. Sie wirken ungefähr wie ein um die Erde gelegter Blechmantel und reflektieren Kurzwellen mit Wellenlängen zwischen etwa 10 und 150 m. Das entspricht Frequenzen zwischen 30 und 2 Megahertz. Der Weg der Kurzwellen um die Erde

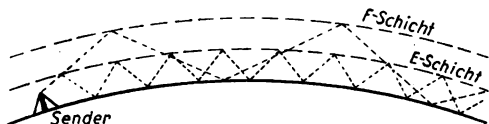


Abbildung 20. Reflexion von Radiowellen

sieht dann so aus, wie es Abbildung 20 zeigt. Längere Wellen werden in diesen freien elektrischen Ladungen enthaltenden Schichten der Atmosphäre absorbiert, so daß der Funkverkehr mit langen Wellen im allgemeinen nur mit Hilfe der sogenannten Bodenwelle erreicht werden kann, die sich der Erdkrümmung bis zu einem gewissen Grade anpaßt. Sie erfährt aber einen höheren Widerstand als die an der Ionosphäre gespiegelte Raumwelle.

Funkwellen mit einer Wellenlänge von weniger als 10 m gehen unbehindert durch die Ionosphäre hindurch. Damit ist es möglich, Funkverbindungen mit einem künstlichen Satelliten aufzunehmen, der sich innerhalb oder oberhalb dieser Schichten bewegt.

Die eben geschilderten Eigenschaften der Ionosphäre gegenüber Rundfunkwellen sind nicht so eindeutig, wie es zunächst erscheint. Die Reflexions- und Ausbreitungsbedingungen in der Hochatmosphäre ändern sich vor allem in Abhängigkeit von besonderen Vor-

gängen auf der Sonne. Gelegentlich wird der gesamte drahtlose Nachrichtenverkehr auf der Erde unterbrochen. Solche und ähnliche Beeinträchtigungen im Funkverkehr rechtzeitig vorhersagen zu können, wäre für den weltumspannenden Schiffs- und Flugverkehr wichtig. Bisher ist das nur bedingt möglich. Zur genauen Klärung der Ausbreitungsbedingungen von Funkwellen in der Atmosphäre können künstliche Satelliten wesentlich beitragen. Mit ihrer Hilfe ist es erstmalig möglich, Untersuchungen mit Sendern durchzuführen, die sich in der Ionosphäre selbst befinden.

Näher untersucht werden muß auch die Ursache für das Versagen eines magnetischen Kompasses in großen Höhen. Verantwortlich dafür sind wahrscheinlich große elektrische Ringströme um die Erde, deren magnetisches Feld sich dem erdmagnetischen überlagert.

Allen Menschen sind die über den Himmel huschenden, nur flüchtig aufleuchtenden Sternschnuppen bekannt. Nicht alle wissen aber, daß es sich hier um ganz kleine Steinchen von Stecknadelkopf- bis Erbsengröße handelt, die mit hoher Geschwindigkeit in die Lufthülle der Erde hineinfliegen und verdampfen. Außer diesen sichtbar aufleuchtenden winzigen Himmelskörpern gibt es noch eine Unzahl kleinster Stäubchen, die aus dem Raum zwischen den Planeten in unsere Atmosphäre eindringen. Die Menge dieser auf die Erde gelangenden kosmischen Materie ist nicht bekannt, zur Erklärung verschiedener Erscheinungen aber von wissenschaftlichem Interesse.

Schon Raketenaufstiege haben erste Ergebnisse gebracht. So wurden im Jahre 1953 in den USA im Bereich zwischen 40 und 140 km Höhe in 144 Sekunden 66 Zusammenstöße mit solchen kosmischen Staubteilchen gemessen. Dieses Ergebnis gibt nur einen ersten Eindruck von der Häufigkeit dieser

Teilchen. Umfangreichere Messungen sind erst mit künstlichen Satelliten möglich.

Besondere Bedeutung kommt der Messung der Solar- konstanten zu. Gemeint ist mit dieser Konstanten die Energie der Gesamtstrahlung, die im Abstand Sonne— Erde je Minute auf eine Fläche von  $1\text{ cm}^2$  senkrecht einfällt. Sie wird heute mit  $1,940\text{ cal/cm}^2\cdot\text{min}$  angegeben. Bei ihrer Bestimmung mußte man alle Be- einträchtigungen durch die Atmosphäre rechnerisch ausschalten. Das bringt bei der ungenügenden Kennt- nis der Vorgänge in den oberen Bereichen der Atmo- sphäre natürlich manche Unsicherheit mit sich. Mehr- malige Bestimmungen ließen auf periodische Änderun- gen ihres Wertes schließen, das heißt also, daß diese „Konstante“ gar keine Konstante ist. Eine klare Ent- scheidung hierüber werden erst eingehende Messungen außerhalb der Atmosphäre bringen können. Diese Klä- rung wäre durchaus nicht nur von akademischem Inter- esse. Die genaue Kenntnis der Menge aller in die Erd- atmosphäre einfallenden Strahlen und ihrer zeitlichen Veränderungen, das Erkennen der Ursachen für diese Änderungen und ihre Auswirkungen auf die Vorgänge in der Atmosphäre sind Voraussetzungen für eine ent- scheidende Verbesserung der langfristigen Wettervor- hersage. Der Meteorologie war es bisher trotz Einsatz von Radiosonden und Höhenforschungsraketen noch nicht möglich, sich einen befriedigenden Einblick in die Verhältnisse und Zusammenhänge zu verschaffen. Erst durch den Einsatz von Meßsatelliten wird das möglich sein. Gelingt es — und daran ist nicht zu zweifeln —, die außerordentlich komplizierten kausalen Verknüpfungen aufzuklären, so wird der langfristigen Wettervorhersage jener Unsicherheitsfaktor genom- men, von dem sie sich bisher trotz aller Anstrengungen nicht befreien konnte. Damit erhielte zum Beispiel die

Landwirtschaft in dieser Hinsicht eine exakt wissenschaftliche Grundlage für ihre Maßnahmen. Die beträchtlichen Verluste durch Witterungsschäden könnten vermindert werden, so daß die Behauptung, allein dadurch wäre der finanzielle Aufwand für Satellitenunternehmen gerechtfertigt, durchaus nicht übertrieben erscheint.

Die Sonne sendet nicht nur Licht und andere, dem Licht physikalisch gleichartige Wellenstrahlung aus. In gewaltigem Strom fliegen von ihr elektrisch geladene Teilchen mit Geschwindigkeiten von 1200 bis 2400 km/sec in den Raum hinaus. Diese Teilchenstrahlung und vor allem ihre Änderung sind eng mit bestimmten Vorgängen auf der Sonne verbunden. Uns Bewohnern der Erde beschert sie die oft so eindrucksvolle Erscheinung der Polarlichter. Sie wird nämlich durch das magnetische Feld der Erde abgelenkt und gezwungen, im Bereich der Erdpole in die irdische Atmosphäre einzutreten. Dort bringen die schnellen elektrisch geladenen Teilchen die verdünnten Gase der Hochatmosphäre zum Leuchten, ähnlich wie es in den Leuchtröhren geschieht, die künstliches Licht verbreiten sollen. Zuweilen tritt diese Teilchenstrahlung mit großer Intensität auf. Dann gibt es so ausgedehnte Polarlichter, daß sie bis in unsere geographischen Breiten zu sehen sind. Eng damit verbunden sind Änderungen im magnetischen Feld der Erde, die sich als sogenannte magnetische Stürme bemerkbar machen.

Im Prinzip wissen wir heute, wie das Polarlicht entsteht. Viele Einzelheiten bedürfen aber noch der Klärung.

Zu den wichtigsten Aufgaben künstlicher Satelliten gehört die Messung der Intensität und der Zusammensetzung der Höhenstrahlung. Diese erreicht die Erdoberfläche nur in umgewandelter Form. In den oberen

Atmosphärenschichten wird die aus dem Weltall kommende Primärstrahlung absorbiert, wobei eine Sekundärstrahlung entsteht, die bis zur Erdoberfläche durchdringt und unserer Messung zugänglich ist. Viele Fragen der primären Zusammensetzung der Höhenstrahlung sind heute geklärt. Wir wissen, daß sie zum größten Teil aus sehr schnell bewegten Protonen und Heliumkernen und einem geringen Teil schwererer Atomkerne besteht. Genaue Messungen der Primärstrahlung werden uns aber helfen, die Prozesse der Bildung der Sekundärstrahlung näher kennenzulernen und vielleicht eine Antwort auf die Frage nach dem Ursprung dieser ungeheuer energiereichen Strahlung zu finden. Derartige Forschungen werden sich besonders günstig auf die weitere Entwicklung der Atom- und Kernphysik auswirken.

Alle diese Messungen sind nur möglich, wenn sich an Bord des Satelliten Meßgeräte befinden und eine Stromquelle, die sie in Betrieb hält. Die Notwendigkeit der Übertragung zur Erde macht es erforderlich, die Meßergebnisse in elektrische Werte umzuwandeln, die mit Hilfe eines Ultrakurzwellensenders übertragen werden können. Das kann man auf verschiedene Art und Weise erreichen. Hier nur einige Beispiele:

Zur Bestimmung der Temperatur kann man Widerstandsthermometer verwenden. Sie bestehen aus Stoffen, deren elektrischer Widerstand sich mit der Temperatur merklich ändert. Die dadurch hervorgerufene Veränderung der Stärke eines Ruhestromes beeinflußt dann in festgelegter Weise die vom Sender ausgestrahlte Ultrakurzwelle. Ähnlich läßt sich auch die Menge des meteoritischen Staubes messen. Dazu wird auf eine Glasscheibe eine hauchdünne, kaum einen Zehntausendstelmillimeter starke Stahlschicht aufgedampft, die von einem elektrischen Strom durchflossen wird.

Zerkratzen die kosmischen Stäubchen die Metallfläche, vergrößert sich der elektrische Widerstand, und damit ändert sich die Stromstärke, die wiederum die Sendefrequenz beeinflusst. Größere Meteorite lassen sich auch durch eine Art Mikrophon feststellen. Die auftreffenden Teilchen versetzen die Wand des Satelliten in Schwingungen, die das Mikrophon auf bekannte Weise in elektrische Schwingungen umsetzt. Diese können dann wiederum funktechnisch übertragen werden. Nicht bei allen Messungen sind allerdings die Arten der Umsetzung in übertragbare Form so einfach wie in den angegebenen Fällen.

Damit alle Meßergebnisse auf der Erde auch tatsächlich zur Auswertung gelangen, empfiehlt sich eine Funkspeicherung bis zum Überfliegen der mit der Überwachung beauftragten Bodenstellen. Das hilft gleichzeitig Sendeenergie sparen und trägt dazu bei, die Lebensdauer der Batterien zu verlängern. Die Übertragung der gespeicherten Meßwerte kann durch Funk ausgelöst werden.

Um eine Vorstellung davon zu vermitteln, welche Geräte in einem künstlichen Satelliten untergebracht sind, geben wir eine Geräteausstattung, wie sie etwa Explorer 1 trägt, und vermerken dazu die für den Betrieb erforderliche elektrische Leistung und das Gewicht. Die Geräte sind eigens für die Mitnahme im Satelliten konstruiert.

Es sind enthalten: 2 Geigerzähler (2,75 W; 0,36 kp), Widerstandsthermometer (1,53 W; 0,11 kp), Photoelement (0,82 W; 0,16 kp), 2 Sender (0,48 W; 0,68 kp), Umschaltmotor (0,36 W; 0,45 kp), Modulator (0,06 W; 0,45 kp), Speichervorrichtung (0,31 W; 0,73 kp), Empfänger (2,85 W; 0,16 kp), Umformer (2,85 W; 1,13 kp). Das Gewicht der Geräte beträgt 4,23 kp und die erforderliche Leistung etwa 11 Watt.



Die Bereitstellung dieser elektrischen Leistung über eine längere Zeit ist nicht einfach. Bereits bei einer Höhenforschungsrakete beansprucht das Gewicht der Stromversorgungsanlage etwa die Hälfte der Nutzlast. Dabei muß man bedenken, daß hier die Leistung nur für einige Minuten benötigt wird, während die Meß- und Sendeanlagen eines Satelliten mindestens mehrere Tage, möglichst aber eine Woche und länger in Betrieb sein sollen. Chemische Stromquellen haben ein ziemlich hohes Leistungsgewicht, das auch unter dem Einsatz aller wissenschaftlichen und technischen Mittel nicht unter einen bestimmten Wert vermindert werden kann. Auch die Zeitdauer der Leistungsabgabe ist begrenzt. Deshalb verdienen die Versuche, die Sonnenenergie für die Energieerzeugung auszunutzen, besonderes Interesse. Unter Ausnützung des thermoelektrischen und photoelektrischen Effektes kann ein Teil der Strahlungsenergie der Sonne in elektrische Energie umgewandelt werden. Etwa 1,4 Kilowatt könnten im Idealfall mit einer Fläche von einem Quadratmeter gewonnen werden. Allerdings sind gegenwärtig die Wirkungsgrade derartiger Vorrichtungen gering. Dennoch ist es bereits heute möglich, etwa 50 bis 100 Watt je Quadratmeter zu gewinnen. Diese direkte Energieumwandlung wird es erlauben, die Dauer der Messungen außerordentlich zu verlängern.

Eine ebenso große Bedeutung wie die Auswertung der Messungen eingebauter Instrumente hat die genaue Beobachtung der Bahn des Satelliten. Nach dieser Methode werden vornehmlich Ergebnisse für den 3. und 4. Aufgabenbereich gewonnen. Über Gestalt und Aufbau der Erde kann man mehr erfahren, wenn man sich von ihr entfernt. Sowohl die Abweichungen der Erde von einer homogenen Massenverteilung als auch von der exakten Kugelgestalt machen sich bei der erdnahen

Bahn der künstlichen Satelliten sehr stark bemerkbar und wirken sich als Drehung der Bahnebene aus. Es ist aber keine leichte Aufgabe, die einzelnen für die beobachtete Drehung verantwortlichen Effekte zu trennen. Andersartig ist die Einwirkung des Luftwiderstandes. Er verändert die Form der Bahn und verkürzt die Umlaufzeit.

Für die Erdvermessung wird es vorteilhaft sein, große Entfernungen auf der Erde mit höherer Genauigkeit zu bestimmen als bisher. Dazu muß man bei genauer Kenntnis der Geschwindigkeit des Satelliten die Zeit des Überfluges an den beiden Orten bestimmen, deren Entfernung gemessen werden soll. Das setzt aber sehr exakte zeitliche Bahnmessung voraus. Noch präzisere Messungen werden verlangt, wenn mit Hilfe des künstlichen Satelliten Ergebnisse der theoretischen Physik überprüft werden sollen.

Das Newtonsche Gravitationsgesetz, von dem wir im dritten Abschnitt sprachen, gibt eigentlich die wirklichen Verhältnisse nicht völlig richtig wieder. Die Überlegungen Albert Einsteins zeigten, daß es nur eine Annäherung an die Wirklichkeit darstellt, die allerdings für normale Verhältnisse voll ausreicht. Nur unter besonderen Bedingungen beobachtet man meßbare Effekte, die sich durch die Newtonsche Theorie nicht, wohl aber durch die allgemeine Relativitätstheorie erklären lassen. So wurde zum Beispiel die schon länger bekannte sehr geringe Periheldrehung des Merkurs, die der wirklichen Planetenbahn die Form einer Rosette verleiht (Abbildung 21), zu einem der Prüfsteine für die Richtigkeit der allgemeinen Relativitätstheorie. Allerdings dürfen wir uns von der Zeichnung nicht zu falschen Vorstellungen verleiten lassen: Die Drehung beträgt im Jahrhundert beim Merkur nur etwa 43 Bogensekunden, wobei die Beobachtung bisher gut mit

der Rechnung übereinstimmt. Wegen der im Vergleich zur Sonne sehr geringen Erdmasse ist bei einem künstlichen Satelliten diese Drehung noch wesentlich kleiner. Zum Glück gleichen die kurzen Umlaufzeiten diesen Mangel zum Teil aus, aber trotzdem handelt es sich

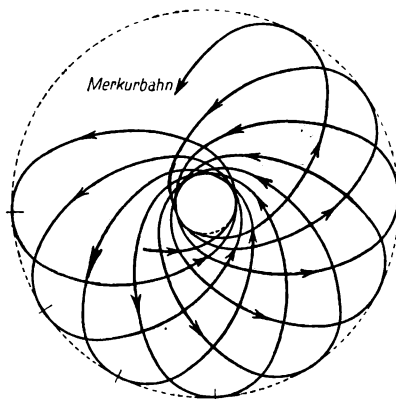


Abbildung 21. Periheldrehung der Merkurbahn

um so geringe Veränderungen der Bahnlage, daß sie mit den heutigen Meßmethoden nicht festgestellt werden können. Für solche Messungen wären Satelliten nötig, die mehrere Jahre um die Erde kreisen.

In der letzten Zeit wurde auch der Gedanke geäußert, eine aus der speziellen Relativitätstheorie sich ergebende Folgerung für den Zeitablauf zu überprüfen. Es wird ja soviel von heute noch völlig hypothetischen Photonenraketen erzählt, mit denen man die Zeit

„überlisten“ will. Solche Raketen sollen Raumschiffe bis beinahe auf Lichtgeschwindigkeit beschleunigen. Daß sie selbst erreicht werden kann, verbietet die spezielle Relativitätstheorie. Bei so hohen Geschwindigkeiten ergeben sich mathematisch ableitbare Erscheinungen, die uns unbegreiflich vorkommen, da sie unserer täglichen Erfahrung völlig widersprechen. So gelten zum Beispiel in zwei relativ zueinander bewegten Systemen zwei verschiedene Zeitrechnungen. Die Zeitdauer zweier in beiden Systemen sich abspielender gleichartiger Vorgänge ist dann nicht gleich, sondern unterschiedlich. Wie groß der Unterschied in der Dauer der beiden Ereignisse ist, richtet sich nach der Geschwindigkeit, mit der sich die beiden Systeme relativ zueinander bewegen. So kommt es, daß in utopischen Erzählungen Raumfahrer mit Photonenraketen durch das Milchstraßensystem eilen und bei ihrer Rückkehr lediglich um einige Jahre gealtert sind, während auf der Erde inzwischen Jahrhunderte vergingen. Dieses „Kunststück“ hat nur die Geschwindigkeit fertiggebracht. Utopisch ist an der ganzen Geschichte die Erreichung der Geschwindigkeit. Die Zeitverkürzung ergibt sich tatsächlich aus den Formeln der speziellen Relativitätstheorie, die zum Beispiel im Bereich der Atomphysik täglich zeigen, daß sie die Wirklichkeit im Rahmen der heutigen Meßbarkeit richtig wiedergeben, wenn uns auch das notwendige Vorstellungsvermögen dazu fehlt. Darüber dürfen wir uns nicht wundern, denn die Gesetze der Relativitätstheorie wirken sich erst in Geschwindigkeitsbereichen aus, die unserer unmittelbaren Erfahrung völlig ferngerückt sind. An dieser Erfahrung hat sich aber unser Anschauungsvermögen entwickelt.

Die Abhängigkeit der Zeitrechnung von der Relativgeschwindigkeit ist bisher an dem Mesonenzerfall der

Höhenstrahlung experimentell geprüft. Das Ergebnis stimmt hier mit dem der Theorie überein. Die weitere Überprüfung mit Hilfe künstlicher Erdsatelliten wäre wissenschaftlich von großem Interesse. Dazu müssen jedoch Messungen mit einer heute kaum zu erreichenden Präzision durchgeführt werden. Man will die hohe Geschwindigkeit der Erdsatelliten ausnützen und äußerst genau gehende Uhren in ihnen mit solchen auf der Erde vergleichen. Die Satellitenuhren müßten — nach den Erfordernissen der Relativitätstheorie — etwas nachgehen, aber nur um Millisekunden im Jahr. Uns erscheint die Geschwindigkeit der Satelliten zwar hoch, aber die Effekte der speziellen Relativitätstheorie wirken sich erst bei Geschwindigkeiten stärker aus, die sich der Lichtgeschwindigkeit nähern, und diese beträgt immerhin 300 000 km/sec! Dagegen nimmt sich die Geschwindigkeit von 8 km/sec noch recht kümmerlich aus.

Mit den heutigen künstlichen Erdsatelliten ist daher eine Überprüfung der Ergebnisse der Relativitätstheorie natürlich noch nicht beabsichtigt.

Der letzte große Aufgabenkomplex für künstliche Monde besteht darin, die Möglichkeiten einer künftigen bemannten Raumfahrt zu prüfen und vorzubereiten. Vor allem geht es darum, die Gefahren genau kennenzulernen, die dem Menschen drohen, und Mittel zu seinem Schutz zu entwickeln. Solche Gefahren sind zum Beispiel die kosmische Strahlung, Meteorite, die große Beschleunigung beim Start und die nach Aufhören des Antriebs einsetzende Gewichtslosigkeit.

Die Meteoritengefahr kann nur nach den mit künstlichen Satelliten gewonnenen Erfahrungen abgeschätzt werden. Es wird möglich sein, die Konstruktion von Wandungen für Raumschiffe zu erproben, die gegenüber kleinen Meteoriten einen zuverlässigen Schutz

bieten. Ganz beseitigen läßt sich die Meteoritengefahr aber nicht. Das Risiko, von einem größeren Meteoriten getroffen zu werden, wird zunächst erhalten bleiben. Offensichtlich ist es jedoch nicht so groß, wie man annahm, jedenfalls bei weitem nicht so groß wie das Gefahrenmoment im modernen Verkehrsleben.

Um die anderen Gefahren untersuchen zu können, sind Versuche mit Lebewesen nötig; denn bevor der Mensch sich selbst den möglichen Gefahren aussetzt, müssen erst genügend Erfahrungen mit Tieren gesammelt werden. Es wird dazu nicht genügen, diese Tiere für eine kürzere oder längere Zeit den echten Weltraumbedingungen in einem künstlichen Satelliten auszusetzen. Unerläßlich ist, das Tier auch wieder zurückzubringen, um eventuell durch die Strahlung verursachte Spätschäden zu erkennen. Das Problem der Rückkehr ist zur Zeit noch nicht gelöst, aber es wird sicherlich an seiner Lösung gearbeitet. Sollen Menschen mit hinausfliegen, so muß ihre Rückkehr durch vorhergegangene Tierversuche gesichert sein.

Besondere Aufmerksamkeit wird bei diesen Versuchen dem Verhalten des lebenden Organismus im gewichtslosen Zustand geschenkt. Hierbei ist man auf einen künstlichen Satelliten angewiesen, da auf der Erde ein solcher Zustand nur für sehr kurze Zeit erzeugt werden kann. Im Gegensatz dazu läßt sich eine hohe Beschleunigung, der ein Raumfahrer beim Start ausgesetzt ist, in beliebiger Stärke und für beliebig lange Zeit erzeugen.

Erfahrungsgemäß ist es nicht überflüssig, die Entstehung dieses gewichtslosen Zustandes zu erklären. Viele meinen nämlich, von der Schwerkraft würden wir im Raumschiff deshalb nichts spüren, weil es sich in einem schwebefreien Raum bewege. Es gibt aber, wie wir schon erklärt haben, keinen Punkt im Raum, an dem

keine Schwerkraft herrscht; allerdings kann sie sehr kleine Beträge annehmen. Die empfundene Schwerefreiheit hat andere Ursachen.

In einem künstlichen Satelliten bewegen wir uns mit diesem zusammen auf einer Bahn, die außerhalb eines bremsenden Mediums nur durch Trägheit und Schwerkraft bedingt ist. Wir bewegen uns genauso, wie es die Kraftwirkungen verlangen. Dabei kann kein Druck auf eine Unterlage entstehen, da die Unterlage sich ja ebenso mitbewegt. Der Druck auf die Unterlage ist aber das Gewicht. In einem senkrecht auf die Erde zufliegenden Flugzeug würden wir uns auch schwerefrei fühlen, wenn im Sturz der Motor den Luftwiderstand in jedem Augenblick in dem Maße überwindet, daß das Flugzeug sich genauso beschleunigt der Erde nähert, wie es im freien Fall bei fehlender Lufthülle geschähe. Das Flugzeug bewegt sich jetzt gerade so, wie uns die Schwerkraft zum Fallen zwingt. Bei Beginn eines Sturzfluges tritt auch für einen Augenblick das Gefühl der Schwerefreiheit ein, solange nämlich der Luftwiderstand die Abwärtsbewegung noch nicht wesentlich behindert. Die Schwerkraft eines Körpers läßt sich, wie im dritten Abschnitt erwähnt, durch keine technische Maßnahme beseitigen, aber die Wirkung eines Schwerefeldes kann man durch eine geeignete Beschleunigung zum Verschwinden bringen.

Auf der Erde ist es bisher gelungen, einen schwerefreien Zustand für etwa 30 bis 40 Sekunden aufrechtzuerhalten. Dazu läßt man ein Flugzeug sich auf einer parabelförmigen Flugbahn bewegen, so daß die dabei auf die Insassen wirkende Fliehkraft der Schwerkraft entgegengerichtet ist und diese aufhebt. Bei derartigen Versuchen hat sich herausgestellt, daß die einzelnen Menschen auf den eigenartigen Zustand verschiedenartig reagieren. Manche vertrugen diese Sekunden

ohne nachteilige Wirkungen, während wieder anderen übel wurde und sie hinterher eine Erholungspause benötigten. Im allgemeinen ging bei dem Versuch das Orientierungsvermögen verloren. Im Blindflug geschulte Piloten fanden sich aber sehr bald zurecht. Sie waren gewöhnt, ihre Fluglage mit Hilfe von Instrumenten zu bestimmen und nicht nach dem Schweregefühl. Nachhaltige Schäden traten bei keiner Versuchsperson auf.

Diese kurzen vereinzelt Versuche lassen allerdings noch keine ernsthaften Schlußfolgerungen zu.

Alle die besprochenen Aufgaben zeigen die große praktische Bedeutung künstlicher Erdsatelliten. Sie wurden nicht aus Sensationslust geschaffen oder um den Menschen das Schauspiel bieten zu können, einen von Menschenhand geschaffenen „Stern“ über sich hinwegziehen zu sehen. Die wissenschaftliche Forschung ist bei Problemen angelangt, deren Klärung die Verwendung künstlicher Satelliten erfordert. Vielleicht mag es manchem nicht ganz einleuchten, daß zum Beispiel die Kenntnis der Luftdichte in großen Höhen für unsere weitere wissenschaftliche und technische Entwicklung von Bedeutung sei; zumal, wenn er bedenkt, mit welchem technischen und finanziellen Aufwand die Ergebnisse gewonnen wurden. Natürlich bedeutet manches sehr teuer erkaufte Ergebnis oft nur einen sehr kleinen Schritt vorwärts auf dem Wege des tieferen Eindringens in die Naturgesetze. Aber es ist ein Schritt vorwärts, und welche Bedeutung ihm im Rahmen der späteren Entwicklung einmal zukommen wird, läßt sich aus der begrenzten Sicht der Gegenwart nicht immer abschätzen. Denken wir nur an die Entdeckung der elektromagnetischen Schwingungen durch Heinrich Hertz im Jahre 1887! Damals ahnte niemand, welche praktische Bedeutung sie einmal haben würde. Heute



wäre uns ein Leben ohne Rundfunk und Fernsehen, ohne Radar- und Elektronentechnik unvorstellbar. Auf alle Fälle trägt jeder Fortschritt dazu bei, die Herrschaft des Menschen über die Natur zu erweitern und die Naturkräfte in den Dienst des Menschen zu zwingen. Hier ist jeder noch so große Aufwand für eine neu gewonnene Erkenntnis gerechtfertigt.

Aber alle Menschen guten Willens müssen darüber wachen, daß sie nicht zum Schaden der Menschheit mißbraucht werden. Solange die kapitalistische Gesellschaftsordnung noch nicht von der Erde verschwunden ist, wird diese Gefahr nicht gebannt sein. Kaum zeichneten sich die ersten technischen Möglichkeiten zum Auflassen eines künstlichen Mondes ab, wurde auch schon in westlichen Ländern deren Kriegsverwendbarkeit diskutiert. Ja, die Raketentechniker selbst, die sich mit Satellitenprojekten beschäftigen, versuchten, die kriegswichtige Bedeutung technischer Erdtrabanten bestimmten Personenkreisen schmackhaft zu machen. Damit verfolgten sie den Zweck, Geldquellen für ihre Pläne zu erschließen. Leider ist das in diesen Ländern eine übliche Methode. Josef Stemmer kennzeichnet diese Verhältnisse sehr gut in seinem Buch: „Raketenantriebe. Ihre Entwicklung, Anwendung und Zukunft“. Er schreibt: „Gerade für die Weltraumfahrt wird der notwendige finanzielle Aufwand von entscheidender Bedeutung sein. Insofern sich deren Verwirklichung auf friedlicher Basis vollziehen soll, kann das Zutrauen der Finanzwelt nur dann gewonnen werden, wenn ein wohldurchdachtes Projekt vorliegt. Für diese Kreise ist ein Projekt aber leider auch nur dann interessant, wenn es entweder militärisch-strategische oder kommerzielle Bedeutungen aufweist. Treffen solche Voraussetzungen nicht zu, bleibt der Plan ein Gedankenspiel.“

Von einer kommerziellen Nutzung der ersten Schritte in den kosmischen Raum kann natürlich vorerst keine Rede sein. Bleibt also nur übrig, es mit der militärisch-strategischen Bedeutung zu versuchen. So entstehen dann Presseartikel, die einen künstlichen Satelliten anpreisen als Atombombenplattform und eine Art Himmelsdrohung für nicht fügsame Länder oder als Beobachtungsstationen, denen im Lande des Gegners, wobei ohne Scheu die Sowjetunion genannt wird, nichts verborgen bleiben könne.

Gewiß erscheint es manchem einleuchtend, daß man von einem die Erde täglich mehrmals umrundenden Himmelskörper aus jede Bewegung des Gegners erkennen und ihn in jedem Schlupfwinkel treffen könne. Tatsächlich sehen die Dinge, nüchtern betrachtet, wesentlich anders aus.

Kann ein Satellit als Atombombenplattform dienen? Soll er das, so müssen zunächst Atombomben zu ihm hinaufbefördert werden. Ist die Technik soweit, daß sie dies leisten kann, dann gilt es, das noch viel schwierigere Problem zu lösen, diese Bombe wieder zur Erde zu bringen, und noch dazu an einen vorher genau bestimmten Ort. Immerhin bewegt sich die Bombe samt ihrer Transportrakete mit einer Geschwindigkeit von etwa 8 km/sec. Eine Transportrakete ist für den „Abwurf“ deshalb nötig, weil das Abbremsen anfangs im leeren Raum erfolgen muß, was ohne Raketenmotor nicht möglich wäre. Geben wir schon zu, daß ein großer Teil der Bewegungsenergie der Bombe auf einem langen Bremsweg in der Atmosphäre vernichtet werden kann, was wieder neue Probleme aufgibt, da die Bombe trotz aller Erwärmung unbeschadet zur Erde kommen muß, wenn sie das ihr zuge dachte Vernichtungswerk verrichten soll, so wird doch die Treibstoffmenge für den Rückflug das Mehrfache des Gewichtes der Atom-

bombe mit ihrer Transportrakete betragen. Alles, Treibstoff, Rakete und Bombe, müssen auf den strategischen Satelliten gebracht werden. Das sind Forderungen, die heute noch utopisch sind, auch wenn wir von den besonders komplizierten Stabilisierungsproblemen und der genauen Lenkung ins Ziel ganz absehen. Ist die Technik einmal so weit fortgeschritten, daß sie dies zu leisten vermag, dann wird es ihr noch viel weniger Schwierigkeiten bereiten, von der Erde aus eine solche „Himmelsdrohung“ mit Raketen zu zerstören. Das wird leichter sein, als dies von oben bei kriegswichtigen Zielen zu erreichen. In jedem Fall wird sich die Langstreckenrakete zur Bekämpfung von Erdzielen entschieden besser eignen und vor allem eine größere Treffsicherheit gewährleisten.

Ebenso unzweckmäßig wäre ein künstlicher Mond als militärische Beobachtungsstation. Theoretisch könnte die Beobachtung auf verschiedene Art und Weise erfolgen. Technisch am schwierigsten, aber militärisch am einfachsten wäre es, den strategischen Mond zu bemannen. Mit oder ohne Fernrohr gewonnene Beobachtungsergebnisse kann die Besatzung per Funk zur Bodenstelle übermitteln. Was ist aus einer Höhe von rund 1000 km zu sehen? Je höher der Standort, um so größer natürlich das Blickfeld und um so kleiner auch die zu beobachtenden Einzelheiten. Entscheidend ist aber, daß die Atmosphäre einen Teil der Sonnenstrahlung zurückwirft und damit die Sichtbarkeit behindert. Die Trübung der Atmosphäre wird viele Einzelheiten verschwinden lassen und Kontraste in der Beleuchtung ausgleichen. Schon bei Luftbildern aus großer Höhe zeigt sich die beträchtliche Abnahme des Objekturnfanges, das heißt des Unterschiedes zwischen der stärksten und der schwächsten Beleuchtung. Bei Wolkenbedeckung und nachts wäre sowieso nichts zu er-

kennen, so daß von einer ständigen Überwachung in keinem Fall gesprochen werden könnte. Der ungeheure technische und finanzielle Aufwand wäre völlig nutzlos vertan.

Bei unbemannten Satelliten könnten andere Beobachtungsmethoden angewendet werden. Es ließen sich zum Beispiel Fernsehkameras einbauen, aber deren Fähigkeit, das zu übertragende Bild in Einzelheiten aufzulösen, ist zu gering, als daß es für militärische Zwecke ausreichen würde.

Etwas anderes ist es, wenn versucht wird, solche eingebauten Fernsehkameras zur Überwachung der sich ständig verändernden Wolkenfelder der Erde zu verwenden. Diese Wolkenfelder wären zu erkennen; denn es handelt sich um von der Sonne hell beleuchtete Objekte größeren Ausmaßes. Für die kurzfristige Wettervorhersage wäre das von großem Vorteil, weil Gebiete überblickt werden, aus denen im allgemeinen Wetterbeobachtungen fehlen und wichtige Veränderungen der Wetterlage rechtzeitig erkannt werden könnten. Überraschungen, die sich aus dem verspäteten Erkennen dieser Veränderungen bei dem heutigen Stand der Beobachtungsmöglichkeiten herleiten, wären kaum noch möglich. Damit wäre eine wesentliche Verbesserung der kurzfristigen Wettervorhersage zu erwarten.

Man könnte auch noch daran denken, von einem Satelliten aus die Erdoberfläche mit besonderen Radargeräten abzutasten, um das Radarbild ebenfalls zur Erde zu übermitteln. Diese Methode hat den großen Vorteil, daß weder die Dunkelheit noch die Trübung der Atmosphäre oder Wolkenbedeckung die Beobachtung behindern würde, aber den Nachteil des äußerst geringen Auflösungsvermögens. Allein dadurch ist dieses Verfahren absolut ungeeignet.

Alle Gedanken an eine militärische Verwendbarkeit künstlicher Satelliten sind tatsächlich nur Wunschträume von Vertretern solcher Kreise, deren Geschäft der Krieg ist.

## 6. WIE WIRD EIN KÜNSTLICHER SATELLIT BEOBACHTET?

Für die Beobachtung bestehen mehrere Möglichkeiten. Man kann den Sender des Satelliten anpeilen, solange er noch in Betrieb ist. Verstummt er, bleiben noch die optische Beobachtung mit oder ohne Fernrohr sowie die photographische und radartechnische Beobachtung. Am einfachsten ist es, den Weg des Satelliten durch den Empfang der von ihm ausgesendeten Funkzeichen zu verfolgen. Diese Methode ist aber für die Standortbestimmung verhältnismäßig ungenau. Außerdem sind Fehlmessungen infolge Reflexion und Beugung der Funkwellen beim Durchgang durch die verschiedenen Schichten der Hochatmosphäre möglich. Günstig ist, daß der Funkempfang die Bestimmung der Geschwindigkeit des Satelliten gestattet.

Der Satellitensender unterscheidet sich nämlich von allen auf der Erde befindlichen Sendern durch seine Geschwindigkeit, die er gegenüber jedem irdischen Sender besitzt. Damit tritt bei seinem Empfang eine Erscheinung auf, die als Dopplereffekt bezeichnet wird. Wir können diesen Effekt unmittelbar beim Schall wahrnehmen, dessen Ausbreitung ebenfalls ein Wellenvorgang zugrunde liegt. Wir brauchen uns nur an eine Eisenbahnstrecke zu stellen und zu warten, bis ein Zug mit möglichst hoher Geschwindigkeit an uns vorbeifährt, während die Lokomotive gleichzeitig ein Pfeifsignal ertönen läßt. Dazu sucht man sich am besten

eine Stelle aus, an der der Lokomotivführer laut Schild zum Pfeifen verpflichtet ist. Der Pfeifton erscheint uns höher, wenn sich die Lokomotive uns nähert und tiefer, wenn sie sich von uns entfernt. Die Erklärung ist einfach: Die Höhe des Tones wird durch die Aufeinanderfolge der auf das Trommelfell treffenden Druckwellen bestimmt. Bewegt sich die Schallquelle auf das Ohr zu, so verkürzen sich natürlich die Abstände zwischen den Druckwellen; sie treffen in dichter Folge auf, und das Trommelfell schwingt schneller. Bewegt sich die Schallquelle von uns weg, dann werden die Abstände zwischen den Druckwellen größer, und das Trommelfell schwingt langsamer.

Dieselben Erscheinungen gibt es auch bei den Funkwellen. Beim Weg von Horizont zu Horizont bewegt sich zunächst der Satellit mit dem Sender auf uns zu, und wir müssen unseren Empfänger auf eine etwas höhere Frequenz einstellen. Die Annäherungsgeschwindigkeit ist am Horizont am größten. Sie wird immer geringer und ist genau beim Überflug Null. Von diesem Augenblick an wird die Frequenz niedriger, da sich der Sender jetzt von uns entfernt. Die Veränderung der Frequenz ist in Abbildung 22 graphisch dargestellt. Aus der Form der Kurve läßt sich die Geschwindigkeit des Satelliten errechnen, sobald man die Flughöhe kennt.

Wir wollen ausrechnen, wie groß diese Frequenzänderung etwa sein kann. Dazu nehmen wir an, daß der Sender sich uns mit einer Geschwindigkeit von 8 km/sec nähert. Das ist etwas mehr, als am Horizont vorkommen kann, wo die Annäherungsgeschwindigkeit am größten ist. Bezeichnen wir die Frequenz mit  $w$  und die Lichtgeschwindigkeit mit  $c$ , ergibt sich für die

Frequenzänderung  $\Delta w = w \cdot \frac{v}{c}$ . Bei einer Frequenz

von 40 Megahertz erhalten wir damit eine Frequenzänderung von ungefähr 1 Kilohertz. Das kann eventuell ausreichen, daß ein fest eingestellter, trennscharfer Empfänger den Satellitensender nur für einen kurzen Moment wahrnimmt, obwohl er wesentlich länger

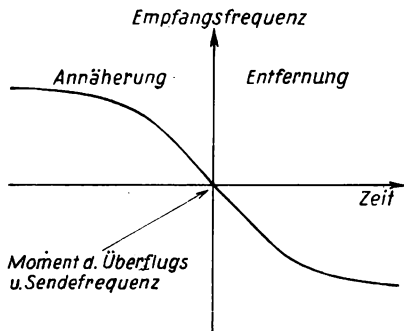


Abbildung 22. Änderung der Empfangsfrequenz beim Überflug eines Satellitensenders

zu hören wäre. Für die Bahnmessung finden deshalb Empfänger Verwendung, die sich selbständig der Sendefrequenz anpassen, die Frequenzverschiebung bestimmen und daraus die Fluggeschwindigkeit berechnen. Die optische Beobachtung erfordert, daß der Satellit als sichtbares Objekt am Himmelschein. Seine Sichtbarkeit ist abhängig von Größe und Form der beleuchteten Fläche, der Höhe des Satelliten bzw. der Entfernung vom Beobachtungsort und dem Rückstrahlungsvermögen seiner Oberfläche. Es ist ohne weiteres klar, daß der Satellit ebenso wie die Fixsterne am Tage nicht

beobachtet werden kann, da die Sonne alles überstrahlt. Außerdem ist er nachts nur zu sehen, wenn er sich selbst noch im Sonnenlicht befindet. Eine Beobachtung ist deshalb nur vor Sonnenaufgang oder nach Sonnenuntergang möglich. Abbildung 23 veranschaulicht die Verhältnisse.

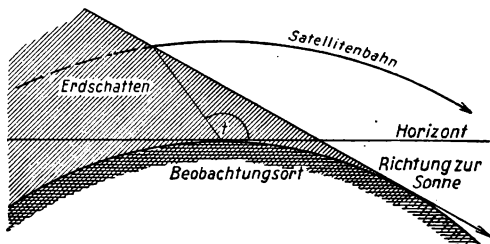


Abbildung 23. Beobachtungsmöglichkeit eines künstlichen Satelliten vor Sonnenaufgang ( $t$  = theoretischer Sichtbarkeitsbereich)

Ein künstlicher Satellit zieht schneller über uns hinweg als irgendein anderer Himmelskörper, der sich auf stabiler Bahn bewegt. Ein Satellit in etwa 530 km Höhe braucht für seinen Weg von Horizont zu Horizont über den Zenit hinweg ungefähr 11 Minuten. Solange kann er aber nicht gesehen werden, auch wenn er die ganze Zeit von der Sonne beleuchtet wäre und wir als Beobachter im Erdschatten stünden. In Horizontnähe verhindert das die Trübung der Luft und außerdem beeinträchtigt die Entfernung die Sichtbarkeit. In Horizontnähe ist er vom Beobachter ein Mehrfaches weiter entfernt als im Scheitelpunkt, in unserem Beispiel mehr als das Fünffache. Man kann annehmen, daß er etwa die Hälfte der angegebenen Zeit sichtbar



sein wird. Es ist dabei nicht unbedingt notwendig, daß er sich durch den Zenit bewegt. Wir können ihn auch bei sonst optisch ausreichenden Bedingungen beobachten, wenn er sich in einem Streifen von mehreren hundert Kilometern links oder rechts von uns über den Himmel bewegt. Die Dauer der Sichtbarkeit verkürzt sich dann entsprechend.

Je nach der Lage der Flugbahn zu unserem Beobachtungsort ändert sich seine Helligkeit. Ähnlich wie beim natürlichen Mond müssen wir seine Phasen berücksichtigen, vorausgesetzt, daß es sich um einen kugelförmigen Körper handelt. Nehmen wir an, der Satellit bewegt sich von West nach Ost und wir beobachten ihn vor Sonnenaufgang. Er wird uns dann zuerst die voll beleuchtete Seite zeigen. Je mehr er sich dem Zenit nähert, um so mehr „nimmt er ab“. Beim Überflug wäre genau „Halbmond“, und dann würde er rasch bis zum „Neumond“ abnehmen. Natürlich können wir auch im Fernrohr nicht die einzelnen Phasen erkennen. Sie machen sich lediglich in der Änderung der Helligkeit bemerkbar, die aber noch entscheidend durch die unterschiedliche Entfernung bestimmt wird.

Ebenso ändert sich die scheinbare Geschwindigkeit des Satelliten. Während er sich in Horizontnähe relativ langsam zu bewegen scheint, steigert sich seine Winkelgeschwindigkeit in bezug auf den Beobachter bei Annäherung an den Scheitelpunkt seiner Flugbahn und beträgt bei unserem Beispiel maximal etwa ein Grad je Sekunde im Zenit, das heißt, der Satellit bewegt sich, wenn er sich genau über uns befindet, in der Sekunde um etwa zwei Vollmondbreiten weiter, um dann wieder scheinbar langsamer zu werden.

Solche Überlegungen können uns gelegentlich helfen, bei einem zu erwartenden Überflug das kleine Sternchen rechtzeitig zu finden.

Vielen Menschen in aller Welt war es vergönnt, die ersten künstlichen Himmelskörper über sich hinwegziehen zu sehen. Solche Beobachtungen sind natürlich meist nur ein privates Vergnügen. Eine wissenschaftliche Beobachtung verlangt eine möglichst genaue Festlegung der Bahn am Himmel mit genauer Zeitbestimmung. Um dies zu erreichen, hat man besondere Methoden zur optischen Beobachtung der Satellitenbahn entwickelt. Je genauer die Bahn bestimmt werden kann, um so größer ist der Nutzen des Unternehmens, das einen ziemlich großen personellen und instrumentellen Aufwand erfordert. Richtlinien dafür hat die Sowjetunion schon vor Erscheinen ihrer Sputniks bekanntgegeben. Danach wird die optische Beobachtung im Prinzip folgendermaßen bewerkstelligt:

Etwa 15 bis 20 Beobachter werden mit besonders dafür konstruierten Fernrohren mit ungefähr sechsfacher Vergrößerung ausgerüstet und so aufgestellt, daß die Blickfelder ihrer Fernrohre eine „optische Barriere“ bilden. Diese Fernrohre haben ein großes Gesichtsfeld, etwa 11 Grad, sind leicht schwenkbar und zeichnen sich durch große Lichtstärke aus. Die Beobachtung wird besonders im zenitnahen Gebiet durch einen Spiegel vor dem Objektiv erleichtert. Er lenkt die Strahlen ins Fernrohr, so daß die sonst notwendige „Astrogymnastik“ der meist ehrenamtlichen Beobachter entfällt.

Die Blickfelder der Fernrohre überdecken entsprechend ihrer Aufstellung einen Streifen am Himmel, der ungefähr rechtwinklig zu der zu erwartenden Satellitenbahn liegt. Dabei überlappen sich die Blickfelder um einige Grad. Auf diese Weise wird gewährleistet, daß jedes sichtbare Objekt, das diese Barriere überfliegt, auch wirklich gesehen wird. Der Beobachter, in dessen Fernrohr der Satellit auftaucht, hat die Aufgabe, die Position des flüchtig erscheinenden Sternchens gegen-

über Fixsternen des Himmelshintergrundes festzulegen und genau die Zeit zu stoppen, wozu besondere Einrichtungen geschaffen sind. Diese Beobachtungsmethode reicht natürlich nicht an die Genauigkeit heran, die sonst in der Astronomie üblich und notwendig ist.

Größere Genauigkeit wird durch eine photographische Aufnahme erreicht, wodurch auch gleichzeitig der personelle Aufwand verringert wird. Allerdings besteht hier der Nachteil, daß sich die genaue Auswertung der Aufnahmen bis in den nächsten Tag hinzieht und die Meßergebnisse erst verhältnismäßig spät zu der Stelle gelangen, die alle Bahnbeobachtungen zentral auswertet. Brauchbare Aufnahmen werden vor allem dadurch erreicht, daß ein vor dem Objektiv befindlicher Schnellverschluß die Belichtung in kurzen unregelmäßigen Abständen unterbricht und die Satellitenbahn so als Strichspur abgebildet wird. Die Unterbrechungen werden zeitlich genau festgehalten, so daß an der fertigen photographischen Aufnahme mit Hilfe der unterschiedlichen Markierungen eine ausreichend genaue Zeitbestimmung möglich ist.

Eine andere Möglichkeit der Beobachtung bieten die Funkmeßgeräte, die meist unter dem Namen Radargeräte bekannt sind. Bei einem solchen Gerät nutzt man die Ausbreitungsgeschwindigkeit der Funkwellen und deren Reflexionsfähigkeit zur Entfernungsmessung aus. Trotz der hohen Geschwindigkeit der Funkwellen von 300 000 km/sec mißt man mit Hilfe elektronischer Einrichtungen die Zeit zwischen der Aussendung eines kurzen Wellenstoßes und dessen Rückkehr nach Reflexion an einem angestrahnten Ziel. Die Winzigkeit des Satelliten stellt bei seiner großen Entfernung sehr hohe Anforderung an die verwendeten Geräte. Nach dem Kriege ist es zwar schon gelungen, ein Radarecho vom viel weiter entfernten natürlichen Mond zu erhalten,

aber dieser bewegt sich verhältnismäßig langsam und ist — auch bei Berücksichtigung seiner Entfernung — ein wesentlich größeres Objekt.

Die radartechnische Methode hat den Vorteil, daß sie ganz unabhängig von der Beleuchtung des Satelliten und von der Wolkenbedeckung ist. Die Genauigkeit reicht aber nicht an die optischer Beobachtungen heran.

## 7. DIE FAMILIE SPUTNIK

Anfang Oktober 1957 fand in Barcelona der 8. Internationale Astronautische Kongreß statt, an dem Forscher aus neunzehn Ländern teilnahmen. Die Vertreter der einzelnen Nationen erläuterten in zahlreichen Vorträgen ihre Arbeiten an der Lösung astronautischer Probleme.

Zwei Beiträge verdienen unsere besondere Beachtung. Professor Singer, Angehöriger der USA-Delegation, sprach über „Interplanetarische ballistische Lenkwaffen“. Er schlug vor, den Mond für die Erprobung von Wasserstoffbomben zu benutzen, und taufte die für diesen Zweck bestimmten Raketen IPBM (Interplanetary Ballistic Missile). Soweit der Vorschlag des USA-Vertreters! Wir wollen noch ergänzen, daß Singer nicht Angehöriger des Pentagons, des amerikanischen Kriegsministeriums, sondern Professor an der Universität Maryland in den USA ist.

Frau Dr. Alla Masewitsch, Vizepräsidentin des Astronomischen Rates, berichtete über die Vorbereitung der Satellitenbeobachtungen in der Sowjetunion und führte ein für diesen Zweck entwickeltes Spezialteleskop vor, das sie anschließend der Delegation des Gastlandes als Geschenk übergab.

Zwei Vorträge — zwei Welten.

Kein Vortrag auf diesem Kongreß aber erregte solches Aufsehen wie die Nachricht, daß zur gleichen Zeit, als Singer die menscheitsfeindlichen Pläne der USA bis auf den Mond auszudehnen vorschlug, der erste künstliche Erdsatellit von der Sowjetunion aufgelassen wurde und entsprechend den Berechnungen seiner Erbauer programmgemäß Runde um Runde seiner Umlaufbahn vollendete.

Noch nie in der bisherigen Geschichte der Menschheit löste eine wissenschaftlich-technische Leistung überall auf der Erde eine solche Begeisterung, aber auch einen so tiefen Schock aus.

Mit dem Start des Sputnik 1 hatte das Programm der UdSSR zur Erschließung des Weltraumes einen ersten, alle bisherigen Erfolge auf diesem Gebiete überragenden Höhepunkt erreicht. Im April 1955 war beim Präsidium der Akademie der Wissenschaften der UdSSR eine ständige Kommission für den interplanetaren Verkehr gebildet worden. Als eine ihrer Hauptaufgaben wurde die Einrichtung eines wissenschaftlichen Laboratoriums genannt, das auf einem künstlichen Satelliten lange Zeit die Erde umkreist. Das Raumlaboratorium werde Beobachtungen gestatten, die von der Erdoberfläche aus nicht möglich sind, und es den sowjetischen Gelehrten erlauben, tiefer in die Geheimnisse des Universums einzudringen und damit den ersten Schritt zur Lösung der Probleme des interplanetaren Verkehrs zu tun.

Dieser Schritt sollte, wie wenige Monate später bekannt wurde, im Rahmen des Internationalen Geophysikalischen Jahres erfolgen. Im Juli 1955 erklärten sowohl die Sowjetunion als auch die USA, sie beabsichtigten für 1957 den Start ihrer ersten künstlichen Erdsatelliten.

In der Zeit nach dieser Erklärung weckten und festigten zahlreiche optimistische Darstellungen der westlichen Nachrichtenorgane bei vielen ihrer Hörer und Leser den Glauben an die Überlegenheit der amerikanischen Raketenentwicklung und bereiteten damit zu ihrem Teil den Schock und die Vertrauenskrise vor, die nach dem 4. Oktober 1957 weite Kreise der westlichen Öffentlichkeit erfaßten.

Der erste von Menschenhand geschaffene Himmelskörper, Sputnik 1, umkreiste vom 4. Oktober 1957 bis zum 4. Januar 1958 unseren Planeten mehr als 1400-mal und legte dabei eine Strecke von über 60 Millionen Kilometern zurück.

Es fehlte nicht an Versuchen, durch Verleumdungen die sowjetischen Erfolge zu schmälern.

Besonders häufig verkündeten westliche Nachrichtenerfinder, die Sowjetunion habe sich durch gefangen-genommene deutsche Wissenschaftler und Ingenieure bei der Schaffung der notwendigen Raketen helfen lassen und deren Kenntnisse und Erfahrungen ausgenutzt. Als die kleine Gruppe Deutscher, die mehrere Jahre in der UdSSR tätig war, nach Ablauf ihrer Verträge nach Deutschland zurückgekehrt war, glaubten die Amerikaner, aus ihren Berichten auf den Stand der sowjetischen Raketenentwicklung schließen zu können. Um so größer und für die USA enttäuschender war die Überraschung durch den Start der Sputniks. Es zeigte sich, daß die Schlußfolgerungen aus den Berichten nicht stimmten, nicht stimmen konnten, weil diese deutschen Wissenschaftler nicht über den Entwicklungsstand in der Sowjetunion informiert waren, eben weil sie nicht an der Schaffung der neuen sowjetischen Raketen beteiligt waren. Dipl.-Ing. Gröttrup aus Birkenfeld bei Pforzheim, einer der wenigen früheren Mitarbeiter Brauns und Dornbergers in Peenemünde, die

nach dem zweiten Weltkrieg in der Sowjetunion tätig waren, erklärte über den Süddeutschen Rundfunk, die sowjetischen Wissenschaftler wären bei der Schaffung der Satellitenraketen nicht auf die Hilfe der Deutschen angewiesen gewesen. Dagegen stützt sich die amerikanische Raketenentwicklung in vollem Maße auf die Erfahrungen und die Mitarbeit der führenden deutschen Raketenforscher des zweiten Weltkrieges.

Natürlich wurde auch wieder die Behauptung hervorgeholt, die Sowjetunion habe den USA die Pläne für die Satellitenraketen gestohlen. Die amerikanische Senatskommission für innere Sicherheit wiederholte die Beschuldigung, Julius Rosenberg habe der UdSSR die entsprechenden Unterlagen übergeben. Mit Recht stellte daraufhin der Amerikaner Hearst die Frage, warum die Wissenschaftler der USA nicht ihre eigenen Pläne verwirklicht und eine funktionstüchtige Rakete gebaut hätten, wenn diese Pläne so gut seien, daß sie der Sowjetunion den Bau einer leistungsfähigen Rakete ermöglichen.

Selbst das Schicksal der Eskimohündin Laika wurde in den Dienst der Propaganda gestellt. Die Mörder von Dresden, Hiroshima und Port Said entdeckten plötzlich ihre Tierliebe und vergossen Krokodilstränen über den Tod des armen Tieres, das von der bösen Sowjetunion zu Tode gequält worden sei. Sie vergaßen dabei die Zehntausende von Tieren, auch Hunden, die in den Laboratorien der USA und anderer westlicher Länder sterben müssen, aber durchaus nicht im Dienste des wissenschaftlichen Fortschrittes, sondern bei der Erprobung von atomaren, bakteriologischen und chemischen Waffen.

Laika wurde nicht zu Tode gequält. Sie erhielt nach Erschöpfung der Sauerstoffvorräte eine Dosis Gift. Entscheidend aber sind der Wert und der Zweck der mit ihr

gewonnenen Erkenntnisse. Sie werden helfen, für einen künftigen Aufenthalt von Menschen im Weltraum ausreichende Vorkehrungen zu treffen und menschliches Leben zu erhalten.

Im Zusammenhang mit diesem notwendigen und nützlichen Tierversuch wollen wir auf einen Irrtum eingehen, der auch in unsere Presse Eingang fand und einige Verwirrung stiftete. Es wurden Artikel veröffentlicht, denen man entnehmen mußte, eine Rückkehr Laikas zur Erde sei beabsichtigt. Offenbar hatten gleichzeitige sowjetische Meldungen über Arbeiten an der Lösung des Rückkehrproblems Anlaß zu diesem Irrtum gegeben. So berichtete Mitte Oktober 1957 Professor Nosedrew in der „Moskowskaja Prawda“, sowjetische Forscher und Ingenieure arbeiteten an der Schaffung eines Satelliten, der die eingebauten Geräte und gewonnenen wissenschaftlichen Daten unbeschädigt zur Erde zurückbringen kann.

Es kann nicht daran gezweifelt werden, daß den sowjetischen Gelehrten in absehbarer Zeit die Lösung auch dieses Problems gelingen wird. Die unzutreffende Behauptung, Laika kehre zurück, zeigt uns aber, wie sehr die Schwierigkeit unterschätzt wird, einen Körper abzubremesen, der sich mit etwa fünfundzwanzigfacher Schallgeschwindigkeit bewegt. Ohne eine entschiedene Verringerung seiner Geschwindigkeit erhitzt sich seine Oberfläche bereits in 120 km Höhe durch die Luftreibung so stark wie bei zwei- bis dreifacher Schallgeschwindigkeit in Erdnähe, so daß hier schon Aluminiumlegierungen versagen. Selbst die Verwendung des hitzebeständigeren Titanmetalls allein gestattet noch nicht, mit einer so hohen Geschwindigkeit in die unteren Schichten der Erdatmosphäre einzutauchen. Aber auch dieses Problem ist nicht unlösbar. Sonst wäre es der Sowjetunion nicht möglich gewesen, ihre



interkontinentalen ballistischen Raketen mit Gefechtsköpfen zu versehen, die trotz ihrer etwa zwanzigfachen Schallgeschwindigkeit unversehrt durch die dichten Luftschichten wieder zur Erde gelangen.

Es mag manchem verwunderlich erscheinen, daß eine Rakete während ihres Aufstieges nicht so sehr mit den Schwierigkeiten durch Reibungswärme zu kämpfen hat wie bei ihrer Rückkehr. Die Geschwindigkeit einer Rakete ist kurz nach dem Start noch sehr gering. Sie vergrößert sich allmählich, während die Dichte der Luft mit zunehmender Höhe immer mehr abnimmt. Die Rakete erreicht beim Aufstieg ihre größte Geschwindigkeit erst in Höhen, in denen die Zahl der aufprallenden Luftteile erheblich geringer ist als in Bodennähe. Fällt der Gefechtskopf oder die Rakete hingegen zur Erde zurück, so steigert sich die Fallgeschwindigkeit immer mehr. Sie erreicht in den dichtesten Luftschichten ihren höchsten Wert.

Bei einem rückkehrenden Satelliten kommt es darauf an, die Fallgeschwindigkeit möglichst niedrig zu halten und gleichzeitig die Umlaufgeschwindigkeit abzubremesen; denn er soll ja nicht auf dem Erdboden zerschmettern oder vorher verglühen. Es bleibt abzuwarten, auf welchem Wege die Abbremsung am wirksamsten und – das ist besonders wichtig – mit dem geringsten Aufwand an zusätzlichem Gewicht zu realisieren ist. Ein einfacher Fallschirm wird hierzu sicher nicht genügen. Die Ergebnisse der Sputnikversuche liefern wichtige Voraussetzungen für eine optimale Lösung dieses Problems, die eine der Grundlagen für den kommenden Menschenflug sein wird. In einem Interview erklärten im November 1957 die sowjetischen Professoren Bardin, Pokrowski und Fjodorow, die Sowjetunion denke erst dann an die Entsendung von Menschen, wenn die Rückkehr zur Erde gewährleistet ist.

Bereits im vorhergehenden Kapitel hatten wir an Beispielen erläutert, welche Bedeutung Satellitenversuche für verschiedene Zweige der Wissenschaft besitzen.

Die Geschichte der Naturwissenschaften und der Technik zeigt, daß die Konsequenzen aus neuen Entdeckungen und Erfindungen nicht sofort bis in alle Einzelheiten überschaubar sind. Das Mikroskop wurde zwar schon um 1600 erfunden, aber erst im 19. Jahrhundert wurden mit seiner Hilfe die Erreger vieler Infektionskrankheiten entdeckt und damit einer systematischen Bekämpfung zugänglich.

Obwohl wir nachwiesen, daß die schon jetzt zu erwartenden Erkenntnisse bei weitem den Aufwand für die Satellitenversuche rechtfertigen, kann die gegebene Aufzählung deshalb keineswegs vollständig sein. Diese Erkenntnisse werden sich in vielfältiger Weise auf die Technik auswirken. Wir brauchen nur an die engen Beziehungen zwischen der Erforschung der kosmischen Strahlen und der Atomphysik zu erinnern. Die Satelliten gestatten es, jene Elementarteilchen näher zu untersuchen, die bisher nur in geringem Maße einer Erforschung zugänglich waren, weil sie nur zu einem kleinen Teil bis zum Erdboden gelangen. Je mehr die Geheimnisse des Aufbaus der Materie entschleiert werden, um so besser wird es möglich sein, den stürmisch ansteigenden Energiebedarf zu decken.

Große Auswirkungen auf die Entwicklung der Produktion sind unvermeidlich und werden mit der Veränderung der Produktionsweise zu einer Umwälzung aller überlebten Ideen und politischen Anschauungen beitragen.

Schon die Behandlung der Fragen, die mit den Satelliten unmittelbar zusammenhängen, führt zu Schlußfolgerungen, die weit über den Bereich der Einzelwissenschaft hinausgehen.

Die Untersuchung der Bahnbewegung der Sputniks zeigt uns die gegenseitige Abhängigkeit und Bedingtheit der verschiedenen Einflüsse. Denken wir nur an die Zusammenhänge zwischen Erdbestand, Umlaufzeit und Umlaufgeschwindigkeit, an die vielen Faktoren, die die Bahn des Sputniks beeinflussen. Nur wenn wir alle Einflüsse in ihrem Zusammenhang betrachten, können wir die Bewegung des Satelliten verstehen, begründen und vorausberechnen.

Unaufhörlich ändern sich Richtung und Stärke der gegensätzlichen Kräfte, und bei bestimmten kritischen Größen treten qualitativ neue Erscheinungen auf. So führen größenmäßige Änderungen der Geschwindigkeit schließlich bei Erreichen gewisser Werte, den verschiedenen astronautischen Geschwindigkeiten, zu völlig andersartigen Bahnformen.

Eine Diskussion dieser Zusammenhänge kann nicht bei bahnmechanischen Untersuchungen stehenbleiben.

Wer die Bewegungen und Örter der Gestirne so vollkommen als möglich voraussagt, der erfüllt seine Pflicht als Astronom. Aber noch Höheres leistet und noch größeres Lob verdient der, der außerdem wahre Sätze über die Form der Welt aufstellt. Jener nämlich erreicht die Wahrheit, sofern sie sinnlich erfaßbar ist; dieser aber tut durch seine Schlüsse nicht nur dem Gesichtssinn genug, sondern deckt auch die tiefste Wesenheit der Natur auf. So darf denn der Astronom aus der Gemeinschaft der Philosophen, die die Natur der Dinge zu erforschen suchen, nicht ausgeschlossen werden.

Johannes Kepler

Freilich, die Erfüllung dieser Forderung Keplers auch nur in dem von ihm gewollten Umfange von den

Vertretern der zu seiner Zeit herrschenden idealistisch-religiösen Philosophie zu erhoffen, hieße vergessen, daß schon die mittelalterliche Scholastik in der ihrem Wesen nach materialistischen Naturwissenschaft einen Todfeind erkannte, der sich anschickte, allen ihren metaphysischen Spekulationen und Konstruktionen Stoß auf Stoß zu versetzen. Wir werden nicht vergessen, mit welchem Haß die Vertreter des kirchlichen Dogmas alle Wahrheitssucher verfolgten und die Wahrheit zu unterdrücken suchten. Mit Feuer und Bannfluch, mit Folter und Schwert wollten sie das Neue ausrotten. Galilei warfen die Inquisitoren in den Kerker, zwangen den an Leib und Seele gebrochenen Greis, die Wahrheit, die „ketzerische und philosophisch absurde Lehre von der Bewegung der Erde“, abzuschwören und zu sagen, was das Dogma behauptet und verlangt. Die neue, für das Dogma so gefährliche Lehre wurde verboten.

Doch die Erde ist so wenig der Mittelpunkt der Welt wie der Papst das Zentrum der Menschheit. Goethe nannte in seinem letzten Lebensjahr die Lehre des Kopernikus „die größte, erhabenste, folgerichtigste Entdeckung, die je der Mensch gemacht hat, wichtiger als die ganze Bibel“.

Giordano Bruno, der die Unendlichkeit des Weltalls und die Unzähligkeit der Sonnen, Planeten und Monde erkannte, wurde am 17. Februar 1600 nach sieben Jahren Kerkerhaft, nach unsagbaren Foltern zum „höheren Ruhme Gottes“ auf dem Scheiterhaufen dem Feuertode preisgegeben.

Aber die Wahrheit läßt sich nicht verbrennen, auch wenn zuerst nur wenige sie erkennen und verstehen. Lange Zeit hindurch mußte Ziolkowski Gelächter und Spott, Armut, Bedrängnis und Unverständnis ertragen, wurde geschmäht oder totgeschwiegen. Doch nach

seinen Entwürfen arbeiten heute die Flüssigkeitsraketen in aller Welt; seine Pläne waren die Grundlage, das Weltall selbst zum Laboratorium des Menschen zu machen und kosmische Experimente anzustellen, die die Richtigkeit unserer Auffassung von der Natur durch die Praxis beweisen.

Das Neue setzt sich durch. Vor 110 Jahren waren es ein paar hundert Kommunisten, die entschlossen den Kampf um die Befreiung der Ausgebeuteten aufnahmen — heute verändert eine Milliarde Menschen das Gesicht unserer Erde, indem sie die Entwicklungsgesetze der Gesellschaft in der Praxis ausnutzt. Ebenso wie die Lehre von Marx, Engels und Lenin es den Menschen ermöglicht, die jahrtausendealten Träume der Unterdrückten zu verwirklichen, erschließen die Erkenntnisse des Kopernikus, Kepler und Ziolkowski ihnen die Weiten des kosmischen Raumes.

Wer könnte da noch leugnen, daß unser Wissen von den Gesetzen der Natur und der Gesellschaft zuverlässiges Wissen ist?

Jenen, die diese Gesetze erkannten, und allen, die sie anwenden, die Welt zu verändern und das All zu erschließen, ist gemeinsam: Sie fanden und verwandeln, weil sie die Welt betrachten, wie sie wirklich ist, ohne etwas hinzuzufügen. Gegen die finsternen Mächte des Mittelalters und gegen die absterbenden Kräfte der Gesellschaft kämpfend, verwerfen und widerlegen sie jeglichen Glauben an ein Wirken übernatürlicher Kräfte und beweisen, daß der Mensch immer besser und tiefer in die materielle Welt eindringen und ihre Gesetzmäßigkeiten erkennen und benutzen kann.

Um die Jahrhundertwende konnten in Rußland durchschnittlich 21 % der Bevölkerung lesen und schreiben. Mit Gewalt, durch Heuchelei und Betrug versperrten die herrschenden Klassen den Massen den Zugang zur

Bildung. Unter der Leninschen Losung „Das Analphabetentum — das ist der Feind!“ mobilisierte 1919 die Sowjetmacht die Millionenmassen zum Kampf gegen die Unwissenheit, entwickelte ein System der Volksbildung, das alle Bürger der Sowjetunion in vollem Maße befähigte, am Aufbau der neuen Gesellschaftsordnung teilzunehmen.

Diese Entwicklung blieb nicht auf die Sowjetunion beschränkt. Wie der Präsident der Akademie der Wissenschaften der Volksrepublik China, Kuo Mo-ojo, erklärte, studieren heute bereits chinesische Wissenschaftler die fortschrittlichen Erfahrungen der sowjetischen Wissenschaft und Technik, damit China in nächster Zeit ebenfalls Erdsatelliten starten kann. Ein Land, in dem noch vor kurzem fast mittelalterliche Zustände herrschten, bereitet sich darauf vor, auch auf diese Weise allen Völkern die Überlegenheit der sozialistischen Ordnung zu zeigen.

Auch wenn sich die Feinde dieser Entwicklung die Ohren verstopfen möchten: Alle Völker hörten die Signale der Sputniks, die vom Triumph der befreiten Menschheit künden. Sie zeigen den noch unterdrückten Völkern, wie sich innerhalb weniger Jahrzehnte im einst rückständigsten Lande Europas Wissenschaft und Technik entwickeln konnten wie sonst in keinem anderen Lande der Erde. Der Freiheitskampf der ausgebeuteten Völker und die Anstrengungen der befreiten, aber durch jahrhundertelange koloniale Ausbeutung in der Entwicklung zurückgebliebenen Völker erhalten durch die Sputniks neue und starke Impulse.

Genauso, wie einst die Feinde der Wahrheit die Verkünder des Neuen zu verbrennen trachteten, möchten sie auch in unseren Tagen die „Strafrute Gottes“, die Atombombe gebrauchen, alles Neue mit Stumpf und Stiel auszurotten. Zweimal versuchten sie schon, das

Neue, die sozialistische Ordnung, durch Krieg zu vernichten. Aber Intervention und Aggression scheiterten. Jetzt haben sie fast 1000 Stützpunkte rings um die Länder des Sozialismus angelegt, und NATO, SEATO und Bagdadpakt sollen die Einkreisungspolitik sichern. Aber der Ring um die Sowjetunion ist plötzlich nutzlos geworden. Die sowjetische interkontinentale ballistische Rakete, eben noch von Strauß als Bluff bezeichnet, existiert. Raketen, die tonnenschwere Lasten mit so großer Präzision in eine Umlaufbahn bringen, könnten mit gleicher Genauigkeit jeden Angreifer an jedem Punkte der Erde vernichten. Es gibt keinen Schlupfwinkel mehr für Friedensstörer, und jeder Angriff auf die Sowjetunion wäre Selbstmord für den Angreifer.

Die Sputniks verkünden aber nicht nur die politische und militärische Stärke der Sowjetunion und der sozialistischen Gesellschaftsordnung. Sie zeigen allen Menschen, daß das Märchen von der sowjetischen Bedrohung Lüge und Vorwand ist. Denn die Sowjetunion denkt nicht daran, ihre Überlegenheit zu mißbrauchen, sondern vermindert ihre Streitkräfte und unterbreitete konkrete Vorschläge zur Einstellung der Kernwaffenversuche. Es gibt in der sozialistischen Ordnung keine Klassen mehr, die an der Unterjochung fremder Länder, an der Ausbeutung anderer Völker interessiert sind. Die Sputniks künden allen Völkern die Überlegenheit des sozialistischen Systems und stärken die Gewißheit, daß der Sozialismus im friedlichen Wettstreit siegen wird. Wie sagte doch selbst ein französischer General? „Die Sowjetunion kann den Frieden gewinnen, ohne Krieg zu führen.“

Der Start des ersten Sputniks hat nicht nur eine neue wissenschaftliche Epoche der Menschheit eröffnet. Er hat auch in der gesamten westlichen Welt die Illusion

vom „rückständigen Rußland“ schlagartig zerstört, die Überlegenheit des sozialistischen Systems allen sichtbar demonstriert und in der sozialistischen Welt die Siegeszuversicht gestärkt. Besonders eindrucksvoll für alle war die Schlichtheit und Sachlichkeit der historischen Meldung der sowjetischen Nachrichtenagentur TASS von dieser neuen Großtat sowjetischer Wissenschaft und Technik, die ganz im Gegensatz stand zum großen Reklamegeschrei der Amerikaner vor dem mißglückten Start ihres ersten Miniatursatelliten. Mit dieser Meldung erfuhr die Menschheit auch die ersten Daten über den neuen Himmelskörper und über seine Bahn. Rund 96 Minuten brauchte er, um unseren Planeten zu umrunden, wobei er auf eine Höhe von etwa 950 km gelangte, während sein erdnächster Punkt bei 220 km Höhe lag. Zusammen mit dem kugelförmigen Satellitenkörper, aus dem die Antennen herausragten, jagten die Raketenstufe, die ihn nach oben getragen und ihm die nötige Geschwindigkeit verliehen hatte, und die abgestoßene Haube, die beim Weg durch die Atmosphäre seine Beschädigung verhinderte, um die Erde. Zwei Dinge waren für die Fachleute der ganzen Welt überraschend und riefen Staunen und Bewunderung hervor:

Erstens das hohe Gewicht von Sputnik I und zweitens die Tatsache, daß es gelungen war, ihn auf die vorbestimmte Bahn mit einer Neigung von 65 Grad zur Äquatorebene zu bringen.

Die Bahn war außerdem sehr kreisnah. Infolge des großen Neigungswinkels der Bahn zum Äquator erhielt der Satellit nur eine geringe „Starthilfe“ aus der Erdumdrehung. Laut verkündete der erste Sputnik über den Funk seine Existenz, allen böswilligen Zweiflern zum Trotz, die es auch bei uns gab und die behaupteten, daß alles nur Propaganda sei und gar kein künst-



licher Mond die Erde umfliege. Die eingebauten Sender strahlten auf den Frequenzen 20,005 Megahertz (etwa 15 m Wellenlänge) und 40,002 Megahertz (etwa 7,5 m Wellenlänge) mit der beachtlichen Sendeleistung von 1 Watt Zeichen von 0,3 Sekunden Dauer aus, die in demselben Zeitabstand aufeinanderfolgten, wobei die Zeichen des einen Senders stets genau in die Pause des anderen fielen. Entsprechend seiner Aufgabe, den weiteren Start eigentlicher Meßsatelliten vorzubereiten, enthielt dieser erste Satellit nur wenige Meßinstrumente. Eine Übertragung von Meßwerten war aber durch Änderung der Sendefrequenz und der von Impuls- und Pausenlänge möglich. Soweit bekannt ist, wurden Temperaturangaben übertragen. Genaueres hierüber wird erst aus späteren sowjetischen Veröffentlichungen ersichtlich sein.

Anfangs wurden in Kreisen westlicher Wissenschaftler die verhältnismäßig niedrigen Sendefrequenzen kritisiert, da sie an der Grenze der Frequenzen liegen, die von der Ionosphäre reflektiert werden. Sie erwiesen sich aber, wie man schließlich einsehen mußte, als sehr geschickt gewählt; denn ihre hohe Empfindlichkeit gegenüber ionosphärischen Einflüssen machten sie zu einem äußerst brauchbaren Instrument zur Erforschung des Zustandes der Hochatmosphäre und dessen Veränderung. Außerdem bereiteten sie vielen mit Kurzwellengeräten ausgerüsteten Funkamateuren das Vergnügen, den ersten Sender aus dem Weltall zu empfangen. Das verdankten sie auch der ziemlich hohen Sendeenergie. Ungünstig war allerdings die Sendefrequenz aus dem Kurzwellenbereich für das amerikanische „moonwatch“-Unternehmen, das für die Beobachtung der amerikanischen Satelliten aufgebaut war und im Ultrakurzwellenbereich bei 108 Megahertz arbeiten sollte. Die Empfänger wurden schließlich auf die

längeren Wellen der Sputniksender umgestellt, zumal die eigenen noch auf sich warten ließen. Aus dem Funkempfang konnte unter anderem festgestellt werden, daß sich der Satellitenkörper in der Sekunde etwa siebenmal um seine Achse drehte.

Besondere Anstrengungen in der Funkbeobachtung unternahm man in England. Mit Hilfe eines besonderen Meßverfahrens und unter Ausnutzung des Dopplereffektes gelangen bald verhältnismäßig genaue Angaben über die Bewegung des neuen Himmelskörpers, worüber dann auch Tabellen herausgegeben wurden. Natürlich handelte es sich anfangs trotzdem nur um angenäherte Werte. Sie wurden ständig wieder mit der Beobachtung verglichen und daraus weitere verbesserte Bahnangaben ermittelt, so daß man Mitte Oktober bereits in der Lage war, den Satellitendurchgang für einen bestimmten Ort mit einer Unsicherheit von 50 km in Ost-West-Richtung, 10 km nach der Höhe und drei Sekunden in der Umlaufzeit anzugeben.

Ähnliche Bemühungen unternahm auch die Universitätssternwarte Bonn. Aus dem von ihr veröffentlichten Bericht geht unter anderem hervor, daß die Verringerung der Höhe im Perigäum überraschend große Beträge annahm. Die Absinkgeschwindigkeit lag bei ungefähr einem halben Kilometer je Tag.

Es lag nahe, auch Radargeräte zur Beobachtung einzusetzen, zumal mit einem baldigen Verstummen der Sender zu rechnen war, was nach etwa drei Wochen auch eintraf. Bekannt geworden sind die Anstrengungen, die England hierbei unternahm. Dort bestanden gute Voraussetzungen, da in Jodrell Bank bei Manchester das größte Radioteleskop der Welt mit Parabolspiegel steht. Der Spiegel hat einen Durchmesser von ungefähr 75 m. Als Sputnik 1 erschien, war das Gerät noch nicht vollständig ausgerüstet. Es war zwar vor-

gesehen, dieses Radioteleskop nicht nur als Empfangsgerät für aus dem Weltall kommende radiofrequente Strahlung zu verwenden, sondern es auch als aktives Funkmeßgerät zu neuartiger Überprüfung von Entfernungen im Planetensystem einzusetzen, aber der dazu notwendige Sender war noch nicht eingebaut. Das geschah schnell behelfsmäßig, und bald konnten Funkechos beim Überflug des Satelliten erhalten werden, so am 11. November, wobei sowohl der Sputnik als auch seine Trägerrakete erfaßt wurden. Die kleinste dabei gemessene Entfernung betrug 530 km und die Dauer der Echos 17 Sekunden bei feststehendem Spiegel. Die Trägerrakete wurde sogar einmal auf eine Entfernung von 1430 km erfaßt.

Aus allen Beobachtungen ging deutlich die Abnahme der Umlaufzeit hervor. Wie sich anfangs die Umlaufzeit des Satellitenkörpers veränderte, zeigt Abbildung 24. Die tägliche Verkürzung der Umlaufzeit wurde ständig größer. Das geht deutlich auch aus Tabelle 4 hervor, die Heft 1/58 der „Naturwissenschaftlichen Rundschau“ entnommen ist.

Die Berechnungen für die schließliche Auflösung von Sputnik 1 und seiner Trägerrakete waren anfangs sehr unterschiedlich. Das ist nicht verwunderlich, sollten doch die Faktoren, die die Lebensdauer eines künst-

*Tabelle 4. Änderung der Umlaufzeit der Trägerrakete von Sputnik 1*

| Tag             | Umlaufzeit | Tägl. Änderung |
|-----------------|------------|----------------|
| 8./9. Oktober   | 96,2 min   | — 1,5 sec      |
| 11./12. Oktober | 96,0 min   | — 2,2 sec      |
| 15. Oktober     | 95,6 min   | — 2,3 sec      |
| 25. Oktober     | 95,4 min   | — 2,4 sec      |

lichen Satelliten bestimmen, erst mit ihrer Hilfe erforscht werden. Je länger sich die beiden Körper um die Erde bewegten, um so genauer wurden die Voraussagen für ihr zu erwartendes Ende, das für den Beobachter auf der Erde ein eindrucksvolles Schauspiel sein

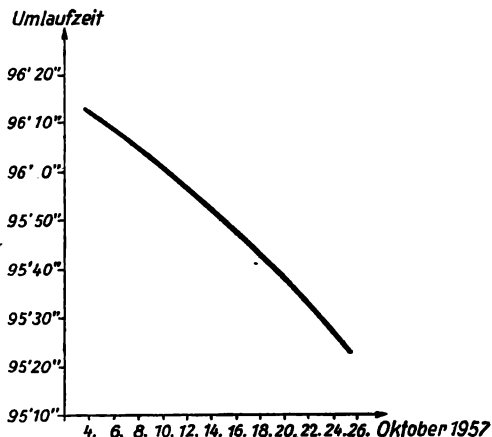


Abbildung 24. Änderung der Umlaufzeit von Sputnik 1

muß. Leider fand dieser Abschluß eines großartigen wissenschaftlichen Experimentes bisher „unter Ausschluß der Öffentlichkeit“ statt, das heißt, er spielte sich über wenig besiedelten Gebieten der Erde ab und wurde von niemandem beobachtet. Von der Träger- rakete, die am 1. Dezember 1957 in dichtere Schichten der Lufthülle eindrang und ihren letzten Umlauf be- endete, müssen Reste auf das Gebiet von Alaska ge-

stürzt sein. Teile von ihr bestanden aus sehr hitzebeständigem Material; sie sind sicher nicht vollkommen verbrannt. Bisher ist noch nicht bekannt geworden, ob diese einzigen Überbleibsel des ersten künstlichen Mondes der Menschheit gefunden worden sind.

Der kugelförmige Satellit verringerte anfangs seine Umlaufzeit je Umlauf um 0,16 Sekunden, was 2,6 Sekunden am Tag entspricht. Als Änderung der Bahn ergibt sich damit eine Verringerung der Höhe im Apogäum von 200 m je Umlauf und 3 km je Tag. Die Ellipse wurde also, wie im Abschnitt 3 beschrieben, immer kreisähnlicher. Ende Dezember betrug die Höhe des Apogäums nur noch 350 km, während sie anfangs mit 950 km angegeben wurde. Am 1. Januar 1958 verbrannte er vollkommen in den oberen Schichten der Stratosphäre, nachdem er etwa 1400mal die Erde umrundet und die Menschheit wichtige wissenschaftliche Erkenntnisse hatte gewinnen lassen.

Schon bald nach dem Auftauchen des ersten Sputniks wurde von astronomischer Seite eine Bezeichnung für den bestehenden und alle kommenden künstlichen Monde vorgeschlagen, die auch inzwischen allgemein üblich geworden ist, ohne daß sie aber von der Internationalen Astronomischen Union bestätigt wäre.

In Anlehnung an die Bezeichnung der Kometen, deren Zahl sich in jedem Jahr durch Neuentdeckung vermehrt, erhielten die künstlichen Satelliten als astronomische Benennung die Jahreszahl ihres Starts, versehen mit dem Buchstaben des griechischen Alphabets entsprechend der zeitlichen Reihenfolge innerhalb des Jahres. Sputnik 1 erhielt also die Bezeichnung 1957 $\alpha$ . Da in diesem Fall gleichzeitig zwei optisch wahrnehmbare Körper umliefen, mußte man noch einteilen in 1957 $\alpha_1$  und 1957 $\alpha_2$ , wobei die Trägerrakete als helleres Objekt mit 1957 $\alpha_1$  bezeichnet wurde.

Bereits in der bekannten TASS-Meldung kündigte die Sowjetunion neue und größere Sputniks an. Sie ließen auch nicht lange auf sich warten. Am 3. November 1957 ging die Nachricht vom Start des Sputnik 2, 1957 $\beta$ , um die Welt. Er bestand aus der gesamten letzten Raketenstufe und hatte das sensationelle Gewicht von 508,3 kp. Mit ihm wurde bereits ein kleines fliegendes Laboratorium auf eine Bahn um die Erde gebracht, das nicht nur dazu diente, wissenschaftliche Kenntnisse im Rahmen des Internationalen Geophysikalischen Jahres zu gewinnen, sondern das auch den ersten „Gast im Weltenraum“ trug, die Polarhündin Laika, um Erfahrungen über das Verhalten von Lebewesen unter Weltraumbedingungen zu sammeln. Damit begannen bereits die ersten praktischen Untersuchungen für die Entwicklung des bemannten Raumflugs. Zur Verwirklichung dieses sehr weit gesteckten Zieles müssen jedoch noch viele ähnliche Versuche unternommen werden. Besondere Schwierigkeiten wird hierbei das Rückkehrproblem bereiten, das aber gelöst werden muß, bevor sich der Mensch erstmalig einem Satelliten anvertraut.

Die „Laika“ war für ihre Pionieraufgabe eingehend vorbereitet worden, um eine reibungslose Durchführung aller geplanten Messungen zu ermöglichen. Eine solche Abrichtung auf die besondere Form der Nahrungsaufnahme, auf die Gewöhnung an angebrachte Meßinstrumente und auf die in beengtem Raum auftretenden ungewohnten Verhältnisse, wie hohe Beschleunigung und Gewichtslosigkeit, die bei eintretender „Platzangst“ zu wilden Bewegungen und damit zur Zerstörung der Meßeinrichtungen und -anschlüsse führen würden, gelingt am besten bei Hunden. Aus diesem Grunde wurde ein solches Tier gewählt. Bei Raketenanstiegen verwendete Affen werden im all-

gemeinen narkotisiert. Die Auswertung der durch Funk übermittelten Meßergebnisse über Atmungsfrequenz, Herzstätigkeit und Blutkreislauf ist noch nicht veröffentlicht. Soweit bisher bekannt, war bis zum Abschluß der Versuche durch schmerzlose Tötung des Tieres „an Bord alles wohl“.

Vielen Menschen war es nicht ganz verständlich, daß die Betriebs- und Sendezeit dieses viel größeren Sputniks nur eine Woche betrug, also wesentlich kürzer war als bei Sputnik 1. Das wird aber leicht verständlich, wenn wir berücksichtigen, welche Anforderungen an die Energiequellen gestellt wurden. Ein so großes Tier wie einen Hund in einer hermetisch abgeschlossenen Kabine mehrere Tage am Leben zu erhalten, erfordert viele scharfsinnig erdachte Apparate und automatische Einrichtungen, die mit Hilfe der Stromquellen in Betrieb gesetzt werden müssen. Neben Einrichtungen zur Erneuerung des Sauerstoffs, der Beseitigung des ausgeatmeten Kohlendioxyds, der Aufrechterhaltung einer gleichmäßigen Temperatur, einer zuträglichen Luftfeuchtigkeit und der regelmäßigen Verabreichung der Nahrung müssen auch Vorrichtungen zur Beseitigung der Stoffwechselprodukte vorhanden sein. Es muß also an sehr vieles gedacht werden. Unabhängig von diesen Untersuchungen wurde noch ein reichhaltiges Meßprogramm durchgeführt. Die Geräteausstattung bestand aus zwei Sendern, aus Instrumenten zur Messung der UV-Strahlung der Sonne, der Höhenstrahlung, des meteoritischen Staubs und der Dichte und der Temperatur der Hochatmosphäre. Auch hier diente nach Verbrauch der Energiequellen die optische Beobachtung der Bahn des Satelliten weiterhin der Gewinnung wichtiger wissenschaftlicher Erkenntnisse. Dieses weltweite Meßunternehmen wurde abgeschlossen, als am 14. April 1958 der Satellit in dichtere Schichten der

Atmosphäre eindrang und sich wahrscheinlich über den Kleinen Antillen, Brasilien oder dem Atlantischen Ozean auflöste und verbrannte.

Ein sehr umfangreiches kosmisches Laboratorium ist Sputnik 3. Er stellt bereits einen praktischen Zwischenschritt zu den einst geplanten, damals völlig utopisch anmutenden Weltraumstationen dar. So überragend die raketentechnische Leistung ist, einen Körper von 1327 kp Gewicht in eine Umlaufbahn um die Erde zu befördern, so überzeugend wird auch die Leistungsfähigkeit der sowjetischen Technik auf den Gebieten des Instrumentenbaus, der Automaten-, Meß-, Regel- und Radiotechnik demonstriert. Zwar enthalten die amerikanischen Satelliten für ihre Winzigkeit überraschend viele, sehr leichte und sinnreich konstruierte Meßgeräte, aber die Geräteausstattung von Sputnik 3 ist viel leistungsfähiger und umfassender und kann ein Meßprogramm bewältigen, zu dem die amerikanischen Miniatursatelliten auch nach dem Eingeständnis westlicher Wissenschaftler bei weitem nicht in der Lage wären. Dieses programmgesteuerte Laboratorium besteht aus einem annähernd kegelförmigen Gehäuse mit einem Bodendurchmesser von 1,73 m und einer Höhe von 3,57 m ohne Antennen. Mit diesem schweren Körper fliegen die Trägerrakete und die abgestoßenen Schutzdeckel auf ähnlichen Bahnen um die Erde (Abbildung 25).

Wenige Tage nach dem Start, der gerade zum Himmelfahrtstag 1958 (15. Mai) erfolgte, veröffentlichte die Prawda eine ausführliche Beschreibung der Geräteausstattung und berichtete eingehend über das beabsichtigte Meßprogramm. Aus diesem Bericht geht auch hervor, welche Schwierigkeiten sich der Messung einzelner Größen in der Hochatmosphäre entgegenstellen und welche Methoden die sowjetischen



Techniker und Wissenschaftler anwandten, um sie zu überwinden.

Für die Gewährleistung eines einwandfreien Betriebes war es notwendig, im Innern eine möglichst konstante Temperatur aufrechtzuerhalten. Dazu wurde wie bei

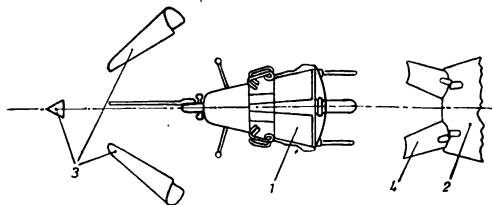


Abbildung 25. Schema der Loslösung des Sputniks 3 von der Trägerrakete

1 = Sputnik, 2 = Trägerrakete, 3 = losgelöster Schutzkegel,  
4 = losgelöste Schutzschilder

den ersten beiden Sputniks die Oberfläche einer besonderen Behandlung unterzogen, um Wärmeaufnahme und Wärmeabgabe durch Strahlung so günstig wie möglich zu gestalten. Erstmals ist ein vollständiges Temperaturregelsystem eingebaut, das sogar in der Lage ist, durch Öffnen und Schließen von 16 Jalousien die Beschaffenheit der Oberfläche nach Bedarf zu verändern. Unterstützt wird die Temperaturregelung durch die Füllung mit Stickstoff, der einer Zwangszirkulation unterworfen ist.

Die vielen eingebauten Instrumente arbeiten nicht ständig. Ein Programmgerät sorgt dafür, daß die verschiedenen Geräte für die einzelnen durchzuführenden Messungen eingeschaltet werden. Gleichzeitig wird die automatische Steuerung der Meßapparaturen zeitlich sehr genau festgehalten, damit bei der Auswertung der Meßergebnisse die einzelnen Werte jeweils an Hand des

beobachteten Flugweges mit dem Ort der Messung in Verbindung gebracht werden können.

Alle Meßergebnisse werden zunächst von einem Funk-speichersystem „gemerkt“. Beim Überfliegen der mit der Überwachung beauftragten Bodenstellen werden die gesammelten Meßwerte auf Anforderung rasch und bei gleichzeitiger Übertragung mehrerer Werte über einen besonderen Meßwertsender ausgestrahlt.

Die Hauptenergiequelle für den Betrieb aller Einrichtungen sind noch elektrochemische Batterien. Wichtig für den Betrieb späterer Satelliten ist die mit Sputnik 3 begonnene Erprobung von Halbleiter-Sonnenbatterien, deren Halbleiterelemente an verschiedenen Stellen der Oberfläche angebracht sind. Später wird es möglich sein, Meßprogramme über die gesamte Existenzzeit des Satelliten durchzuführen.

Welche Messungen werden vorgenommen? Ein Sender gibt ständig Funkzeichen; mit seiner Hilfe kann man den Standort bestimmen. Außerdem werden mit dem Empfang dieser Zeichen an den Bodenstellen eine Anzahl Messungen verbunden, die Auskunft über die Zustände der Hochatmosphäre und deren Änderung geben sollen. Es genügt hierzu nicht, lediglich die Funkzeichen zu empfangen; sie müssen auch genau untersucht werden auf die am Empfänger eintreffende Feldstärke, auf eine Drehung ihrer Schwingungsebene (Polarisationsebene), auf ihren Einfallswinkel und auf die Beziehungen zwischen Empfang und Stellung des Satelliten zum Horizont. Alle Veränderungen der verschiedenen Größen der Funkwellen rühren von Einflüssen der Luftschichten her, die sie durchlaufen. Deshalb lassen sich aus diesen Messungen deren Eigenschaften ablesen, auch wenn das oft eine sehr mühsame und komplizierte Auswertungsarbeit erfordert.

Zur direkten Messung der Eigenschaften der Iono-

sphäre sind Geräte eingebaut, die unmittelbar die Konzentration der positiven Ionen und Ungleichmäßigkeiten in ihrer Verteilung bestimmen. Bei der Anordnung der hierfür vorgesehenen Meßinstrumente muß berücksichtigt werden, daß sich hinter dem sich mit hoher Geschwindigkeit bewegenden Satelliten ein Bereich höchsten Vakuums ausbildet, das natürlich die Meßergebnisse verfälschen kann. Zudem bewirkt die Drehung des Körpers, daß seine „Rückseite“ ständig wechselt. Die jeweilige Neigung des Satelliten wird deshalb durch besondere Einrichtungen registriert. Sie muß bei der Auswertung aller Messungen berücksichtigt werden.

Die Bestimmung des Drucks der Atmosphäre geschieht mit besonders für so niedrige Druckwerte geeigneten Manometern, die nach ganz anderen Methoden arbeiten als die bei uns auf der Erde gebräuchlichen, während für die Erforschung der Zusammensetzung der oberen Atmosphäre Massenspektrometer eingebaut wurden, die die einzelnen Ionen der verschiedenen Gase nach ihrer Masse trennen und diese Trennung auch funkmäßig zu registrieren und zu übertragen gestatten.

Andere Geräte geben Auskunft über die elektrische Eigenladung des Satelliten, die sich aus der Aufnahme elektrisch geladener Teilchen der Ionosphäre ergibt. Außerdem schlägt sehr kurzzeitige Strahlung, zum Beispiel die UV-Strahlung der Sonne, aus der Oberfläche des Satelliten Elektronen heraus, was praktisch eine Aufladung bedeutet. Die Kenntnis der Eigenladung ist notwendig, um bei der Messung des elektrostatischen Feldes der Erde in diesen Höhen keine Fehler zu begehen. Die Ladung des Satelliten verändert in seiner Nähe dieses Feld, und ihre Vernachlässigung würde zu fehlerhaften Ergebnissen führen. Auch hier mußte erst ein Meßverfahren entwickelt werden, das die Funkübertragung der Meßergebnisse gestattet.

Erhebliche Schwierigkeiten bereitete es, vom Satelliten aus das Magnetfeld der Erde zu messen. Erschwerend ist dabei die Drehung des Satelliten, weil sich dadurch die Richtung des magnetischen Erdfeldes ständig gegenüber dem Meßgerät ändert. Ein besonders für diese Verhältnisse konstruiertes Magnetometer überwindet diese Schwierigkeit und macht auch die Beeinflussung der Meßergebnisse durch magnetische Teile anderer Geräte unschädlich.

Große Bedeutung haben die Messungen der Höhenstrahlung und der Teilchenstrahlung der Sonne. Bei der Höhenstrahlung wird erstmalig untersucht, ob sich in ihr eine Gammastrahlung nachweisen läßt. Wäre in der primären Höhenstrahlung tatsächlich eine solche Strahlung auffindbar, würden sich neue Möglichkeiten für ihr Studium ergeben; denn eine Wellenstrahlung wie die Gammastrahlung ändert im Gegensatz zu den elektrisch geladenen Teilchen, aus denen die Höhenstrahlung nach unseren heutigen Kenntnissen besteht, durch die im Weltraum wirkenden elektrischen Kräfte ihre Richtung nicht. Die gemessene Einfallsrichtung würde dann also auf den Ursprungsort hinweisen, was bei den jetzt bekannten Teilen dieser Strahlung nicht der Fall ist. Eine sinnreiche Geräteanordnung unter Ausnutzung bestimmter physikalischer Effekte macht hier bei der Fernmessung sogar die Einteilung der in die Apparatur fliegenden Teilchen nach der Anzahl ihrer elektrischen Ladung in zwei Gruppen möglich. Auch bei der Messung der Teilchenstrahlung der Sonne werden die Teilchen grob sortiert, allerdings nach ihrem Durchdringungsvermögen, das heißt nach ihrer Geschwindigkeit. Ähnlich wie die Elektronen in der Fernsehröhre treffen diese Teilchen auf einen Fluoreszenzschirm und verursachen ein kurzes Aufleuchten, das von einem Photo-Sekundärelektronenvervielfacher in

einen elektrischen Impuls umgewandelt wird, damit es von der Speichervorrichtung registriert werden kann. An verschiedenen Stellen der Oberfläche des Satelliten befinden sich Einrichtungen zur Feststellung auftretender kosmischer Staubteilchen.

Das Gesamtgewicht aller eingebauten Instrumente, Meßgeräte und Stromquellen beträgt 968 kp. Die Konstruktion der zahlreichen sinnreichen Meßeinrichtungen, die Garantie für den reibungslosen und störungsfreien Ablauf des gesamten Programms unter den Bedingungen des Weltraums und die Abstimmung aller Einrichtungen und Meßverfahren mit den raketentechnischen Möglichkeiten erforderten ein Höchstmaß an Ingenieurkunst und schöpferischer Phantasie. Vielseitiger Gebrauch wurde von Halbleiterelementen gemacht, von denen in die einzelnen Geräte mehrere tausend eingebaut sind. Absichtlich wurde die Lage der Satellitenbahn so gewählt, daß der Satellit die Meßgeräte durch jene Bereiche der irdischen Atmosphäre trägt, die für wissenschaftliche Untersuchungen am interessantesten sind. Das gewährleistet ihre volle Ausnutzung auch bei verhältnismäßig kurzer Betriebszeit. Abbildung 26 zeigt, daß alle Sputnikbahnen in diesem Bereich liegen und welche Ausmaße sie im Vergleich zur Erde annehmen.

Die Beobachtung der Bahn nach funktechnischen und optischen Methoden wurde bei Sputnik 3 gegenüber seinen Vorgängern erheblich verbessert und erweitert. Ein ganzes Netz von Beobachtungsstationen ist entstanden, dem zahlreiche optische, photographische, besondere elektronische und funktechnische Einrichtungen zur Verfügung stehen. Alle Stationen sind an eine Koordinierungszentrale angeschlossen, in der mit Hilfe elektronischer Rechenmaschinen alle eingehenden Meldungen sofort ausgewertet werden, um den Weg

des Satelliten mit größtmöglicher Genauigkeit festzulegen. An den Beobachtungen beteiligen sich außerdem viele Klubs der DOSAAF (entspricht der deutschen GST) und zahlreiche Funkamateure.

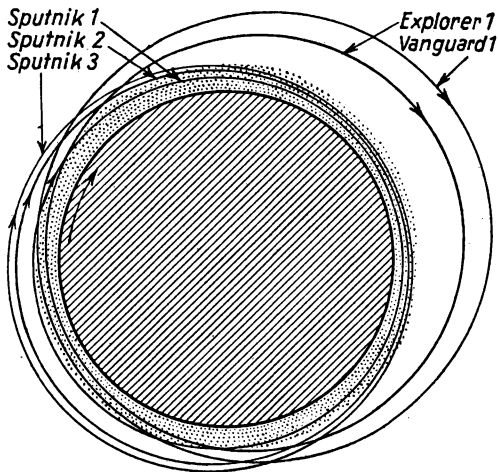


Abbildung 26

Die Bahnen der ersten sowjetischen und amerikanischen Erdsatelliten  
(Die Lagen der großen Achsen sind willkürlich gewählt)

Häufig wird nach den Meßergebnissen der ersten Satellitenunternehmen gefragt. Zum heutigen Zeitpunkt kann darüber noch keine erschöpfende Auskunft erteilt werden. Neue Erkenntnisse lassen sich nicht einfach aus den übermittelten Funkzeichen ablesen. Um daraus Erkenntnisse zu gewinnen, bedarf es einer sorg-

fältigen Entschlüsselung und Auswertung. Für die ersten Sputniks ist diese Arbeit zwar zum Teil bereits abgeschlossen, aber die Berichte hierüber sind in den einschlägigen Fachzeitschriften noch nicht erschienen.

Aus einer vorläufigen Durchsicht der ermittelten Meßwerte wurde bekannt, daß der Breiteneffekt der primären Höhenstrahlung bestätigt worden ist. Gleichzeitig konnte festgestellt werden, daß die Intensität der kosmischen Strahlen zwischen 225 km und 700 km Höhe um 40 % zunimmt. Die Stärke der auch den Menschen gefährlichen Strahlung scheint wenigstens innerhalb der Ionosphäre durch die Prozesse der dort entstehenden Sekundärstrahlung größer zu sein als man bisher annahm, während die Meteoritengefahr offensichtlich überschätzt wurde.

Als weiteres Ergebnis wurde bekannt, daß die Temperatur in Höhen über 225 km höher ist als man bisher annahm. Als überraschend groß stellte sich auch die Bremswirkung der Atmosphäre in Höhen um 200 km und darunter heraus. Die Bewegung eines Satelliten in 150 bis 160 km Höhe führt wahrscheinlich bereits nach einem oder zwei Umläufen zu seiner Zerstörung.

Weitere Ergebnisse werden sicher in nächster Zeit veröffentlicht werden. Wie reichhaltig das Beobachtungsmaterial von den ersten Sputniks ist, geht aus einer Äußerung von Dr. Kaplan, dem Vorsitzenden des Nationalkomitees der USA für das Internationale Geophysikalische Jahr hervor, der bemerkte: „Wir haben schon jetzt mehr Angaben von den Russen bekommen, als wir überhaupt qualifizierte Fachleute besitzen, die diese Unterlagen auswerten können.“

Den größten Eindruck riefen in aller Welt die Vorstellungen von den Raketen hervor, die so schwere Körper mit einer solchen Präzision auf eine Umlaufbahn um die Erde befördern konnten. Es wird jedem einleuchten,

daß die Sowjetunion hierüber Schweigen bewahrt, um ihren Vorsprung im Raketenbau zu halten, der bei dem gegen sie aufgebauten amerikanischen Stützpunktsystem von großer strategischer Bedeutung für ihre Sicherheit ist. Trotzdem können wir versuchen, die Größe der Raketen abzuschätzen unter Verwendung der im Abschnitt 4 erworbenen Kenntnisse. Wir sind uns darüber klar, daß es sich nur um eine rohe Abschätzung handeln kann, bei der wir lediglich raketentechnische Kennzahlen verwenden, die im Raketenbau heute allgemein erreicht werden. Darüber hinaus müssen wir die Möglichkeit offenlassen, daß die sowjetischen Raketentechniker grundsätzlich neue Methoden anwenden oder über uns nicht bekannte Treibstoffe hoher Leistung verfügen. Solche Annahmen sind und bleiben aber Spekulationen.

Zuerst müssen wir uns bei unserer Überschlagsrechnung über die Stufenzahl einigen. Bei Sputnik 1 ist die Zahl 3 offenbar gesichert, während sie für die anderen unbekannt ist.

Wir begnügen uns mit der Errechnung des Startgewichtes der Rakete. In Abschnitt 4 fanden wir für eine Dreistufenrakete ein relatives Gesamtgewicht von über 1200. Als Nutzlast müssen wir nach unseren Definitionen bei Sputnik 1 außer dem Satellitenkörper mit einem Gewicht von 83,6 kp noch den Schutzkegel und die Haltekonstruktion rechnen. Angaben hierüber fehlen, jedoch begehen wir sicher keinen großen Fehler, wenn wir als gesamte Nutzlast etwa 95 kp annehmen. Daraus ergibt sich bei dem erwähnten relativen Gesamtgewicht ein Startgewicht von 114 Tonnen, was beim heutigen Stand der Raketentechnik durchaus nicht als phantastisch erscheint. Bis zu einem gewissen Grade wird das Ergebnis durch die Länge der Trägerrakete bestätigt. Sie wurde verschiedentlich mit 7,6 m angege-



ben. Das stimmt wiederum gut mit radartechnischen Messungen überein, die eine reflektierende Oberfläche von  $10 \text{ m}^2$  ergaben. Aus dieser Länge der Trägerrakete konnte man schließen, daß die gesamte Rakete eine Länge von über 30 m hatte. Das macht das errechnete Gewicht durchaus einleuchtend.

Bei Sputnik 2 kommen wir zu wesentlich größeren Werten. Hinzurechnen müssen wir wieder den abgestoßenen Schutzkegel. Bleiben wir bei dem relativen Gesamtgewicht unserer Dreistufenrakete, so ergibt sich ein Startgewicht von über 620 Tonnen. Das erscheint reichlich viel; denn immerhin müßte beim Start eine Schubkraft von etwa 1000 Tonnen erzeugt werden. Das Startgewicht verringert sich wesentlich, wenn wir die Stufenzahl erhöhen, was natürlich andererseits die Konstruktion kompliziert. Bei einer Vierstufenrakete kämen wir unter Verwendung etwa gleicher konstruktiver Kennzahlen und Ausströmungsgeschwindigkeiten auf ein relatives Gesamtgewicht von rund 400. Das Gewicht der Startrakete würde in diesem Fall ungefähr 210 Tonnen betragen. Allerdings würde das ganze Startunternehmen wesentlich komplizierter, und außerdem wird es in der Praxis kaum gelingen, die konstruktiven Kennzahlen so hoch zu halten wie bei der Dreistufenrakete. Zu betonen wäre nochmals, daß die Verwendung einer Vierstufenrakete lediglich eine Annahme ist, die aber einigermaßen wahrscheinlich ist.

Zu ziemlich phantastischen Werten kommen wir bei Sputnik 3. Zur Nutzlast sind hier die abgestoßenen Deckel zu rechnen. Nehmen wir vorsichtshalber nur eine Gesamtnutzlast von 1350 kp an, so erhalten wir bei dreistufiger Ausführung ein Startgewicht von 1620 Tonnen. Das ist sicher zu hoch. Selbst bei vierstufiger Ausführung ergeben die oben verwendeten Kennzahlen ein Gesamtgewicht von 540 Tonnen. Es

ist anzunehmen, daß es durch eine besonders ausgeklügelte Verteilung der Ziolkowskischen Zahlen auf die einzelnen Stufen gelungen ist, den Wirkungsgrad der Treibstoffe wesentlich zu steigern und damit das Startgewicht beträchtlich zu verringern, oder es sind tatsächlich neue, leistungsfähigere Treibstoffe verwendet worden. Es erscheint auch nicht ausgeschlossen, daß die eigentliche Startrakete zunächst durch zwei angebaute Grundstufen aus den dichteren Schichten der Atmosphäre hinausbefördert wurde, um nach ihrem Abwurf den eigenen Aufstiegsweg zu beginnen. Zu gegebener Zeit werden wir über diese Dinge mehr erfahren. Soviel ist vor aller Welt klar: Die sowjetische Raketentechnik verfügt über gewaltige Raketen, die allen amerikanischen Raketen an Leistung, Betriebssicherheit und Steuertechnik haushoch überlegen sind. Zum Abschluß stellen wir noch die wichtigsten Daten aller bisherigen Mitglieder der Familie Sputnik, deren Zahl ständig zunehmen wird, in einer Tabelle zusammen.

Tabelle 5

| Name                                 | Träger-<br>rakete von<br>Sputnik 1 | Sputnik 1       | Sputnik 2    | Sputnik 3       |
|--------------------------------------|------------------------------------|-----------------|--------------|-----------------|
| astronomische Be-<br>zeichnung       | 1957 $\alpha_1$                    | 1957 $\alpha_2$ | 1957 $\beta$ | 1958 $\delta_2$ |
| Start                                | 4. 10. 57                          | 4. 10. 57       | 3. 11. 57    | 15. 5. 58       |
| anfängliche siderische<br>Umlaufzeit | 96,2 min                           | 96,2 min        | 103,7 min    | 106 min         |
| Apogäum                              | 950 km                             | 950 km          | 1700 km      | 1880 km         |
| Perigäum                             | 220 km                             | 220 km          | 260 km       | 280 km          |
| Neigungswinkel der<br>Bahn           | 64,3°                              | 64,3°           | 62,5°        | 65°             |
| Gewicht                              | 800 kp (?)                         | 83,6 kp         | 508,3 kp     | 1327 kp         |
| Dauer der Existenz                   | 56 Tage                            | 92 Tage         | 163 Tage     |                 |
| Zahl der siderischen<br>Umläufe      | etwa 920                           | 1400            | 2370         |                 |

## 8. DIE VERSPÄTETE VORHUT

Die Geschichte der amerikanischen Satellitenversuche ist reich an Fehlschlägen. Die Entwicklung einer mehrstufigen Trägerrakete gehört gegenwärtig zu den schwierigsten technischen Aufgaben. Es bedarf kaum des Hinweises, daß nicht zu erwarten war, die Lösung aller Probleme sei ohne Zwischenfälle möglich. Im Falle der „Vanguard“ übersteigt die Zahl der Versager, Fehlstarts und Explosionen alle Vermutungen. Das hat verschiedene Ursachen.

Die Triebwerke der drei Stufen der „Vanguard“ wurden von verschiedenen Firmen entwickelt und hergestellt. General Electric Comp., Aerojet General Co. und Grand Central Rocket Comp. zusammen mit Alleghany Ballistics Lab. bauten die Raketenmotoren, während für die Entwicklung der Zelle und für die Gesamtentwicklung Glenn L. Martin Comp. verantwortlich war. Es zeigte sich, daß die Motoren nicht zu dem Maße von Vollkommenheit und Betriebssicherheit entwickelt wurden, wie es für das Gelingen der Versuche unerlässlich ist.

Außer dem einwandfreien Funktionieren der einzelnen Stufen muß aber auch ein Höchstmaß an Präzision bei der Einhaltung des vorberechneten Aufstiegsprogramms gewährleistet sein. Triebwerke und Zellen, Steuerorgane und Trennvorrichtungen, Stabilisierungseinrichtungen und überhaupt alle Einzelteile einer Satellitenrakete müssen ausgezeichnet aufeinander abgestimmt sein. Die Serie von Pannen bei der Durchführung des Vanguardprogramms demonstriert, wie unzureichend nicht nur die Leistungsfähigkeit, sondern auch die Zusammenarbeit der verschiedenen kapitalistischen Firmen ist.

Das ist keine zufällige Erscheinung, sondern eine zwangsläufige Folge der kapitalistischen Gesellschaftsordnung.

Jede der beteiligten Firmen hat ihre Erfahrungen und Forschungsergebnisse, ihre Konstruktionsgeheimnisse, die sie vor Unberufenen peinlichst geheimhält, geheimhalten muß; denn ihre privaten wissenschaftlichen Erkenntnisse sind es ja, die den einzelnen Firmen im Dschungel des kapitalistischen Konkurrenzkampfes die eigene Existenz und Weiterentwicklung, das Ausstechen der Konkurrenten sichern soll. Den Aktionären der Firmen sollen sie die Maximal- und Extraprofitte garantieren.

Daß selbst Forschungsergebnisse im Kapitalismus Privateigentum sind, hemmt die Entwicklung der Wissenschaft; die Gewinnsucht der Kapitalisten legt ihr Fesseln an. Die Wissenschaft wird nur gefördert, um den Profit der herrschenden Klasse zu sichern und das Fortbestehen und die Ausdehnung der Klassenherrschaft zu ermöglichen. Deshalb spielte das Satellitenprogramm der Amerikaner nur eine untergeordnete Rolle gegenüber der Raketenwaffenentwicklung. Während für die militärische Zweckforschung ungeheure Summen ausgegeben werden, muß die Forschung für friedliche Zwecke mit weitaus geringeren Mitteln vorliebnehmen. Die den Zielen der Klassengesellschaft dienende Wissenschaft folgt nicht einer großzügigen und weitsichtigen Planung, sondern ist an die Erfüllung engbegrenzter, profitbringender Aufgaben gebunden und bewegt sich „nur stoßweise vorwärts“ (Wernher von Braun).

Zudem wirkt sich ein weiterer Widerspruch des kapitalistischen Systems aus, der Widerspruch zwischen dem großen Bedarf an wissenschaftlichen Kräften und dem Bildungsprivileg der herrschenden Klasse, die im Interesse der Erhaltung der Klassenherrschaft die Massen der Talente zugunsten der reichen „Halbnieten“ von der Bildung fernhält.

Die USA versuchen, diesem Widerspruch auszuweichen, indem sie sich die besten Wissenschaftler der anderen Völker kaufen. Sie schafften sich eine wissenschaftliche Fremdenlegion. Aber auch die Erfahrungen der vielen ausländischen Spezialisten, darunter über hundert deutscher Raketenfachleute des zweiten Weltkrieges, und die Erbeutung der gesamten Ergebnisse und Unterlagen der deutschen Raketenforschung im Kriege, die ihnen etwa zehn Jahre Entwicklungsarbeit ersparte, haben sie nicht davor bewahren können, daß die Sowjetunion sie ein- und überholte.

Weil die für Forschungsaufgaben im Internationalen Geophysikalischen Jahr bestimmte Vanguard-Entwicklung vernachlässigt wurde, die nicht abreißende Reihe der Versager das Prestige der USA besonders nach Erscheinen von Sputnik 1 und 2 ernstlich gefährdete und das „führende Land der freien Welt“ wegen der marktreißerischen Anpreisungen der amerikanischen Überlegenheit in zunehmendem Maße der Lächerlichkeit preisgab, sahen sich die USA gezwungen, bei der Schaffung eines Satelliten sich auf jenen Sektor der Raketenentwicklung zu stützen, den sie stets bevorzugt hatten. Die US-Army konnte dabei auf die „Jupiter C“ zurückgreifen, eine militärische Forschungsrakete, die aus der Kriegerakete „Redstone“, einer Weiterentwicklung der „V 2“, hervorgegangen ist. Ihre Schöpfer gehören seit 1945 zur wissenschaftlichen Fremdenlegion der USA, während sie vorher für Hitler Kriegeraketen bauten.

Auf der Grundlage des von Wernher von Braun drei Jahre zuvor entwickelten Satellitenprojektes „Orbiter“ gelang der US-Armee am 1. Februar 1958 endlich der Aufstieg des Explorers.

Zu dieser Zeit hatte Sputnik 1, nachdem er etwa 60 Millionen Kilometer zurückgelegt hatte, seine Aufgabe

bereits erfüllt, und Sputnik 2 drehte seine 1277. Runde. Die untere der vier Stufen, der „Jupiter C“ trug den Satelliten in die Maximalhöhe der Startbahn, während die restlichen drei Stufen dem Explorer die Kreisbahngeschwindigkeit erteilten. Auf die wohldurchdachten günstigsten Aufstiegsbahnen, die wir unter dem Namen Synergiekurven kennenlernten, verzichtete man; denn sie stellen so hohe Anforderungen an den Stand der Steuerungstechnik, daß auch die militärischen Raketen der USA nicht ausreichten, sie mit einiger Erfolgsaussicht zu bewältigen. Bekanntlich haben viele Irrläufer den Stand der amerikanischen Technik auf diesem Gebiet drastisch dokumentiert.

Das Startgewicht betrug 29,4 Tonnen, die Gesamtlänge 20,9 m. Davon entfielen 28,5 Tonnen bzw. 17,1 m auf die erste Stufe. Die zweite und dritte Stufe waren in einem Zylinder von 117 cm Länge und 90 cm Durchmesser untergebracht und auf die erste Stufe aufgesetzt. Der Zylinder wiederum trug einen Kegelstumpf zur Aufnahme des Explorers und der mit ihm fest verbundenen letzten Rakete.

Der Flüssigkeits-Raketenmotor der ersten Stufe wurde mit Flüssigsauerstoff und einem Hydrazinderivat betrieben und arbeitete 145 Sekunden lang, wobei er einen Schub von 37,6 Tonnen entwickelte, der der Rakete eine Startbeschleunigung von  $1,28 g$  ( $1 g =$  Erdbeschleunigung) erteilte. Der Aufstieg erfolgte senkrecht. Luft- und Strahlruder sorgten für die Einhaltung der Richtung. Nach Brennschluß in 100 km Höhe stieg die Rakete auf Grund der erreichten Geschwindigkeit in weiteren 240 Sekunden bis auf 480 km Höhe. Während dieses antriebslosen Fluges wurde der untere Teil der ersten Stufe abgetrennt und die Längsachse der Rakete mittels Preßluftstrahlen in annähernd waagerechte Lage und in den geplanten Winkel zur Äquator-

ebene gedreht. Diese Drehung der Längsachse in die Richtung der Umlaufbahn war die Voraussetzung dafür, daß die Raketen der oberen drei Stufen den Explorer in seiner Umlaufbahn auf die erforderliche Umlaufgeschwindigkeit bringen konnten.

Bereits während des Aufstieges erteilte eine Rotations-einrichtung im oberen Teil der ersten Stufe den letzten drei Stufen einen Drall um die Längsachse (etwa 700 Umdrehungen je Minute). Damit sollte erreicht werden, daß bei der anschließenden Tätigkeit der Raketen dieser Stufen, die nicht mit sonstigen Stabilisierungseinrichtungen versehen waren, die Längsachse, die vorher in eine etwa horizontale Lage gedreht wurde, ihre Richtung beibehielt. Gleichzeitig wirkt die Rotation einer einseitigen Erwärmung des Satelliten bei seinem Fluge in der Umlaufbahn entgegen. Jetzt traten durch Fernzündung die 11 Feststoffraketen der zweiten Stufe in Tätigkeit, die 6 Sekunden lang arbeiteten, während die erste Stufe zur Erde zurückfiel und im Ozean versank.

Nach 2 Sekunden zündeten die drei Feststoffraketen der dritten Stufe, die die leeren Hüllen der Raketen der zweiten Stufe ausstießen und in 6 Sekunden Brennzeit abermals die Horizontalgeschwindigkeit steigerten. Nach wiederum 2 Sekunden zündete die Rakete der letzten Stufe, stieß die leergebrannte dritte Stufe ab und beschleunigte den Explorer auf eine Geschwindigkeit von 8,2 km/sec.

Diese Geschwindigkeit konnten die Amerikaner nur durch weitgehende Ausnutzung der Umdrehungsgeschwindigkeit der Erde erreichen, indem sie eine Bahn von nur 33,5 Grad Neigung zur Äquatorebene benutzten.

Für die oberen drei Stufen fanden Feststoffraketen vom Typ „Sergeant“ von 100 cm Länge und 15 cm

Durchmesser Verwendung. Sie wurden jeweils in der angegebenen Zahl gebündelt.

Es ist nicht verwunderlich, daß der zur Rettung des amerikanischen Prestiges mit großer Hast vorbereitete Exploreraufstieg nicht völlig programmäßig verlief. Die vorberechnete Bahn wurde nicht erreicht. Das Perigäum, der erdnahe Punkt der Bahn, lag anfänglich bei 350 km, also um 130 km niedriger, als es bei genauer Einhaltung der Richtung während der Brennzeit der oberen drei Stufen möglich gewesen wäre. Die Ellipse ist exzentrischer als vorgesehen, woraus hervorgeht, daß die vorberechnete Geschwindigkeit nicht eingehalten wurde.

Gegenüber den sowjetischen Sputniks nimmt sich das Gewicht des Explorers recht dürftig aus. Es beträgt einschließlich der leergebrannten letzten Stufe 13,96 kp. Die eigentliche Nutzlast, Meßgeräte und Sender, wiegt nur 4,83 kp, die Kammer für die Instrumente etwa 3,4 kp, so daß der Satellit ein Gewicht von 8,23 kp hat. Er enthält Geräte zur Messung der Temperatur und der Teilchenzahl der kosmischen Strahlung, ferner eine Einrichtung zur Registrierung von Meteoriten. Eine Anzahl sehr dünner Drähte befindet sich außerhalb des Satelliten. Trifft ein Staubteilchen einen der Drähte, so wird dessen Unterbrechung der Bodenstation durch den Sender angezeigt. Während des Aufstieges wurde diese Vorrichtung und der gesamte Satellit vor einer vorzeitigen Beschädigung auch durch die Reibungswärme mittels einer Kappe geschützt, die nach Erreichung der Höhe abgeworfen wurde.

Zwei Sender übermittelten die Meßwerte. Ihre Leistung betrug 0,06 und 0,01 Watt im Gegensatz zu den Sendern der ersten beiden Sputniks, die je 1 Watt Leistung aufwiesen und von Sputnik 3 noch übertroffen wurden.



Infolge dieser geringen Leistung und auch wegen der für viele Amateurempfangsstationen ungünstigen Senderfrequenzen (108,03 und 108,00 Megahertz) waren wesentlich weniger Empfänger in der Lage, die Signale des amerikanischen Satelliten aufzufangen. Der lei-

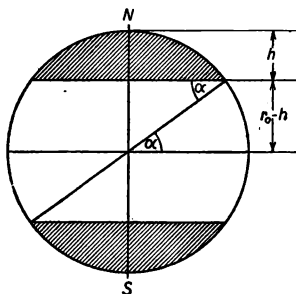


Abbildung 27

stungsstärkere, mit Batterie betriebene Sender des Explorers sollte zwei bis drei Wochen arbeiten. Er stellte aber bereits nach fünf Tagen seine Tätigkeit ein. Ungünstig wirkte sich sowohl hinsichtlich der radio-technischen als auch der optischen Beobachtung die geringe Neigung der Bahnebene aus.

Der Satellit überfliegt nur die weniger besiedelten Gebiete der Erde. Wir wollen den Anteil der überflogenen Erdoberfläche an der Gesamtfläche berechnen. Bei einer Neigung von  $\alpha$  Grad der Bahnebene zur Äquatorialebene meidet der Satellit die beiden Kugelkappen, die sich vom  $\alpha$ ten Breitengrad bis zum nächsten Erdpol erstrecken (Abbildung 27).

Die Erdoberfläche beträgt  $F_1 = 4\pi r_0^2$ , die Fläche einer Kugelkappe  $2\pi r_0 h$ , so daß sich für die überfliegene Fläche ergibt:  $F_2 = 4\pi r_0 \cdot (r_0 - h)$ . Daraus folgt

$$\frac{F_2}{F_1} = \frac{r_0 - h}{r_0}; \text{ wegen } \sin \alpha = \frac{r_0 - h}{r_0} \text{ gilt } \frac{F_2}{F_1} = \sin \alpha.$$

Der Explorer ( $\alpha \approx 33,5$  Grad) überfliegt also nur etwa 55,2% der gesamten Erdoberfläche. Die Sputniks hingegen ( $\alpha = 65$  Grad) überqueren 90,1% (Abbildung 28).

Die optische Beobachtung des Explorers ist schwierig. Er bildet zusammen mit der leeren letzten Raketenstufe einen Zylinder von 2 m Länge und 15 cm Durchmesser, dessen Achse infolge des Dralls ihre Lage relativ zum Fixsternhimmel nicht ändert. Seine Sichtbarkeit hängt unter anderem von seiner Lage zum Beobachter ab. Nur im günstigsten Fall beträgt die Querschnittsfläche, die er dem Beschauer zuwendet, 3000 cm<sup>2</sup>, also 114% der entsprechenden Fläche des Sputnik 1, 13% von der Fläche des Sputnik 3 in dessen ungünstigster, 9,7% in dessen günstigster Lage zum Beobachter. Tritt der ungünstigste Fall ein, das heißt, fällt die Längsachse des Explorers mit der Blickrichtung des Beobachters zusammen, so beträgt diese Fläche nur 177 cm<sup>2</sup>, das sind 6,7% der des Sputnik 1 und 0,8% von der des Sputnik 3 in dessen ungünstigster, 0,6% in dessen günstigster Lage. Selbstverständlich geben diese Werte nur einen rohen Anhalt; denn die Sichtbarkeit wird auch durch andere Faktoren beeinflusst. Wegen seiner geringen Größe konnte der Explorer nur unter Benutzung optischer Hilfsmittel und auch nur während seines Fluges durch den erdnahen Punkt gesehen werden.

Während die Sowjetunion das Auflassen ihrer Satelliten mit einem bewundernswerten Maße an Präzision durchführt und alle Probleme sicher beherrscht, haben die USA gezeigt, daß das Gelingen ihrer Satellitenstarts von vielen Zufällen abhängt. Auch der Explorer 1

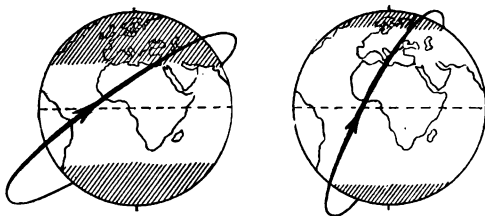


Abbildung 28

Explorer 1, 33,5 Grad

Sputnik 1 bis 3, 65 Grad

mit seinen Abweichungen von der vorberechneten Bahn bestätigt diese Feststellung. Der Versuch am 5. März 1958, einen zweiten Satelliten vom Typ des Explorers aufsteigen zu lassen, endete mit dem Verlust des Gerätes. Dr. Pickering, Vorsitzender der amerikanischen Arbeitsgruppe für die Beobachtung und Auswertung der Satellitenversuche, unter dessen Aufsicht das Explorerunternehmen durchgeführt wurde, äußerte nach diesem Versuch: „Vielleicht liegt er schon im Ozean.“ Vermutlich funktionierte die letzte Stufe der Trägerrakete nicht. Auch als am 26. März 1958 ein weiterer Versuch mit der „Jupiter C“ den Explorer 2 in die Umlaufbahn beförderte, zeigten sich beträchtliche Bahnabweichungen. Explorer 2 hatte etwa das gleiche Gewicht wie sein Vorgänger und war der dritte amerikanische Satellit.

Trotz der enttäuschenden Erfahrungen mit ihren Vanguardraketen, die als „Vorhut“ (engl. Vanguard) den Himmel erstürmen sollten, setzten die Amerikaner die Versuche mit ihnen fort. Allein in der letzten Woche vor dem Start des Explorer 1 erzielten sie vier Fehlschläge. Es nimmt nicht wunder, daß schließlich selbst der USA-Marineminister Gates vor der Hoffnung warnte, mit Hilfe der Vorhutrakete könne ein Satellit ins Weltall gebracht werden.

Aber endlich gelang es doch noch, den amerikanischen Steuerzahlern zu zeigen, daß die für die Vorhutexperimente ausgegebenen 200 Millionen Dollar nicht ausschließlich zur Erzeugung von Rauch und Explosionen verwendet wurden.

Am 17. März 1958 trug eine „Vanguard“ den zweiten amerikanischen Satelliten, Vanguard 1, in die Umlaufbahn, allerdings nicht in die vorausberechnete.

Die Vorhut war von zwei sowjetischen Satelliten und dem Explorer 1 überholt worden.

Die dreistufige Satellitenrakete „Vanguard“ ist 22 m lang und hat ein Startgewicht von 10,2 Tonnen. Das Triebwerk der letzten Stufe ist eine Feststoffrakete, während die beiden anderen Stufen mit Flüssigkeitsraketenmotoren arbeiten.

Der untere Raketenmotor verwendet Kerosin, einen Kohlenwasserstoff, sowie flüssigen Sauerstoff. Beide Flüssigkeiten werden durch Pumpen in die Brennkammer gedrückt. Sie verbrennen dort unter einem Druck von 35 Atmosphären und erzeugen einen Schub von 12,2 Tonnen, der die Rakete innerhalb der Brennzeit von etwa 145 Sekunden in 60 km Höhe bringt und ihr eine Geschwindigkeit erteilt, die bei Brennschluß der unteren Stufe etwa 1700 m/sec beträgt. Während die nun abgestoßene, leergebrannte untere Stufe (13,4 m

Länge, 114 cm Durchmesser) nach Durchlaufen einer Ellipsenbahn etwa 440 km vom Startort entfernt in den Ozean fällt, arbeitet der Motor der zweiten Stufe, die 9,45 m lang ist und einen Durchmesser von 81,3 cm hat. Hochverdichtetes Heliumgas tritt nach Öffnen des Ventils aus dem Druckbehälter und preßt die Treibstoffe, weißrauchende Salpetersäure als Sauerstofflieferant und Methylhydrazin, in die Brennkammer. Ein Schub von 5 Tonnen beschleunigt 130 Sekunden lang die oberen Stufen, so daß sie bei Brennschluß der zweiten Stufe in 225 km Höhe eine Geschwindigkeit von 4100 m/sec besitzen und weiter bis auf eine Höhe von 480 km steigen.

Die Raketenbrennkammern der beiden unteren Stufen sind nicht starr, sondern um einen kleinen Winkel schwenkbar eingebaut. Ein Kreissystem kontrolliert die Stabilität des Fluges und verhindert Abweichungen, indem es entsprechende Schwenkungen der Brennkammer veranlaßt. Bei der „Vanguard“ verzichtet man auf Stabilisierungsflossen, die nur in den dichten Schichten der Lufthülle und auch nur bei ausreichend hoher Geschwindigkeit wirken. Nach einem festen Programm biegt die zunächst senkrechte Aufstiegsbahn allmählich nach Osten in die Ebene der beabsichtigten Umlaufbahn ab.

Während des antriebslosen Fluges versetzen kleine, in Richtung der Querschnittstangente arbeitende Hilfsraketen die leergebrannte zweite Stufe und die letzte Stufe mit dem Satelliten in Rotation. Durch diesen Drall soll die Richtung der letzten Raketenstufe stabilisiert werden. In 480 km Höhe wird die leere zweite Stufe abgeworfen und die Feststoffrakete gezündet, die nun den Satelliten in annähernd horizontaler Richtung auf eine Umlaufgeschwindigkeit von 7900 m/sec beschleunigen soll.

Soweit das Programm eines Vanguardstarts, das allerdings bis jetzt nur einmal realisiert werden konnte! Die Amerikaner waren sich von vornherein im klaren, daß die Qualität ihres Steuerungssystems bestenfalls die Erreichung stark exzentrischer Ellipsenbahnen mit 300 bis 2300 km Höhe über dem Erdboden zuläßt. Das traf in vollem Maße für Vanguard 1 zu.

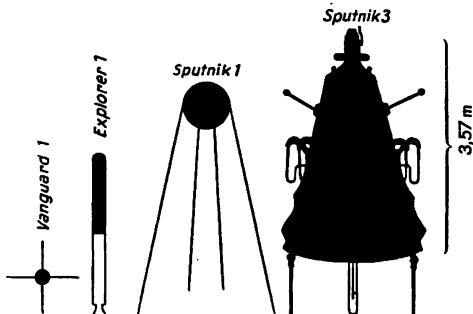


Abbildung 29. Vergleich der Größe verschiedener Satelliten

Ursprünglich wollten die USA im Rahmen der Untersuchungen des Internationalen Geophysikalischen Jahres Satelliten von etwa 51 cm Durchmesser und 9,8 kp Gewicht mit der „Vanguard“ auflassen. Der Satellit Vanguard 1 entpuppte sich jedoch als ein Miniatursatellit, der nur 1,5 kp wog und wegen seiner Größe (etwa 18 cm Durchmesser) und seiner Form mit einer Pampelmuse verglichen wurde (Abbildung 29). Zu dieser Zeit, fünfeinhalb Monate nach dem Start des Sputnik 1, hatte der zweite sowjetische Sputnik mit

seinem fast 350mal so großen Gewicht nahezu 2000mal unseren Erdball umkreist.

Um dem Prestigeverlust der Amerikaner angesichts der überragenden sowjetischen Erfolge entgegenzuwirken, verstiegen sich westliche Presseorgane zu der Behauptung, Vanguard 1 habe das Gleichgewicht wieder hergestellt. Die USA hätten ja jetzt genau wie die Sowjetunion zwei Satelliten in die Umlaufbahn gebracht und Satellit sei Satellit. Aber selbst die wissenschaftlichen Fremdenlegionäre der USA mußten erklären, auch der zweite amerikanische Satellit berechtiige nicht zu Überoptimismus.

Entscheidend für den Wert der Satellitenaufstiege ist nicht die Zahl der geglückten Starts. Wer wollte im Ernst behaupten, die Weltraumpampelmuse habe den gleichen wissenschaftlichen Wert wie Sputnik 3?

Auch raketentechnisch ist es ein großer Unterschied, ob man 3 Pfund oder 26,5 Zentner in eine Umlaufbahn bringt.

Damit wir diesen Unterschied zahlenmäßig erfassen können, wollen wir vergleichen, welche Nutzarbeit die Trägerraketen der verschiedenen Satelliten verrichten mußten, um diese in ihre Umlaufbahn zu bringen.

Wir hatten im 4. Kapitel die Nutzarbeit  $E_{\text{ges}}$  bestimmt mit

$$E_{\text{ges}} = \frac{mv_{\text{ges}}^2}{2} = mg_0 r_0 \cdot \left(1 - \frac{r_0}{2r}\right).$$

Diese Beziehung setzt aber voraus, daß sich die Satelliten in Kreisbahnen bewegen. Das ist nicht der Fall. Besonders die USA-Satelliten weichen von diesem Idealfall stark ab. Wir müßten also die elliptische Bahn berücksichtigen. Das würde jedoch über den Rahmen dieses Heftchens hinausführen. Durch eine einfache Rechnung gelingt es aber, auch für Ellipsenbahnen zutreffende Angaben zu ermitteln.

Bei einer Umkreisung legt der Satellit die Strecke  $s = 2\pi r$  in der Umlaufzeit  $t$  mit der Geschwindigkeit  $v_{kr}$  zurück. Es ist  $s = v_{kr}t$ , ferner  $2\pi r = v_{kr}t$  oder  $r = \frac{v_{kr}t}{2\pi}$ . Im 3. Abschnitt hatten wir die Kreisbahngeschwindigkeit errechnet:  $v_{kr} = \sqrt[3]{\frac{g_0 r_0^2}{r}}$ .

Für  $r$  erhalten wir unter Benutzung dieser Beziehung

$$r = \sqrt[3]{\frac{g_0 r_0^2 t^2}{4\pi^2}}$$

und für die gesamte Nutzarbeit

$$E_{ges} = m g_0 r_0 \left( 1 - \sqrt[3]{\frac{\pi^2 r_0}{2 g_0 t^2}} \right).$$

Mit  $r_0 = 6370000$  m und  $g_0 = 9,81$  m/sec<sup>2</sup> bestimmen wir die Konstante  $\sqrt[3]{\frac{\pi^2 r_0}{2 g_0}} = 147,4$  und erhalten

$$E_{ges} = m g_0 r_0 \left( 1 - \frac{147,4}{\sqrt[3]{t^2}} \right),$$

wobei wir beachten müssen, daß bei der Rechnung mit dieser Formel die Umlaufzeit  $t$  stets in Sekunden eingesetzt werden muß.

Wir haben diese Formel lediglich für Kreisbahnen abgeleitet. Es läßt sich aber durch eine etwas längere Rechnung zeigen, daß sie auch für elliptische Bahnen gilt. Auf diese Ableitung müssen wir hier verzichten. Unsere Formel weist einen nicht zu unterschätzenden Vorteil auf. Wir benötigen jetzt nämlich nur die Angabe der Masse des Satelliten und seine Umlaufzeit, nicht aber die meist ungenauen und nicht immer widerspruchsslosen Angaben über die Flughöhe, bei denen man nie genau weiß, ob sie sich auf die tatsächliche



Form der Erde beziehen oder umgerechnet sind auf Werte, wie sie sich bei einer genau kugelförmigen Erde ergeben würden. Ebenso werden alle Überlegungen überflüssig, die Exzentrizität der Ellipsenbahnen zu berücksichtigen. Die Formel läßt uns erkennen, daß alle Satelliten mit gleicher Umlaufzeit dieselbe Energiemenge je Masseneinheit aufweisen, unabhängig, welche Form ihre Bahn hat.

Zu Vergleichszwecken genügt es, den Wert  $Q = \frac{E_{ges}}{g_0 r_0}$  zu bestimmen.

Wir errechnen für die einzelnen Satelliten folgende Werte:

Tabelle 6

| Satellit   | Masse<br>$m$ (kg) | Umlaufzeit<br>$t$ (min) | $Q$  | Vergleich der Nutzarbeit |                      |
|------------|-------------------|-------------------------|------|--------------------------|----------------------|
|            |                   |                         |      | Vanguard 1<br>= 1        | Sputnik 3<br>= 100 % |
| Vanguard 1 | 1,5               | 135                     | 0,95 | 1                        | 0,126 %              |
| Explorer 1 | 8,23              | 115                     | 4,88 | 5,1                      | 0,64 %               |
| Sputnik 1  | 83,6              | 96,2                    | 45,4 | 47,7                     | 6,0 %                |
| Sputnik 2  | 508,3             | 103,7                   | 287  | 301                      | 37,9 %               |
| Sputnik 3  | 1327              | 106                     | 757  | 795                      | 100 %                |

Für Explorer 2 ergeben sich ähnliche Werte wie für Explorer 1. Obgleich sich der Explorer 1 im Apogäum bis auf etwa 2940 km von der Erde entfernt, ist seine Energie immer noch wesentlich kleiner als die des kleinsten Sputniks. Die Triebwerke der „Jupiter C“ schafften knapp 11 % von jener Arbeit, die die Träger Rakete des Sputnik 1 verrichtete. 155 Trägerraketen vom Typ der „Jupiter C“ wären theoretisch notwendig, um Sputnik 3 in seine Bahn zu bringen. Noch eine Bemerkung zur maximalen Entfernung des Explorer 1:

Ausführlichere Berechnungen zeigen, daß die Erreichung dieser Distanz eine Erhöhung der Brennschlußgeschwindigkeit der letzten Stufe um wenige 100 m/sec voraussetzt.

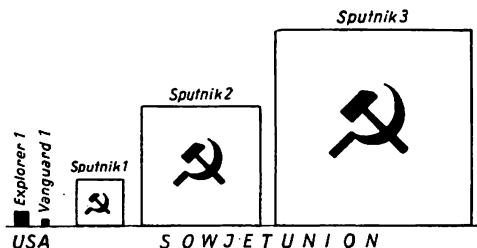


Abbildung 30. Vergleich der Nutzarbeit einiger Satelliten

Dieser Vergleich charakterisiert den Stand der Raketentechnik in den beiden Staaten aber nur in einem gewissen Maße; denn wir dürfen nicht vernachlässigen, daß die gelegentlichen Erfolge der USA Zufallsergebnisse in der kaum noch zu überblickenden Reihe der Versager sind, während die Sowjetunion ihre Erfolge mit der virtuosens Sicherheit eines Meisters errang. Bei einer internationalen Pressekonferenz in Moskau teilten die sowjetischen Professoren Bardin, Pokrowski und Fjodorow mit, daß es bei den sowjetischen Sputnikversuchen keinen mißglückten Start gab. Zum gleichen Schluß kommt man auch, wenn man das Ergebnis der amerikanischen Anstrengungen betrachtet, in der Entwicklung von Mittelstrecken- und interkontinentalen Raketen dem stürmischen Voranschreiten der sowjetischen Wissenschaft und Technik zu folgen.

Es gibt heute kaum ein Gebiet, das an die verschiedenen Zweige der Wissenschaft und Technik eines Landes so vielfältige und hohe Anforderungen stellt wie ein Satellitenprogramm. Hochhitzebeständige Werkstoffe, energiereiche Treibstoffe, zuverlässig und genau arbeitende Meß-, Regel-, Steuer- und Radioeinrichtungen, um nur die augenfälligsten Erfordernisse zu nennen, setzen ihrerseits wiederum kaum übersehbare Vorleistungen so vieler Wissenschafts- und Industriezweige voraus, daß man mit Recht behaupten kann, in dem Stande der Satellitentechnik spiegelt sich die Leistungsfähigkeit eines Landes in hohem Maße wider. Versagt nur eines der Teilgebiete, so ist der reibungslose Ablauf eines solchen Unternehmens nicht gewährleistet.

Das ist aber nur eine der notwendigen Voraussetzungen. Wir haben schon von der Auswirkung der privaten Gewinnsucht auf das amerikanische Satellitenunternehmen gesprochen. In gleicher Weise finden wir dieselben für die kapitalistische Gesellschaft typischen Erscheinungen auf dem Gebiet der amerikanischen Raketenwaffenentwicklungen, wo die verschiedenen Firmen mit ihren gegensätzlichen Profitinteressen daran arbeiten, möglichst große Teile der für die Rüstung verwendeten Steuergelder in die Taschen ihrer eigenen Aktionäre fließen zu lassen. Die Rivalität nicht nur zwischen den einzelnen Firmen, sondern auch zwischen den Teilen der amerikanischen Wehrmacht hat in der Folge zu einer verwirrenden Fülle nebeneinanderlaufender und sich überschneidender Entwicklungen geführt. Unter diesen Umständen ist aber eine kollektive Zusammenarbeit weder zwischen den konkurrierenden Firmen und Streitkräften, noch zwischen den Vertretern der einzelnen Zweige von Wissenschaft und Technik zu erwarten. Die Auswirkungen sehen wir auch an

den Fehlschlägen in der Entwicklung von Raketenwaffen durch die Amerikaner.

Daß diese gesellschaftlichen Verhältnisse auf die Moral der einzelnen Wissenschaftler und Techniker eine Wirkung haben, die dem Voranschreiten der amerikanischen Produktivkräfte nicht dienlich ist, kann nicht verschwiegen werden.

Wir dürfen mit Recht erwarten, daß der Vorsprung der Sowjetunion nicht nur nicht eingeholt werden kann, sondern sich mit jedem Tage vergrößert.

Wir sehen in diesen Zusammenhängen eine Bestätigung der Worte Lenins:

Nur der Sozialismus wird die Wissenschaft von ihren bürgerlichen Fesseln, von ihrer Unterjochung durch das Kapital, von ihrer Versklavung durch die Interessen der ungeheuerlichen kapitalistischen Gewinnsucht befreien. Nur der Sozialismus wird die Möglichkeit geben, die gesellschaftliche Produktion und Verteilung der Produkte gewaltig zu erweitern und sie wissenschaftlichen Erwägungen unterzuordnen.

## 9. AUSBLICK IN DIE ZUKUNFT

Noch vor 25 Jahren hätte man die Vorstellung als utopisch bezeichnet, unbemannte Meßsatelliten würden die Erde viele Wochen umkreisen, Dutzende von Werten registrieren und selbständig zur Bodenstation senden.

Die Entwicklung ist kein einfacher Wachstumsprozeß. Das gilt auch für die Entwicklung der Astronautik und die Sputniks. Zwar existierten damals schon Flüssigkeitsraketen. Aber ihre Leistungsfähigkeit war gering, und andere wichtige Voraussetzungen fehlten oder

keimten erst heran. Elektronik, Meß- und Regeltechnik, Fernlenkung, Ultrakurzwellenfunk und Radartechnik steckten, rückschauend betrachtet, noch in den Kinderschuhen. Unter diesen Umständen war es ausgeschlossen, an die Errichtung künstlicher unbemannter Satelliten zu denken.

Die ersten Geräte, die in Raketenmeßköpfen eingebaut wurden, hatten ein erhebliches Gewicht und nahmen einen beträchtlichen Raum ein. Aber schon wenige Jahre später war man in der Lage, Geräte, die vorher den Raum eines Waschkessels beanspruchten, so klein zu bauen, daß sie in einem Eimer Platz fanden. Abermals einige Jahre später vermochte man die gleichen Geräte in einem Wasserglas unterzubringen. Damit war eine wichtige technische Voraussetzung für unbemannte Meßsatelliten geschaffen.

Ebenso entwickelte sich die Raketentechnik sowie die Lenk- und Steuerungstechnik in einem Maße, das gewährleistete, die für das Auflassen eines Satelliten notwendige Mehrstufenrakete mit hinreichender Genauigkeit in die vorbestimmte Bahn zu bringen. Diese quantitativen Veränderungen führten zu einer grundlegend höheren Stufe in der Entwicklung von Forschungsgeräten, den unbemannten Meßsatelliten, die gegenüber den Höhenforschungsraketen eine neue Qualität darstellen.

Was Hunderte von Höhenraketen nicht sicher oder gar nicht ermitteln konnten, wird mit Hilfe der Sputniks erkannt werden.

Obwohl besonders wegen der stürmischen Entwicklung von Wissenschaft und Technik, die oft sprunghaft zu neuen Ergebnissen und Möglichkeiten führt, jede Voraussage mit einem erheblichen Unsicherheitsfaktor behaftet sein muß, wollen wir einen Blick in die nächste Zukunft werfen.

Systematisch werden die Forschungsaufgaben der Sputniks ausgedehnt. Mit verschiedenartigen Methoden werden die einzelnen Aufgaben in Angriff genommen und zuverlässige Ergebnisse gewonnen. Sowjetische Forscher versicherten, daß es noch mehr Sputniks geben wird; denn es sind noch viele Probleme zu lösen.

Wir dürfen mit Sicherheit erwarten, daß in der weiteren Entwicklung Sputniks geschaffen werden, deren erdnahe Punkt in größerer Höhe liegt als bisher. Die Existenz dieser Meßsatelliten wird nicht mehr einige Monate, sondern unter Umständen viele Jahre währen. Sie werden langfristige Untersuchungen ermöglichen, wie sie für die exakte Erfassung langperiodischer Veränderungen, zum Beispiel der Sonnenstrahlung, erwünscht sind. Ihre Funktionsdauer wird im wesentlichen nur noch bestimmt werden von der Energieversorgung ihrer Meß- und Sendegeräte, so daß der Einsatz der direkten Energieumwandler nach der Art von Photozellen geboten erscheint. Aber auch die Verwendung kleiner Sonnenkraftwerke ist nicht ausgeschlossen. Diese würden die Sonnenstrahlung mittels Sammelspiegel auf eine Verdampferöhre konzentrieren und die eingeschlossene Arbeitsflüssigkeit, etwa Quecksilber, auf eine erhebliche Temperatur erhitzen und verdampfen. Der Dampf könnte eine Turbine antreiben, sodann auf der Schattenseite der Anlage durch Abstrahlung der überflüssigen Energie mittels dunkler Kühlrippen abgekühlt und schließlich durch eine Pumpe erneut in diesen Kreislauf gepreßt werden. Es bleibt abzuwarten, welche der möglichen Wege den geringsten Gewichtsaufwand erfordern und am sichersten arbeiten.

Möglich ist ferner, daß man größere Sonnenkraftwerke der einen oder anderen Art einsetzt, um den höheren Energiebedarf für Spezialaufgaben zu decken.

Berücksichtigt man die jüngsten Entwicklungen, so kann man bestimmten Plänen eine reale Grundlage nicht absprechen, wenn auch ihre Verwirklichung noch einige Zeit beanspruchen dürfte. Solche Pläne sehen zum Beispiel vor, künftig Erdsatelliten als Relaisstation für Fernsehsendungen zu verwenden. Bekanntlich entspricht die Reichweite der mit UKW arbeitenden Fernsehsender etwa der optischen Sicht. Je höher ein Sender stationiert ist, um so größer ist sein Sendebereich. Theoretisch ideal wären Fernsehsender in der Höhe von Satelliten, die große Teile der Erdoberfläche versorgen könnten. Weniger als ein halbes Dutzend von Relaisatelliten, in Umlaufbahnen von ausreichender Höhe und gleicher Umlaufzeit gebracht, würden genügen, um die sehr große Zahl der für die Versorgung der Erde notwendigen erdfesten Sender überflüssig zu machen. Inwieweit diese Aufgabe mit unbemannten Relaisatelliten lösbar ist, wird die Zukunft lehren. Jedenfalls werden die entsprechenden Pläne bereits in der Sowjetunion geprüft.

Eine andere, nicht mehr unmöglich erscheinende Aufgabe wäre es, unbemannte meteorologische Satelliten in den Dienst der Wettervorhersage zu stellen. Wir hatten bereits auf diese für die Praxis wichtige Aufgabe hingewiesen.

Weiterreichende Pläne mögen zunächst unsere Skepsis herausfordern. Entwürfe für unbemannte Satelliten, die nicht unsere Erde, sondern den Mond umkreisen, brauchen jedoch nicht weniger realisierbar zu sein als der erträumte bemannte Mondflug. Jedenfalls sind sie offenbar bei dem jetzigen Entwicklungsstand eher zu verwirklichen als etwa eine Mondexpedition mit Rückkehr zur Erde. Interessant ist, daß das Problem der Bewegung eines interplanetaren Körpers, der solche Aufgaben zu lösen hätte, von sowjetischer Seite bereits

in den Bereich der Berechnungen einbezogen wurde, die unter Benutzung von elektronischen Rechenmaschinen durchgeführt werden.

Bemannte Raumstationen, die als Sprungbretter in den Weltraum unsere Erde umkreisen, sind bereits in großer Zahl entworfen und vorgeschlagen worden. Über bestimmte Konstruktionen zu diskutieren, erscheint müßig, bevor nicht das Verhalten von Lebewesen im Raum ausreichend erforscht, Art, Größe und Wirkung der verschiedenen Umwelteinflüsse und die Möglichkeiten zur Veränderung ihrer Wirkung auf den Organismus genügend bekannt und insbesondere die Methoden der Rückkehr geklärt sind und zu einer technischen Lösung geführt wurden. Sicherlich ist deshalb der Laikaversuch nur der erste in einer ganzen Reihe von Tierversuchen.

Es ist nicht ausgeschlossen, daß man sich der Lösung der eben genannten Probleme noch von einer anderen Seite her nähert. Bemannte Raketenflugzeuge steigen heute in Höhen, die aus verständlichen Gründen nicht bekanntgegeben werden, aber sicher die mit Turbinenstrahlflugzeugen erreichbaren wesentlich überschreiten, in Höhen, bei denen 90 % und mehr der Luftmenge unserer Erde unter ihnen liegt, und fliegen mit Geschwindigkeiten von mehr als dreifacher Schallgeschwindigkeit. Bedenkt man, daß Raketenflugzeuge zu den jüngsten schnellen Transportmitteln gehören, deren Entwicklung durchaus noch nicht ihren Höhepunkt erreicht hat, so scheint eine Steigerung dieser Werte im Bereich des Möglichen zu liegen. Bereits bei den gegenwärtigen Leistungen der Raketenflugzeuge entsprechen viele Umwelteinflüsse und Bedingungen, denen die Piloten wenigstens für einige Minuten ausgesetzt sind, mehr oder weniger denen des Weltraums, so daß auch von dieser Seite



her wichtige Beiträge für den bemannten Raumflug zu erwarten sind.

Welche der beiden Entwicklungen in der Folge zur Realisierung eines bemannten Sputniks führen wird, kann wegen des Fehlens ausreichender Informationen nicht entschieden werden.

Vielleicht lassen sich beide Entwicklungen auch in der Art kombinieren, daß Staustrahlflugzeuge als eine Art untere Stufe im Bereich der dichteren Luftschichten dienen, wobei sie die umgebende Luft als Sauerstofflieferant benutzen. Damit käme man zu einer Verminderung der mitzuführenden Treibstofflast gegenüber einem Raketenantrieb. Erst in der mit Staustrahlen maximal erreichbaren Höhe würde sich die zweite Stufe, eine Flüssigkeitsrakete, vom Trägerflugzeug lösen, um unter Einsatz ihrer von der Luft unabhängigen Motoren in eine Umlaufbahn aufzusteigen. Wenn man diese Überlegungen auch nicht mehr als utopisch bezeichnen kann, so tragen sie doch durchaus hypothetischen Charakter.

Ob zur Realisierung der bemannten Sputniks oder sonstiger von der Erde startender Raumfahrzeuge bereits Kernenergie einsetzbar ist, bleibt fraglich, solange nicht die damit zusammenhängenden Probleme wie Strahlenschutz, radikale Gewichtsverminderung, besonders aber ausreichende Maßnahmen zur Vermeidung einer radioaktiven Verseuchung der Erdatmosphäre völlig gelöst sind.

Wir haben wohl oft mit den Autoren utopischer Romane davon geträumt, wie eine Handvoll kühner Männer sich irgendwo in der Heide oder auf einer entlegenen Insel ein Weltraumschiff zusammenbastelte, nach Verpacken der nötigen Konserven sich von den Angehörigen verabschiedete und zu abenteuerlichen Reisen ins Universum startete. Zwischenlandung auf dem Mond.

Reiseziel Venus oder Mars, nebenher noch eine Zwischenlandung auf einem größeren Planetoiden — das waren die üblichen Stationen.

In der Praxis erweist sich die friedliche Eroberung des Weltraumes als ein Unternehmen, das nicht von einer kleinen Menschengruppe bewerkstelligt werden kann. Alle Quellen der Wissenschaft und Technik müssen sich vereinen, die Kräfte zahlloser Arbeiter die Voraussetzungen schaffen, um den Menschen auf eine neue, unerhört höhere Stufe der Naturbeherrschung und Naturerkenntnis zu stellen. Es bedarf keiner Begründung, daß die Lösung dieser Aufgaben nur unter den Bedingungen einer Gesellschaftsordnung möglich ist, in der nicht egoistische Profitinteressen die Entwicklung hemmen.

Sicher wird sich mancher Leser die Frage stellen, wer das alles bezahlen soll. Es mag nochmals daran erinnert werden, daß der für diese Unternehmen notwendige Aufwand reiche Früchte für die Wissenschaft und die Technik von morgen tragen wird.

Überlegen wir aber auch, welche Unsummen von Arbeit heute noch für völlig unproduktive Aufgaben verschleudert werden. Da werden Tausende von Kriegsflyern und andere Waffen gebaut, die oft schon bei ihrer Indienststellung veraltet sind. Millionen junger Männer verbringen mehrere Jahre in Kasernen, anstatt für ihr Land zu schaffen.

Ein Bruchteil dieser Mittel würde ausreichen, um die kühnsten unserer Träume Wirklichkeit werden zu lassen. Wie kann das erreicht werden? Die Vorschläge der Sowjetunion weisen den Weg. Chruschtschow erklärte:

Zu diesem Zweck muß man die Kriegsgefahr beseitigen, die Atom- und Wasserstoffwaffen verbieten und die Vorräte an diesen Waffen vernichten, die herkömmlichen Rüstungen und die Streit-

kräfte sowie die Militärbudgets stark einschränken, Beziehungen des Vertrauens zwischen den Staaten herstellen ...

Die Verminderung der Zahl ihrer Streitkräfte und die Vorschläge zur Einstellung der Kernwaffenversuche durch die UdSSR sind beispielhafte — leider aber noch einseitige — Schritte auf diesem Wege, der den Interessen und dem Willen aller friedlichen Völker entspricht. Ständig wächst die Zahl der Menschen, die die Ansicht der Kommunistischen Partei der Sowjetunion zu ihrer eigenen Auffassung machen und bereit sind, für sie einzutreten.

Wir sind der Ansicht, daß es nichts gibt, was wertvoller ist als der Mensch, und darum werden wir alles daransetzen, um die Gefahr eines neuen Blutbades von der Menschheit abzuwenden.

Vor Drucklegung erreichte den Verlag die Meldung vom

## VORSTOSS DER SOWJETISCHEN KOSMISCHEN RAKETE

Am 2. Januar 1959 meldete die sowjetische Nachrichtenagentur TASS den gelungenen Start der sowjetischen kosmischen Rakete „XXI. Parteitag der KPdSU“. Schon der Start der Sputniks hatte die Welt auf die Entwicklung der sowjetischen Raketentechnik aufmerksam gemacht. Bei diesem Start ist es den sowjetischen Wissenschaftlern, Konstrukteuren und Arbeitern gelungen, die zweite kosmische Geschwindigkeit von 11,2 km/sec zu erreichen.

Laut TASS wurde die kosmische Rakete am 2. Januar 1959 gezündet. Sie überquerte im ersten Teil ihres Fluges die Ostgrenze der Sowjetunion, flog über die Hawaii-Inseln und weiter über den Stillen Ozean unter ständiger Entfernung von der Erde.

Am 3. Januar 1959 1.10 Uhr MEZ befand sie sich im südlichen Teil Sumatras in einer Höhe von 110000 km. Am folgenden Tag, am 4. Januar 1959, passierte sie den Mond in einer Entfernung von 7500 km. Da die letzte Raketenstufe ein ausgedehntes wissenschaftliches Forschungsprogramm erfüllen soll, ist sie mit einem speziellen Behälter ausgerüstet, in dem sich die wissenschaftlichen Apparate befinden.

Die Aufgabe der Rakete umfaßt:

1. Die Erforschung der Intensität und des Wechsels der Intensität der kosmischen Strahlen außerhalb des Magnetfeldes der Erde
2. Registrierung der Photonen in der kosmischen Strahlung

3. Ermittlung des Magnetfeldes des Mondes
4. Erforschung der Verteilung der schweren Kerne in den kosmischen Strahlen
5. Erforschung der Gaskomponente der interplanetaren Materie
6. Erforschung der Korpuskularstrahlung der Sonne
7. Erforschung meteorischer Partikel

Für die Beobachtung des Fluges der letzten Stufe, die ohne Treibstoff 1472 kg wiegt, wurde eingebaut:

ein Sender, der auf der Frequenz 19,997 und 19,995 Megahertz Funksignale mit einer variablen Dauer von 0,8 bis 0,6 Sekunden ausstrahlt;

ein Sender, der auf der Frequenz 19,993 Megahertz Funksignale mit einer variablen Dauer von 0,5 bis 0,9 Sekunden ausstrahlt;

ferner ein Sender, der auf der Frequenz 183,6 Megahertz arbeitet und zur Übermittlung von Mitteilungen und zur Messung der Parameter der Bewegung benutzt wird.

Außerdem enthält die Stufe ein spezielles Gerät, das für die Bildung einer Natriumwolke (eines künstlichen Kometenschweifs) bestimmt ist.

Das Gesamtgewicht der wissenschaftlichen Meßapparate zusammen mit den Batterien und dem Behälter beträgt 361,3 kg. Nach Angaben der sowjetischen Stationen arbeiteten die Apparaturen der Rakete normal. Die Temperaturen im Behälterinnern hielten sich in den vorgesehenen Grenzen (14—15° C).

Der künstliche Komet kann mit optischen Mitteln beobachtet werden. Außerdem ist es möglich, sein gelbes Natriumlicht mit speziellen Lichtfiltern wahrzunehmen. Der künstliche Kometenschweif wurde am 3. Januar 1959 um 1.57 Uhr MEZ gebildet. Er war etwa zwei bis fünf Minuten im Sternbild der Jungfrau zu sehen, ungefähr in der Mitte eines Dreiecks, das durch die Sterne erster Ordnung der Jungfrau, des Bootes und der Waage gebildet wird. Die abgestoßene Natriumwolke wurde unter anderem von der Mondbeobachtungsgruppe des USA-Staates Connecticut, der Prof. Robert Brown angehört, am 3. Januar 1959 von 1.58 bis 2.03 Uhr MEZ beobachtet.

Von verschiedenen Meßstationen aus wurde der interplanetare Flug kontrolliert und beobachtet. Die Flugbahnelemente wurden mit Elektronenrechenmaschinen gemäß den Angaben der Messungen bestimmt, die automatisch im Koordinierungs- und Rechenzentrum eintrafen.

Durch die Auswertung der Meßergebnisse wird man Angaben über den Flug der kosmischen Rakete in den Abschnitten des interplanetaren Raumes erhalten, in denen wissenschaftliche Beobachtungen durchgeführt wurden.

Wie der bekannte sowjetische Wissenschaftler und Mitarbeiter beim Internationalen Geophysikalischen Jahr Blagonrawow mitteilte, war es nicht notwendig, wie ursprünglich vorgesehen, die für einen Mondflug geringstmögliche Geschwindigkeit zu wählen, bei der allerdings erst nach vielen elliptischen Umläufen um die Erde die Nähe des Mondes erreicht worden wäre. Die Geschwindigkeit der Rakete genügte, um auf einer direkten Flugbahn zum Mond zu gelangen und sich wieder aus seinem Anziehungsbereich zu entfernen.

Zur Erreichung dieser hohen Geschwindigkeit wurde — allerdings nur in geringem Maße — die Rotation der Erde mit ausgenutzt.

Bei der Steuereinrichtung handelt es sich um einen programmgesteuerten Mechanismus. Das heißt, die Steuerung arbeitet vom Augenblick des Startes an selbständig und benötigt keine Korrektur mehr von der Bodenstelle aus. Die Einhaltung der vorberechneten Flugbahn wird durch ein Programm gewährleistet, das, etwa einem Uhrwerk vergleichbar, zur rechten Zeit die notwendigen Vorgänge auslöst; zum Beispiel Ablösen der einzelnen Stufen, Bestimmung der genauen Brennschlußzeit, Betätigung der Steuereinrichtungen. Der Ablauf des Programms wird durch andere Geräte mit bestimmt, die ständig die Geschwindigkeit messen und die Ergebnisse dem Programmgerät zuführen. Eine Steuerung ist aber nur während der nur wenige Minuten dauernden Antriebszeit möglich. Danach wird die Flugbahn nur noch durch die im Raum herrschende Schwerkraft und durch die Anfangswerte der Bahn bestimmt, das heißt durch Ort, Richtung und Geschwindigkeit bei Brennschluß.

Die ersten Funksignale wurden in der Deutschen Demokratischen Republik am Freitag, dem 2. Januar 1959 23.25 Uhr MEZ, als abwechselnd hohe und tiefe Töne empfangen, die allerdings zeitweilig starken atmosphärischen Störungen unterlagen. Die Signale der Rakete wurden am gleichen Tage auch von der Volkssternwarte Bochum, dem Abhördienst der französischen Nachrichtenagentur Agence France Press und von der Funkstelle Riverhead der Radio Corporation of America aufgenommen.

Bereits am 3. Januar 1959 um 1.00 Uhr MEZ sendete der Tokioter Rundfunk die dort aufgefangenen Si-

gnale. Ferner empfing die Funkmeßstelle der westdeutschen Post in Darmstadt die Signale.

Prof. Dr. Cuno Hofmeister erklärte:

„Zur Erreichung der kosmischen Geschwindigkeit ist mindestens der doppelte Energieaufwand nötig, wie für den Start eines Satelliten. Mit dieser Geschwindigkeit läßt sich übrigens ein Raumschiff nicht nur zum Mond, sondern auch zu den näheren Planeten bringen, wobei allerdings seine monatelange Laufzeit und wahrscheinlich ein zusätzlicher Steuermechanismus notwendig sein wird.“

Mit geradezu zwangsläufiger Notwendigkeit ergibt sich aus der Stellungnahme von Prof. C. Hofmeister die Ansicht von André Wurmser, Paris, der ausführte:

„Moskau ist die Hauptstadt der Astronautik. An der Spitze des Fortschritts von Wissenschaft und Zivilisation schreitet die größte Weltmacht. Die Zusammensetzung des Treibstoffes, mit dessen Hilfe sich die Rakete fortbewegt, ist uns unbekannt. Nun, soll er unbekannt bleiben. Dafür kennen wir den Haupttreibstoff, er heißt Sozialismus.“



## INHALTSVERZEICHNIS

|                                                           |     |
|-----------------------------------------------------------|-----|
| <i>Vorwort</i> .....                                      | 5   |
| <i>1. Satelliten in der Geschichte der Astronomie</i> ..  | 7   |
| <i>2. Geschichtliches zu künstlichen Erdsatelliten</i> .. | 9   |
| <i>3. Über die Bewegung künstlicher Satelliten</i> ....   | 12  |
| <i>4. Wie kommt der Satellit auf seine Bahn?</i> ....     | 47  |
| <i>5. Was nützt ein künstlicher Satellit?</i> .....       | 73  |
| <i>6. Wie wird ein künstlicher Satellit beobachtet?</i> . | 99  |
| <i>7. Die Familie Sputnik</i> .....                       | 106 |
| <i>8. Die verspätete Vorhut</i> .....                     | 137 |
| <i>9. Ausblick in die Zukunft</i> .....                   | 154 |
| <i>10. Vorstoß der sowjetischen kosmischen Rakete</i> ..  | 162 |

**Preis 2,- DM**