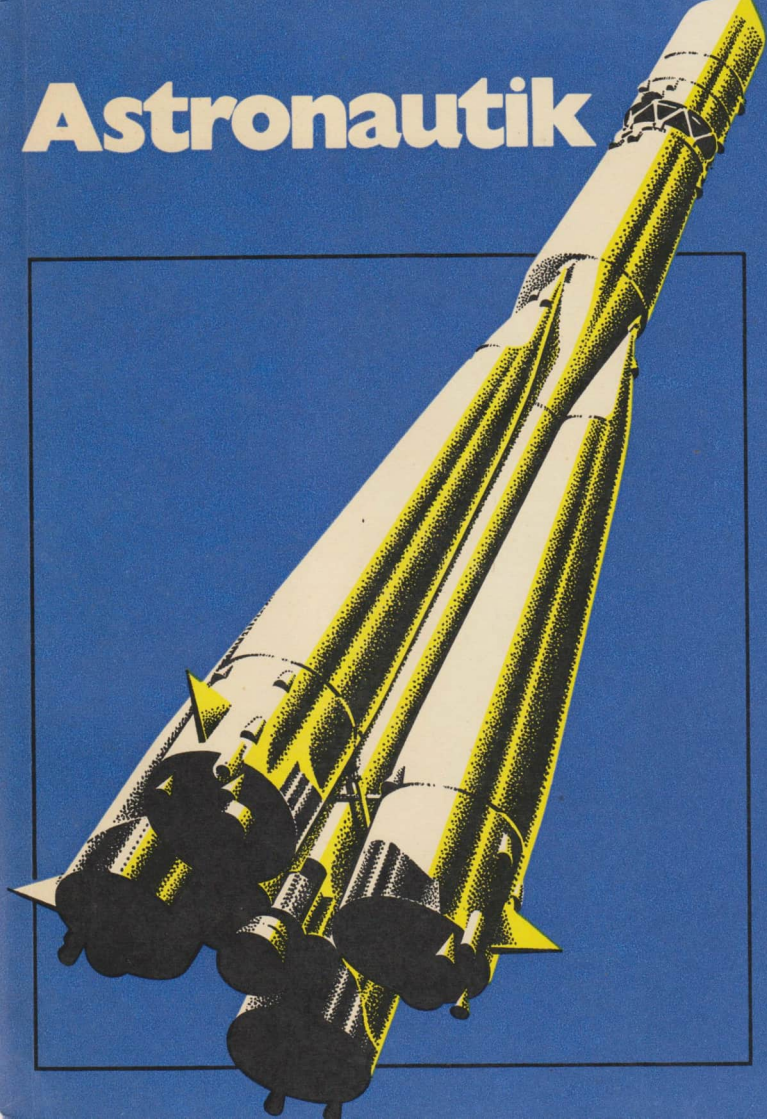


Astronautik



Hans-Peter Bannow
Günter Meyer
Heinz Maß
Bernd Schmidt

Astronautik

4. Auflage



Volk und Wissen
Volkseigener Verlag Berlin
1982

Autoren:

Hans-Peter Bannow	Geschichtliche Entwicklung der Raumfahrt
Günter Meyer	
Bernd Schmidt	
Hans-Peter Bannow	Physikalische und chemische Grundlagen der Raumfahrt
Bernd Schmidt	Grundlagen der Himmelsmechanik
Günter Meyer	Raumfahrzeugtypen
Heinz Mraß	Satellitenbeobachtung
Heinz Mraß	Der Mensch im Weltraum

Redaktion: Günter Meyer

Dieses Buch kann für Arbeitsgemeinschaften der Klassen 9 und 10 verwendet werden.

©

Volk und Wissen

Volkseigener Verlag

4. Auflage

Ausgabe 1974

Lizenz-Nr. 203/1000/81 (DN 08 17 01 - 4)

LSV-Nr. 3871

Einband: Herbert Lemme

Typografie: Atelier vwv

Zeichnungen: Horst Boche, Berlin; Waltraud Schmidt, Berlin; Schrade, Berlin

Printed in the German Democratic Republic

Schrift: 10/12 Extended Monotype

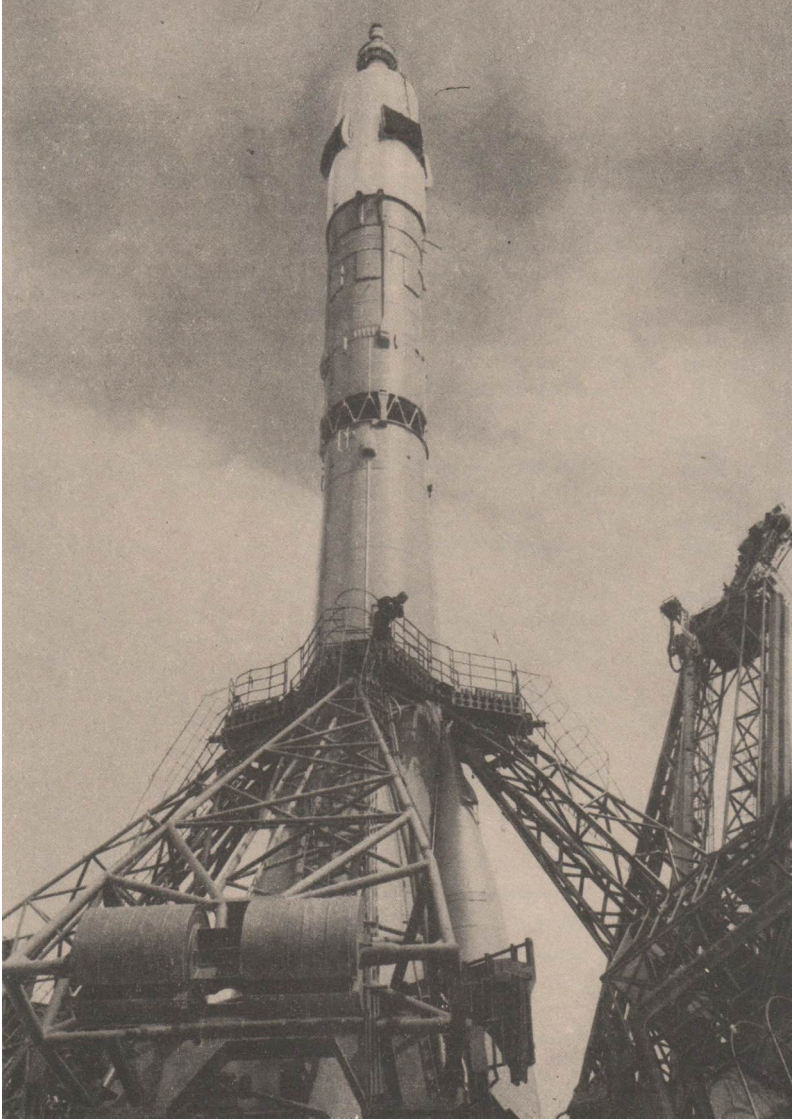
Offsetnachdruck: VEB Druckerei „Thomas Müntzer“, 5820 Bad Langensalza

Redaktionsschluß: 15. 4. 1981

Bestell-Nr. 706 5004

DDR 3,15 M

1	Geschichtliche Entwicklung der Raumfahrt	7
2	Physikalische und chemische Grundlagen der Raumfahrt	32
3	Grundlagen der Himmelsmechanik	58
4	Raumfahrzeugtypen	71
5	Satellitenbeobachtung	96
6	Der Mensch im Weltraum	123
	Anhang	136
	Experimente	
	Lösungen	
	Literatur	



1

Geschichtliche Entwicklung der Raumfahrt

„Ich bezweifle deshalb die Richtigkeit der Ausführungen des Herrn Geheimrates Professor Spies mit allem Nachdruck. Eine Rakete, die sich vorwärtsbewegen soll, muß eine Stützmasse besitzen. Diese Stützmasse existiert in den beim Verbrennen des Treibstoffsatzes entstehenden und nach hinten mit relativ geringer Geschwindigkeit ausgestoßenen Pulvergase. Die Rakete stößt diese Pulvergase in die umgebende stoffgefüllte Atmosphäre aus, wobei sie abgebremst werden. Die Wirkung ist das Vorwärtsstoßen der Rakete.

Wenn aber – wie mein Herr Gegenredner behauptet, dieser Prozeß im Weltraum funktionieren soll, dann müßten dort die gleichen Bedingungen gegeben sein. Gerade das aber trifft nicht zu. Im Weltraum besteht ein Vakuum, keine stoffgefüllte Atmosphäre, die Pulvergase einer Rakete entspannen sich in ein Nichts, ins Vakuum, das aber geschieht, da der Vakuumdruck unendlich klein, nämlich Null ist, mit unendlich großer Geschwindigkeit und somit ist die Stützmassenwirkung der Pulvergase auf die Rakete unendlich klein – oder wie man auch sagen kann, gleich Null. Die Rakete ist demzufolge für Weltraumflüge genau so ungeeignet wie das allen bekannte Propellertriebwerk der Flugzeuge.“

So oder ähnlich argumentierte Professor Riem aus Berlin-Steglitz im Jahre 1924, zu einer Zeit, da der Gedanke der Weltraumfahrt bereits vielerorts diskutiert wurde.

Die hier angeführten Argumente sind falsch; der Streit der beiden Professoren hat sich tatsächlich abgespielt. Dieses Beispiel ist auch kein Einzelfall, es zeigt, wie wenig damals Erkenntnisse über die Möglichkeiten der Raumfahrt, untermauert durch schon lange bekannte Grundprinzipien der Physik, selbst bei Wissenschaftlern bekannt waren.

Hinweise auf erste praktische Versuche und die Anwendung von Raketen befinden sich schon in mittelalterlichen Schriften. Theoretische Untersuchungen des Raketenantriebs konnten jedoch erst gegen Ende des 19. Jahrhunderts aufgenommen

werden, nachdem die Naturwissenschaften (Mathematik, Chemie und Physik) einen genügenden Entwicklungsstand erreicht hatten.

Erste Entwicklung wissenschaftlicher Theorien der Raumfahrt und ihre praktische Erprobung

Eine ausführliche Beschreibung, wie durch abbrennende Pulverraketen mit einem besonderen Gerät große Höhen zu erreichen sind, stammt von dem russischen Sprengstoffchemiker N. I. Kibaltschitsch. Kibaltschitsch wurde 1881 wegen Beteiligung an einem Attentat auf den russischen Zaren hingerichtet. Seine Grundgedanken sind folgende: In einem drehbar gelagerten Behälter sind zu Bündeln zusammengefaßte Brennstoffstäbe untergebracht. Das Gerät soll durch die drehbare Lagerung fähig sein, einerseits senkrecht zu starten und andererseits in einer bestimmten Höhe horizontal zu fliegen. Jahrzehnte später wurde der Gedanke der drehbaren Lagerung der Brennkammer verwirklicht. Moderne Raketen sind mit schwenkbaren Triebwerken bzw. Ausströmdüsen zur Lageregelung ausgestattet.

Bereits 1880 wurden von Kibaltschitsch folgende zukünftig zu untersuchende Probleme erwähnt:

- Zusammenhang zwischen Nutzlast und Treibstoffmenge,
- Entwicklung energiereicher Treibstoffe.

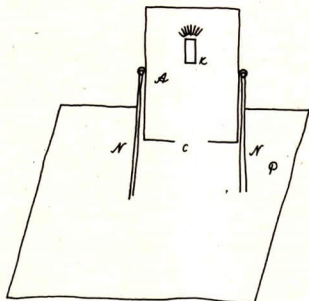


Bild 8/1
Faksimile einer Freihandskizze von Kibaltschitsch zu einem Rückstoßapparat. Der Treibstoffbehälter ist hier gleichzeitig Brennkammer, wie bei Feststoffraketen üblich

Das Entstehen der Raumfahrtforschung

In den letzten Jahrzehnten des 19. Jahrhunderts führte die Entwicklung des Kapitalismus in den industrialisierten Ländern zum Ruin vieler kleinerer Unternehmen, und es entstand eine bis dahin noch nicht erreichte Konzentration der Produktion in den Händen einer kleinen Gruppe von Kapitalisten. Die Tatsache, daß die Aufteilung der Welt unter den führenden kapitalistischen

**Konstantin Eduardowitsch
Ziolkowski**

geboren am 17. 9. 1857 in Ishewskoje,
verstorben am 19. 9. 1935 in Kaluga;
begann 1896 mit der gründlichen Bear-
beitung der theoretischen Probleme der
Raketen- und Raumfahrttechnik, ver-
öffentlichte 1903 die Ableitung der für
die Raketentechnik fundamentalen Rake-
tengleichung, schuf mit der Mehrstufen-
rakete die Grundvoraussetzung für die
gegenwärtige Weltraumforschung.

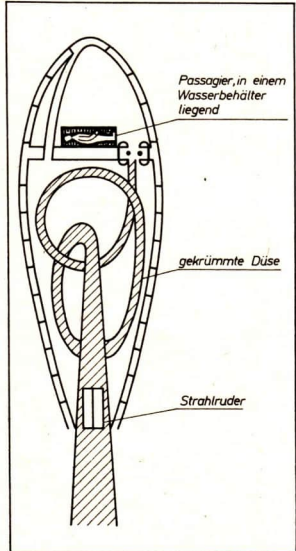


Von K. E. Ziolkowski stammt die Idee
des Flüssigkeitstriebwerkes mit den Treib-
stoffkomponenten Flüssigsauerstoff und
Flüssigwasserstoff. Zur Förderung des Treib-
stoffes sollten Pumpen verwendet werden.
Außerdem schlug er eine Flüssigkeits-
kühlung der Brennkammer durch den
Sauerstoff vor. Zur Steuerung der Rakete
sollte das Kreiselprinzip verwendet wer-
den, wonach ein rotierender Körper seine
Lage im Raum bei Ablenkung durch
äußere Einwirkung beizubehalten ver-
sucht.

K. E. Ziolkowski entwickelte die
Raketengrundgleichung

$$v = c \cdot \ln \frac{M_0}{M_1}$$

Bild 9/2 Raketenentwurf von Ziolkowski
aus dem Jahr 1914



Staaten abgeschlossen war und nun die Zeit des Kampfes um eine Neuaufteilung begann, führte zur vorrangigen Entwicklung der Schwer- und Rüstungsindustrie. Dabei fanden Erkenntnisse der Wissenschaft, die einen besonders hohen Profit versprachen, sehr schnell Eingang in die Produktion; andere, weniger profitversprechende, wurden nicht oder nur zögernd verwirklicht. Zu solchen, zu dieser Zeit kaum beachteten Erkenntnissen gehörten die wissenschaftlichen Grundlagen der Raumfahrt.

Als **Raumfahrt**, auch *Astronautik* oder *Kosmonautik* genannt, wird die Durchquerung des Raumes außerhalb der Lufthülle der Erde mit Raumflugkörpern (↗ S. 71) bezeichnet.

Die Raumfahrt und vor allem das hierfür geeignete Transportmittel, die Rakete, wurden erst Ende des 19. Jahrhunderts aus verschiedenen Gründen Betrachtungsgegenstand von Wissenschaftlern und Ingenieuren. Im Zuge der Entwicklung des Transportwesens (Eisenbahn, Dampfschiff, Luftschiff, Flugzeug) erweckte die Rakete mit ihrem scheinbar verhältnismäßig unkomplizierten technischen Aufbau das Interesse der Techniker, die nach noch ungenutzten Antriebsprinzipien und neuen Möglichkeiten zur Entwicklung von Kraftmaschinen suchten. Die Erkenntnisse, Erfahrungen und Hilfsmittel der Wissenschaften (Naturwissenschaften, Technik) ermöglichten zu dieser Zeit auch die theoretische Untersuchung der Rakete, während früher eine Erörterung der Möglichkeiten einer Raumfahrt nur in phantastischen Darstellungen über Flüge zum Mond und zu anderen Planeten zum Ausdruck gebracht werden konnte.

Der russische Lehrer Konstantin Eduardowitsch Ziolkowski schuf um 1896 theoretische Grundlagen für die Erforschung des Weltraumes mit Raketen. Damit trat neben die empirische, meist militärische Praxis der Anwendung von Raketen die Wissenschaft der Raumfahrt (vgl. S. 9).

Die Ideen und wissenschaftlichen Erkenntnisse Ziolkowskis waren folgende:

- Das Geschwindigkeit-Masse-Gesetz des Raketenantriebes (Raketengleichung, Ziolkowski-Gleichung).
- Theoretische Herleitung der Mehrstufenrakete aus der Raketengleichung.
- Verwendung von flüssigen Treibstoffen (Benzin und Alkohol, verflüssigten Gasen (Wasserstoff und Sauerstoff)).
- Verwendung einer Komponente des flüssigen Treibstoffes als Kühlmittel für die Brennkammer.

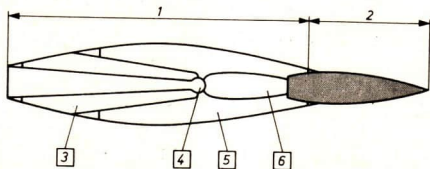


Bild 10/1 Stufenrakete nach Ziolkowski
 1 – erste Stufe
 2 – zweite Stufe
 3 – Brennstoffbehälter
 4 – Triebwerk
 5 – Behälter für Oxidationsmittel
 6 – Treibstoffpumpen

– Lenkung einer Rakete durch an der Düsenmündung angebrachte Strahlruder (Bild 11/1).

– Lagestabilisierung durch kardanisch aufgehängte Kreisel.

Ziolkowski veröffentlichte seine Arbeiten von 1903 bis 1914, in einer Zeit, in der in den entwickelten kapitalistischen Ländern der Übergang der kapitalistischen Gesellschaftsformation in das Stadium des Imperialismus bereits abgeschlossen war. Ein direktes Bedürfnis an der praktischen Nutzung der von Ziolkowski gefundenen wissenschaftlichen Erkenntnisse über die Raumfahrt, zur Erforschung des Weltraumes und der Planeten, bestand nicht. Deshalb unterblieben auch alle Versuche, diese Erkenntnisse an der Praxis zu überprüfen. Das Interesse der Kapitalisten galt damals dem Aufbau von Grundstoff- und Chemieindustrie, der Entwicklung und dem Ausbau des Verkehrswesens, vor allem aber der Rüstungsindustrie und der Ausstattung der Armeen mit verbesserten, herkömmlichen Waffen, Transportmitteln und Geräten.

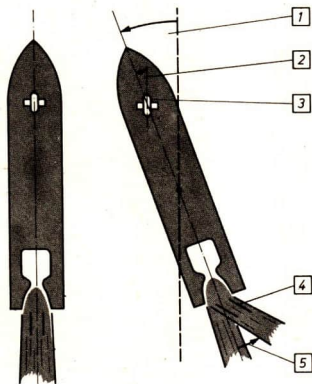


Bild 11/1

Lagestabilisierung einer Rakete

- 1 – Lageabweichung
- 2 – Kreiselabweichung von Raketenlängsachse
- 3 – Kreisel
- 4 – Strahlruder
- 5 – Strahlablenkung

Der Raketenantrieb im Versuchsstadium

Die wissenschaftlich-praktische Entwicklung des Raketenantriebs wurde etwa um 1912 in den USA aufgenommen.

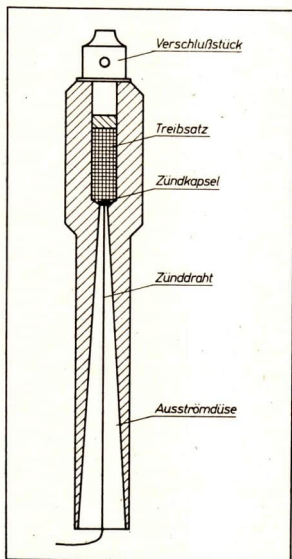
Professor Robert H. Goddard untersuchte zunächst bis 1915/16 Feststoffraketen, später entwickelte er Flüssigkeitsraketen, die 1926 eine Aufstiegs-
höhe von 12 m erreichten. Raketenaufstiege um 1932 durch kreiselstabilisierte



**Robert Hutchings
Goddard**

geboren am 5. 10. 1882 in Worcester, verstorben am 10. 8. 1945 in Princeton; untersuchte Raketentriebwerke ab 1912 auf ihre Eignung zum Antrieb von Höhen- und Fernflugkörpern.

Experimentierte mit festen Treibstoffen und verschiedenen Düsenöffnungswinkeln. Ab 1920 experimentierte er mit flüssigen Treibstoffen und entwickelte eine Flüssigkeitsrakete, die am 16. 3. 1926 gestartet wurde.



Goddard führte seine Versuche im luft-erfüllten Raum und in Vakuumkammern aus. Er entwickelte das Projekt einer fünf-stufigen Rakete mit Registriergeräten als Nutzlast.

Goddard fand für den Wirkungsgrad eines Raketennotors eine Gleichung mit den Größen der realen Ausströmgeschwindigkeit v_a und der theoretischen Ausströmgeschwindigkeit v_{th} .

Wirkungsgrad

$$\eta = \left(\frac{v_a}{v_{th}} \right)^2$$

Bild 12/2 Feststoffraketenriebwerk für Meßversuche von Goddard

**Johannes
Winkler**

geboren am 25. 5. 1897, verstorben am 27. 12. 1947; verwirklichte erstmalig den Start einer Flüssigkeitsrakete (HW 1) mit einer Triebwerkschubkraft von 5kp am 14. 3. 1931, führte zuvor zahlreiche Prüfstand-Meßversuche durch. Die erreichte Aufstiegshöhe der Rakete betrug etwa 100 m.



Die von Winkler konstruierte Rakete HW 2 hatte eine Leermasse von 3 kg, die Masse des Treibstoffes betrug 34 kg. Die HW 2 war etwa 1,75 m hoch. Infolge vieler technischer Schwierigkeiten, die bei der Entwicklung einer Rakete dieser Baugröße durch einen einzelnen Spezialisten auftreten mußten, scheiterte die Fortsetzung der Versuche mit diesem Raketentyp.

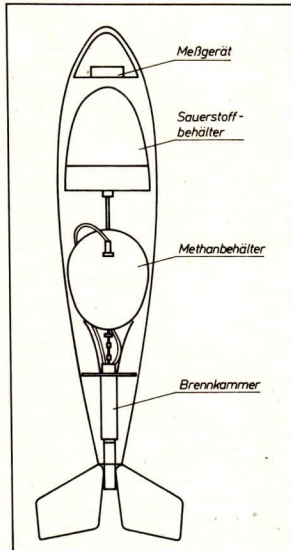


Bild 13/2 Flüssigkeitsrakete HW 2 von Winkler

Raketen mit Strahlruder führten zu wesentlich größeren Aufstiegshöhen von mehreren hundert Metern (vgl. S. 12).

Wenig später als in den USA setzten dann auch in anderen Staaten die Entwicklungs- und Forschungsarbeiten an Flüssigkeitsraketen ein, dabei standen stets militärische Interessen im Vordergrund. Verschiedene private Vereinsbildungen zum Zwecke der Förderung der Weltraumforschung mit Raketen führten unter den herrschenden gesellschaftlichen Bedingungen meist nur zu geringen Anfangserfolgen.

Hermann Oberth entwickelte um 1920, ohne Kenntnis der von Ziolkowski bereits erarbeiteten Theorie, einige Grundlagen der Raketentechnik, aber diese stellten, gemessen an der wissenschaftlichen Leistung Ziolkowskis, keine hervorzuhebende Neuerung dar (vgl. S. 16).

In Frankreich wirkte der Flugzeugtechniker und Konstrukteur Robert Esnault-Pelterie auf dem Gebiete des Rückstoßantriebes.

Bis 1929 gab es auch in Deutschland eine Reihe praktischer Erprobungen von Feststoff- und Flüssigkeitsraketen. Unter zum Teil recht primitiven und für die einzelnen Techniker gefährlichen Bedingungen wurden in dieser Zeit einige grundlegende Arbeiten und Experimente durchgeführt. Am 14. März 1931 startete der Ingenieur Johannes Winkler eine Flüssigkeitsrakete. Johannes Winkler war bei den Junkers-Flugzeugwerken angestellt, wo man auch das Problem der Starthilfe schwerer Verkehrsflugzeuge (für einen geplanten Atlantikflugverkehr) durch Raketentriebwerke erörterte.

Die von Winkler 1931 gestartete Rakete bestand aus drei 60 cm langen Messingröhren, in denen flüssiger Sauerstoff untergebracht war. Methan als Brennstoff

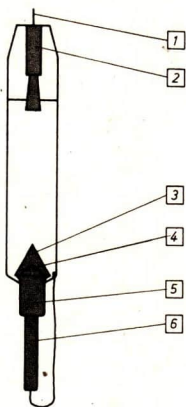


Bild 14/1
Aufbauprinzip einer
Goddard-Rakete
1 - Zündanlage
2 - Brennkammer
3 - Schutzkegel
4 - Sicherheitsventil
5 - Sauerstoffbehälter
6 - Brennstoffbehälter

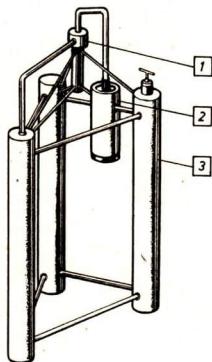


Bild 14/2
Aufbau der Winkler-
Rakete
1 - Brennkammer
2 - Methan
3 - Sauerstoff

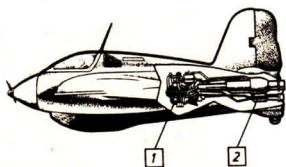


Bild 15/1 Flugzeug mit Raketentriebwerk (Me-163)

- 1 – Pumpen und Regler
2 – Brennkammer

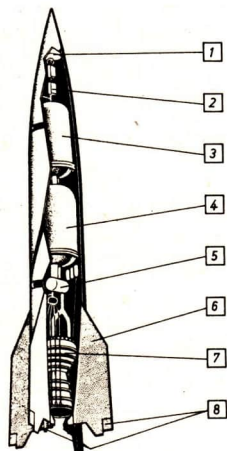


Bild 15/2
Großrakete A 4

- | | |
|------------------------|----------------------|
| 1 – Sprengladung | 5 – Treibstoffpumpen |
| 2 – Regler | 6 – Leitwerk |
| 3 – Brennstoffbehälter | 7 – Brennkammer |
| 4 – Sauerstoffbehälter | 8 – Steuerflächen |

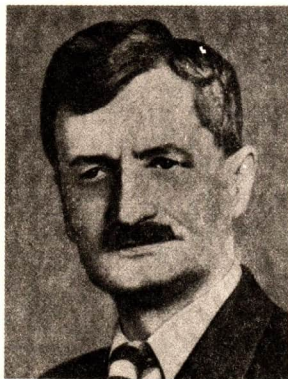
befand sich in einem gesonderten Behälter. Alle Kammern waren durch Röhren miteinander verbunden. Die Treibstoffkomponenten wurden durch den eigenen Dampfdruck in die am Kopf befindliche Brennkammer gedrückt und dort elektrisch gezündet (Bild 14/2).

Das Gerät hatte eine Leermasse von 3 kg und die Treibstoffmasse betrug 1,7 kg. Das Gerät flog nach dem Start etwa 100 m hoch und 200 m weit. Instabilität beim Aufstieg und konstruktive Mängel des Triebwerkes führten zunächst zu keinem größeren Erfolg.

Zu dieser Zeit wurden die Raumfahrt-Vereine in Deutschland aufgelöst, die gesamte Raketentwicklung der Reichswehr unterstellt und damit jegliche private Beschäftigung mit Raketen verboten. Die bis dahin erzielten Ergebnisse auf dem Gebiet der Raketentechnik wurden nun ausschließlich für die Aufrüstung genutzt, und die meisten der Wissenschaftler stellten sich dafür zur Verfügung.

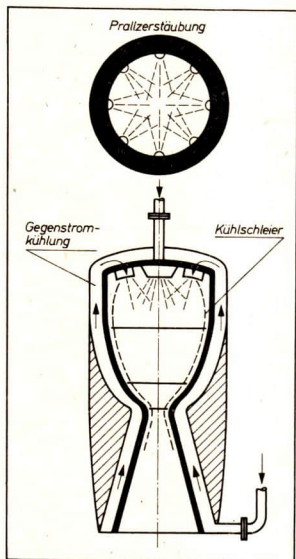
Herrmann Oberth hatte z. B. schon 1929 auf die Verwendbarkeit von Raketen als Transportmittel von Kampfstoffen über große Entfernungen und als Antriebsaggregate von Kampfflugzeugen hingewiesen.

Die Übernahme der Raketentwicklung durch das Militär führte zu Auseinandersetzungen einzelner deutscher Rüstungsmonopolisten (Junkers, Messerschmitt, Heinkel), die an einer Nutzung wissenschaftlich-technischer Neuerungen auf dem Gebiet der Raketentechnik interessiert waren, mit anderen



**Hermann
Oberth**

geboren am 25. 6. 1894 in Sibiu (Hermannstadt); veröffentlichte 1923 eine Arbeit mit dem Titel „Die Rakete zu den Planetenräumen“ und schuf damit eine theoretische Grundlage für die in Deutschland arbeitenden Raketentechniker, entwickelte das System einer Zweistufenrakete, die Schleierkühlung von Raketentriebwerken und die Prallzerstäubung, arbeitete von 1938 an in Peenemünde an Projekten von Raketenwaffen und nach 1945 zunächst in der BRD, dann in Italien und danach in den USA an ähnlichen Projekten.



Das Prinzip der Schleierkühlung beruht auf einer bestimmten Art der Treibstoffeinspritzung, wodurch sich an der Brennkammer und der Düsenwand ein Treibstoffschleier bildet, der diese Teile vor der hohen Brennkammertemperatur schützt. Das Prinzip der Prallzerstäubung beruht auf dem Einspritzen des Treibstoffes in gegeneinandergerichteten Strahlen. Durch den Aufprall wird der Treibstoff besonders fein zerstäubt.

Bild 16/2 Prallzerstäuber und Schleierkühlung nach Oberth

einflußreichen Vertretern der deutschen Großbourgeoisie. Durch diese Auseinandersetzungen verzögerte sich die Entwicklung von Raketentriebwerken und Flugzeugen mit Raketentriebwerken (Me-163, Ba-349)¹.

Die im Auftrage der Reichswehr begonnene Raketenforschung war auf die Entwicklung einer Fernrakete zum Transport einer Sprengladung von 1000kg gerichtet. Diese Forschung wurde im faschistischen Deutschland in einem bis dahin nicht bekannten Umfang ab 1939 an der Versuchsanstalt in Peenemünde (Usedom) durchgeführt. Die Fähigkeiten der Wissenschaftler, Techniker und Fachkräfte ordnete man dabei nur diesem einen Ziel unter.

Der Einsatz von Wissenschaftlern und Facharbeitern aus allen Bereichen der Wirtschaft sowie von Häftlingen aus den Konzentrationslagern, die Inanspruchnahme verschiedener Zweige der chemischen und metallurgischen Industrie, die Beteiligung der Mitarbeiter aus Universitäten, Hochschulen und anderen Forschungsinstituten ermöglichte in kurzer Zeit den Bau und die Erprobung der projektierten Fernrakete. Unter solchen Bedingungen wurde es möglich, daß die faschistische deutsche Wehrmacht ab September 1944 Flüssigkeitsraketen im Krieg, dabei vor allem gegen die Zivilbevölkerung in England und Belgien, einsetzen konnte.

Die Entwicklung der Raumfahrtforschung in sozialistischen Ländern

Die Raumfahrtforschung bis 1945

Die fundamentale Erkenntnis, daß genauso wie in der Natur auch in der Gesellschaft und im Denken der Menschen bestimmte Gesetze wirken, wurde seit Bestehen des ersten sozialistischen Staates konsequent in allen Gebieten der Gesellschaft angewendet und damit den Wissenschaften die Möglichkeit gegeben, als Produktivkraft bewußt und planmäßig wirksam zu werden. Unter Lenins Leitung wurden bereits 1919, kurz nach Gründung des Sowjetstaates, Volkskommissariate gebildet, die die Aufgabe hatten, zusammen mit den Wissenschaftlern Pläne für die Entwicklung der verschiedenen Bereiche der Gesellschaft, der Wirtschaft, der Volksbildung, der Landesverteidigung und der Kultur auszuarbeiten.

Bereits im Jahre 1919 wählte man Ziolkowski zum Mitglied der Akademie der Wissenschaften Sowjetrußlands. Im Jahre 1920 erläuterte Friedrich Arturowitsch Zander, ein Ingenieur aus Moskau, auf einer Gebietskonferenz Probleme der Raketentechnik.

¹ Vgl. Mielke, Heinz
Raketentechnik
Berlin: Verlag Technik 1960, S. 221 ff.

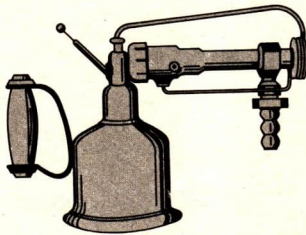


Bild 18/1
Raketentriebwerk OR-1 von Zander

Lenin beauftragte daraufhin Zander, systematische Grundlagenforschung in der Raumfahrttechnik zu betreiben. Zander hatte sich intensiv mit Raketentriebwerken beschäftigt. Die Sowjetmacht sorgte dafür, daß die notwendigen materiellen Voraussetzungen geschaffen wurden (vgl. S. 19).

Unter Leitung Zanders wurden Raketentriebwerke mit Flüssigtreibstoff entwickelt und erprobt. 1932 erzeugte das Triebwerk OR-2 einen Schub von 50kp (Der Startschub der Wostok-Rakete beträgt 520Mp!).

Diese ersten Erfolge konnte Ziolkowski noch miterleben. Er verstarb 1935 in Kaluga. Er hinterließ eine Vielzahl von Arbeiten und verfügte darüber:

„Meine gesamten Arbeiten über Luftschiffahrt, Raketenflug und interplanetaren Verkehr übergebe ich der Partei der Bolschewiki und der Sowjetmacht – den wahren Wegbereitern des Fortschritts der menschlichen Kultur. Ich bin überzeugt, daß sie diese Arbeiten erfolgreich vollenden werden.“

In diesen Worten Ziolkowskis kommt die Unterstützung des ersten sozialistischen Staates für die Entwicklung aller Zweige der Wissenschaft und damit auch der Raumfahrtforschung zum Ausdruck.

In der Sowjetunion entstand im Jahre 1931 die GIRD (Gruppe zum Studium der Rückstoßbewegung). Sie wurde von Zander und später von S. P. Koroljow (vgl. S. 22) geleitet.

Die Mitglieder der GIRD bewältigten ein umfangreiches Programm:

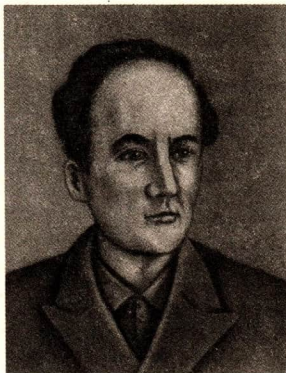
- Öffentliche Vorträge zu Fragen der Raumfahrt,
- Versuche zu praktischen Problemen der Raketentechnik,
- Erarbeitung einer Theorie der Raketentechnik,
- Erarbeitung von Projekten zur Nutzenanwendung der Raketentechnik.

Am 17. August 1933 stieg die erste sowjetische Rakete mit Flüssigkeitstriebwerk, die GIRD 09, in eine Höhe von ungefähr 450m.

Die äußeren Bedingungen, unter denen das Sowjetvolk den Sozialismus aufbaute, erforderten es, vor allem anderen die Verteidigungsbereitschaft und die Schlagkraft der Armee ständig zu erhöhen. Erhebliche wissenschaftliche und technische Mittel mußten zur Verfügung gestellt werden. Bereits um 1930 wurden in der Sowjetunion die ersten raketentriebenen Kampfmittel ent-

**Friedrich Arturowitsch
Zander**

geboren am 23. 8. 1887 in Riga, verstorben am 28. 3. 1933 in Kislowodsk; untersuchte die Einsatzmöglichkeit von Raketentriebwerken zum Antrieb von Flugzeugen, entwickelte Versuchstriebwerke und Treibstoffkomponenten mit Metallzusatz.



Das in gemeinsamer Arbeit durch Zander und eine Arbeitsgruppe der GIRD entwickelte Raketentriebwerk OR-2 wurde mit flüssigem Sauerstoff und Benzin betrieben. Die erreichte Schubkraft betrug 50 kp. Dieses Triebwerk wurde für die ersten sowjetischen Höhenforschungsraketen verwendet, wobei die Schubkraft 65 kp betrug.

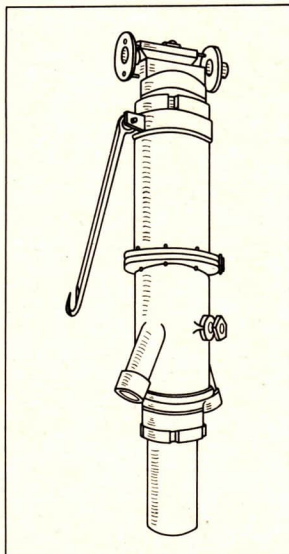


Bild 19/2 Raketentriebwerk OR-2 von Zander

wickelt. Der von den deutschen Imperialisten entfachte zweite Weltkrieg erforderte dann den vollen Einsatz aller Wissenschaftler und Techniker, die an Raketenprojekten arbeiteten, für die Aufgaben der Landesverteidigung.

Die sowjetischen Streitkräfte waren im Großen Vaterländischen Krieg mit raketengetriebenen Kampfmitteln ausgerüstet, die neben der Artillerie entscheidende Aufgaben zu lösen hatten. Heute sind die sowjetischen Raketenstreitkräfte als Teile aller drei Streitkräfte und als selbständige Einheiten mit modernsten Raketenwaffen ausgerüstet. Sie leisten durch ihre ständige Einsatzbereitschaft einen wichtigen Beitrag zum Schutze der sozialistischen Staatengemeinschaft und zur Erhaltung des Friedens in der Welt.

Die Raumfahrtforschung von 1945 bis zur Gegenwart

Nach der siegreichen Beendigung des Großen Vaterländischen Krieges konnten sich die sowjetischen Völker dem Wiederaufbau des verwüsteten Landes und der Umstellung der Wirtschaft auf die Friedensproduktion widmen.

1948 wurde in der Sowjetunion die Industrieproduktion von 1941 erstmals wieder überboten. In dieser Zeit erhielt die Raumfahrtforschung erneut gesellschaftliche Bedeutung, ihr wurden große Aufgaben und neue Ziele gestellt.

Die imperialistischen Mächte, besonders aber der USA-Imperialismus, versuchten, die nach dem zweiten Weltkrieg eingetretenen Veränderungen im Kräfteverhältnis zwischen Sozialismus und Kapitalismus rückgängig zu machen und den Sozialismus zu vernichten. Die Imperialisten der USA drohten mit der Atombombe. Um den Frieden zu sichern, wurde in der Sowjetunion planmäßig die Verteidigungskraft der Armee gefestigt. Das Kernwaffenmonopol der USA wurde 1949 gebrochen. In jenem Jahr erprobten sowjetische Wissenschaftler erstmals eine Atombombe.

Da Raketen als Transportmittel für Kernwaffen in der Lage sind, große Entfernungen mit großer Geschwindigkeit, d. h. überraschend schnell zu überwinden, folgte aus der allgemeinen militärischen Situation die Notwendigkeit der Entwicklung leistungsfähiger Raketen. Solche Raketen wurden gleichzeitig für die Erforschung des Weltraumes benötigt.

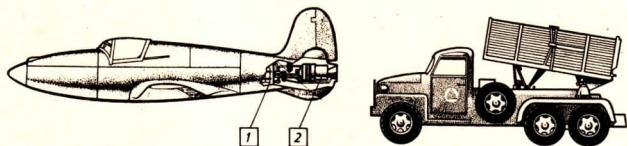


Bild 20/1 Die Rakete als Antriebsaggregat sowjetischer Kampfmittel

a) Flugzeug mit Raketenantrieb BI-1

b) Raketenwerfer „Katjuscha“

1 – Pumpen 2 – Brennkammer

Bei der Entwicklung großer Raketen waren dabei im wesentlichen zwei Aufgaben zu meistern:

- Verbesserung der Leistungsfähigkeit und Zuverlässigkeit der Raketen.
- Erarbeiten von Methoden zur Rückführung von Nutzlasten zur Erde.

Unter staatlicher Planung und Leitung lösten die sowjetischen Wissenschaftler und Konstrukteure diese Aufgaben.

Die erste einsatzfähige Rakete war ein für meteorologische Zwecke entwickeltes Aggregat. Die Startmasse dieser Standardrakete betrug 725 kg, die Nutzmasse 45 kg und die Gipfelhöhe 100 km. Ab 1948 standen dann die ersten, noch einstufigen Großraketen zur Verfügung, mit denen Meßgeräte und mit Hunden besetzte Kabinen gestartet wurden.

In den Jahren von 1954 bis 1957 wurde die zweistufige „Wostok“-Rakete unter der Leitung des Chefkonstruktors S. P. Koroljow entwickelt (Bild 21/1).

Neu an dieser Großrakete war die Anordnung der Raketenstufen. Die 1. Stufe besteht aus 4 Triebwerkbücheln, die die 2. Stufe der Rakete umgeben. Zum Zeitpunkt des Starts arbeiten beide Stufen. Sie erzeugen einen Startschub von 520Mp. Nach dem Ausbrennen und Abtrennen der 1. Stufe arbeitet die 2. Stufe weiter und bringt die Nutzmasse auf die Umlaufbahn.

Am 4. Oktober 1957 beförderte eine Wostok-Rakete „Sputnik“ 1 auf eine Umlaufbahn. Erstmals gelangten damit Meßgeräte in Bereiche außerhalb der Erdatmosphäre. Dadurch erweiterte sich der Bereich, in dem die Menschen auf die Natur einwirken, Theorien überprüfen und neue Aufgaben erkennen können.

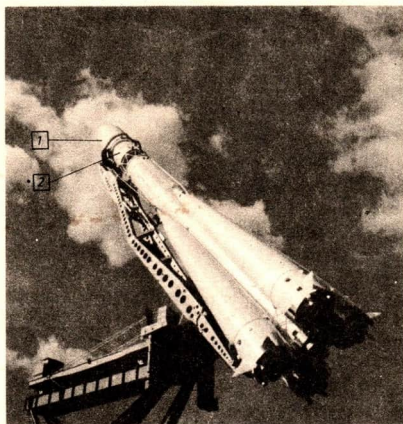


Bild 21/1

„Wostok“-Trägerrakete

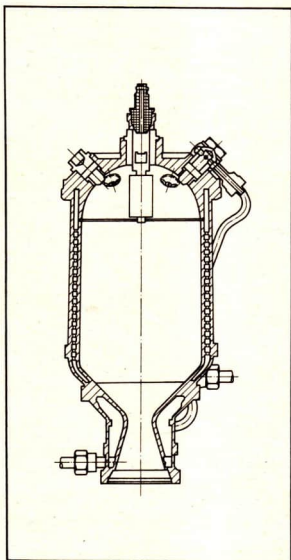
1 – Wostok-Raumfahrzeug

2 – dritte Triebwerkstufe



**Sergej Pawlowitsch
Koroljow**

geboren am 12. 1. 1906, verstorben am 14. 1. 1966; seit 1932 Leiter der GIRD, später Leiter der Abteilung Raketenflugkörper im Institut zur Erforschung des Rückstoßprinzips, veröffentlichte 1934 die Arbeit „Der Raketenflug in der Stratosphäre“. Nach 1945 war Koroljow verantwortlich für die Raketenentwicklung und die technische Raumfahrtforschung in der Sowjetunion.

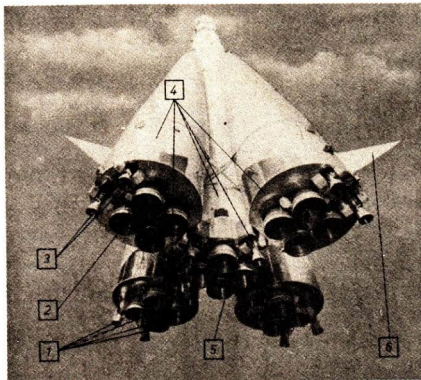


Koroljow entwickelte das Raketenflugzeug RP-318, das mit einem Flüssigkeitstriebwerk im Heck ausgestattet war. Die Schubkraft betrug 140 kp. Der Erstflug dieses Flugzeuges erfolgte im Februar 1940. Von 1941 bis 1945 leitete Koroljow die Entwicklung von Raketen-Zusatztriebwerken für Jagdflugzeuge.

Bild 22/2 Brennkammer des Raketenflugzeuges RP-318 aus dem Jahr 1940

Bild 23/1

- Heckansicht einer
„Wostok“-Rakete
1 – Triebwerkbündel
2 – Antriebstriebwerk
3 – Steuertriebwerk
4 – 1. Raketenstufe
5 – 2. Raketenstufe
6 – Lufruder



Die Anwesenheit von Menschen in diesem neu erschlossenen Bereich wurde notwendig, als die zu lösenden Aufgaben infolge zunehmender Kompliziertheit von Automaten nicht mehr bewältigt werden konnten. Um Menschen in eine Erdumlaufbahn zu bringen, mußten jedoch alle Lebensbedingungen garantiert sein. Das bedeutet notwendig höchste Zuverlässigkeit der Raumfahrttechnik.

● *Stellen Sie mit Hilfe des Abschnittes 6. († S. 123) eine Übersicht zusammen, welche Forderungen die bemannte Raumfahrt an die Raumfahrtforschung stellt!*

Aus der zweistufigen „Wostok“-Rakete wurden in Vorbereitung auf größere Aufgaben dreistufige und vierstufige Ausführungen entwickelt und eingesetzt. Die bereits bewährten Raketentriebwerke und ihre Kombination behielt man bei (Bild 23/1).

Als Antriebsaggregat der „Wostok“-Rakete wurde ein Flüssigkeitstriebwerk mit der Bezeichnung RD-107 eingesetzt. Die Schubkraft dieses Triebwerkes beträgt 100Mp. Als Oberstufe für die „Kosmos“-Trägerrakete kam in den Jahren von 1958 bis 1962 das Triebwerk RD-119 mit einer Schubkraft von 11Mp hinzu.

Die in der Sowjetunion geschaffenen Großraketen sind nach einem Baukastensystem aufgebaut. Dadurch verringern sich die Entwicklungs- und Fertigungskosten der Raketen, ihre Bauzeiten verkürzen sich, ihre Wartung kann nach wenigen Standards erfolgen und die Lagerhaltung vereinfacht sich. Unter solchen günstigen Voraussetzungen bereiteten die sowjetischen Raumfahrtforscher die nächsten Experimente vor.

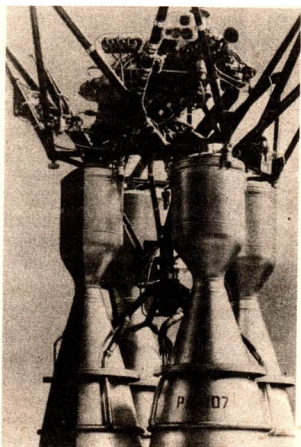


Bild 24/1 Raketentriebwerk RD-107

Am 12. April 1961 brachte eine dreistufige „Wostok“-Rakete erstmals einen Menschen, den sowjetischen Fliegeroffizier Juri Gagarin, in einem Raumfahrzeug in eine Erdumlaufbahn. Nach sechs erfolgreichen „Wostok“-Raumflügen wurden ab 1964 Raumfahrzeuge „Woschod“ mit einer jeweils dreiköpfigen Besatzung gestartet. Im darauffolgenden Jahr schwebte erstmals ein Mensch frei im Weltraum (Leonow, „Woschod“ 2).

Um den Kosmonauten noch bessere Arbeitsmöglichkeiten zu schaffen, wurden immer vollkommener Raumfahrzeuge entwickelt. Einen wesentlichen Schritt auf diesem Weg bedeutete die Entwicklung des Raumfahrzeugtyps „Sojus“ (Bild 25/1).

Dieser Typ ist konzipiert als Versorgungsfahrzeug für Raumstationen vom Typ „Salut“. Am 19. April 1971 startete in der Sowjetunion „Salut“ 1. Damit wurde es möglich, Wissenschaftlern und Technikern einen längeren Aufenthalt im Kosmos zu gewährleisten und neue Erkenntnisse zum Beispiel auf den Gebieten Physik, Geographie, Biologie, Astronomie und Technik zu gewinnen († S. 26.)

- *Erläutern Sie, wie die Sowjetunion die Vorzüge der sozialistischen Gesellschaftsordnung auch bei der Weltraumforschung nutzen kann!*

Die großen Leistungen auf dem Gebiet der Raumfahrttechnik stehen eng im Zusammenhang mit der Stärkung der Verteidigungsbereitschaft der sozialistischen Armeen. Im Zuge der Modernisierung wurden entscheidende Veränderungen im Militärwesen der Sowjetunion vollzogen. Dabei entstand eine neue Waffengattung, die strategischen Raketentruppen. Sie bilden heute eine wichtige Waffengattung der sowjetischen Streitkräfte. Sie sind ausgerüstet mit Langstreckenraketen zum Transport herkömmlicher oder atomarer Sprengladungen. Ihre Reichweite beträgt über 1000km.

Mit interkontinentalen ballistischen Raketen kann jeder beliebige Punkt auf der Erdoberfläche erreicht und der Gegner dort erfolgreich bekämpft werden. Bei einer Reichweite dieser Raketen von 13000km beträgt die Zielabweichung nicht mehr als 2km.

Orbitalraketen erreichen Satellitenbahnen. Ihre Bahnen können während der Erdumläufe mehrfach geändert werden. Auf einer Umlaufbahn stationiert kann man Orbitalraketen zum Zerstören gegnerischer Satelliten einsetzen.

Für die Verteidigungsbereitschaft einer Armee ist das Zusammenwirken aller Waffengattungen erforderlich. Die spezifischen Aufgaben dieser Waffengattungen werden auch mit Hilfe solcher Raketen gelöst. Die Landstreitkräfte verfügen über mobile Startbasen für Raketenwaffen aller Klassen. Diese Raketen sind jederzeit startbereit und durch die gegnerische Aufklärung schwer zu erkennen.

Für die Luftstreitkräfte besitzt die Rakete dadurch Bedeutung, daß die mit solchen Waffen ausgerüsteten Flugzeuge nicht bis dicht an ein Zielobjekt heranfliegen müssen, sondern daß dieses Ziel mit Raketen bereits aus großer Entfernung bekämpft werden kann. Bei den sowjetischen Seestreitkräften befinden sich Atom-U-Boote, Schnellboote und Kreuzer mit Raketenbewaffnung im Einsatz, um die Grenzen, Territorien und Gewässer der sozialistischen Staatengemeinschaft zu schützen.

Aufgaben und Ziele der Raumfahrt

Die sowjetischen Erfolge in der Raumfahrt haben ihre Ursache in der planmäßigen, auf den Erkenntnissen der Wissenschaften beruhenden Entwicklung der materiellen Produktion. Auf Grund der extremen Bedingungen, die in der Raumfahrt auftreten, werden an die Wissenschaften und an die Technik große Forderungen gestellt. So müssen z. B. neue Werkstoffe entwickelt werden, die hohen Drücken und hohen Temperaturen standhalten, und Probleme der Nachrichten-, Steuer- und Regeltechnik müssen gemeistert werden. Solche Aufgaben lassen sich nur mit hochqualifizierten Kadern und mit Hilfe eines großen ökonomischen Potentials und einer leistungsfähigen Wirtschaft

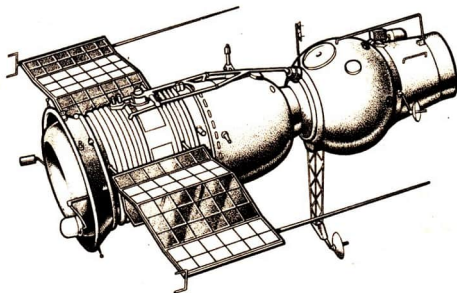


Bild 25/1
Raumfahrzeug
„Sojus“

lösen. Die Menschen dringen mit Hilfe der Raumfahrttechnik in neue Gebiete vor und nutzen die neuen Erkenntnisse auch dazu aus, um die wachsenden Bedürfnisse der Menschen zu befriedigen.

Beispiele der Nutzung von Raketentechnik und Raumfahrt

Für die verschiedenen Teilgebiete der *Naturwissenschaften* werden neue Erkenntnisse gesammelt.

Astronomie. Beobachtungen und Messungen im Kosmos mit Hilfe von Raumflugkörpern; Nahaufnahmen von Himmelskörpern; Mondbodenproben, Messungen in der Venusatmosphäre.

Biologie. Experimente im Kosmos z. B. zur Auswirkung von Schwerelosigkeit und kosmischer Strahlung auf verschiedene Organismen.

Psychologie. Erkenntnisse über das Verhalten des Menschen unter den besonderen Bedingungen im Kosmos.

Geodäsie. Erdvermessungen durch künstliche Satelliten.

Geologie. Lagerstättenerkundung von Bodenschätzen durch Ermitteln der Bahnabweichungen künstlicher Satelliten.

Geophysik. Erforschung der Erdatmosphäre, des erdnahen Raumes und der solar-terrestrischen Beziehungen, z. B. Entdeckung des Strahlungsgürtels, Erkenntnisse über Struktur der Ionosphäre.

Meteorologie. Studium globaler Prozesse der Wetterbildung durch Wettersatelliten, z. B. Entstehung von Zyklonen.

Ozeanologie. Kontrolle des Meereszustandes durch Beobachtungssatelliten, z. B. Verschmutzung und Eislage.

Für die verschiedenen Zweige der *Technik* werden neue Verfahren entwickelt.

Fertigungsverfahren für bestimmte Materialien werden verbessert, z. B. Dünfiltertechnik, Herstellung von Halbleitern und Transistoren, Schweißverfahren im Weltraumvakuum werden erprobt.

Steuerungsprozesse über große Entfernungen werden erprobt und in Industrie und Verkehrswesen einsetzbar.

Werkstoffe völlig neuer Art werden entwickelt, z. B. Schutzanstriche, Isoliermaterialien, Plaste.

Durch Beeinflussung der *Wirtschaft* werden bessere Lebensbedingungen geschaffen.

Nachrichtenwesen. Kommunikationssatelliten ermöglichen z. B. globale Telephonie, Telegrafie, Telefunk, Fernsehen.

Wetterdienst. Meteorologische Satelliten gestatten z. B. bessere, schnellere und langfristige Wettervorhersagen.

Verkehrswesen. Navigationssatelliten erhöhen z. B. die Sicherheit der Schifffahrt und Luftfahrt.

Land- und Fortswirtschaft. Die Erträge z. B. durch Terminbestimmung für Aussaat und Ernte, werden erhöht, Warnung vor Bränden und Erkennen von Schädlingsbefall, Erschließung unterirdischer Ströme und Gletscherkapazitäten.

Fischereiwirtschaft. Erhöhung der Fangergebnisse, z. B. durch Feststellen von Fischschwärmen.

Konsumgüter. Extreme Anforderungen von Raketentechnik und Raumfahrt führen zur Miniaturisierung von Gebrauchsgütern, z. B. Kleinstradios mit Sonnenbatterien.

In der *Medizin* tragen neue Erkenntnisse aus der Weltraumforschung zur Verbesserung des Gesundheitswesens bei.

Die sowjetischen Wissenschaftler gehen den Weg der Erschließung der Welt- raumfahrt und Nutzung ihrer Ergebnisse konsequent und uneigennützig. So besteht seit 1965 die Forschungsgemeinschaft „Interkosmos“, in der die Wissenschaftler sozialistischer Staaten zusammenarbeiten.

Bereits vor diesem Zeitpunkt gab es eine solche gute Zusammenarbeit. Die Sowjetunion stellte schon 1958 den Satellitenbeobachtungsstationen der DDR spezielle Beobachtungsgeräte zur Verfügung. Die Satellitenbeobachtungsstationen in Bautzen, Berlin, Eilenburg, Rodewisch und Schwerin arbeiten mit den Beobachtungsstationen anderer Staaten zusammen. Die Industrie der DDR hat wiederum einen Anteil an der Ausrüstung sowjetischer Raumfahrtunternehmen. Der VEB Pentacon Dresden lieferte z. B. Kameras vom Typ Pentacon-Super, die von den sowjetischen Kosmonauten bei ihren Raumfahrten zum Fotografieren im Weltraum verwendet wurden. Aber auch nicht-sozialistische Staaten nutzen die Erfahrungen der sowjetischen Raumfahrtforschung. Entsprechend den Prinzipien der friedlichen Koexistenz entwickelte sich eine Zusammenarbeit zum Beispiel mit Frankreich, den USA und Indien.

Der gesellschaftliche Fortschritt ist nur im Frieden möglich. Um die Gefahr eines Mißbrauchs der Raumfahrttechnik zu bannen, arbeitete die Sowjetunion bereits 1958 den Entwurf für einen internationalen Vertrag über die Nutzung des Weltraumes zu ausschließlich friedlichen Zwecken aus. Seit 1967 besteht für alle Staaten die Möglichkeit, diesen Vertrag zu unterzeichnen. Ebenso schlug die Sowjetunion einen Vertragsentwurf über die Nutzung von Nachrichtensatelliten vor.

Diese beiden Beispiele sollen stellvertretend stehen für die Bemühungen der Sowjetunion, den Weltraum für friedliche Zwecke allen Staaten zugänglich zu machen. Sie zeigen gleichzeitig, welche großen Leistungen die sozialistische Gesellschaft fähig ist und welchen friedlichen und humanistischen Zielen die Raumfahrtforschung der sozialistischen Staaten dient.

Die Entwicklung der Raumfahrtforschung in kapitalistischen Ländern

Trotz unterschiedlicher gesellschaftlicher Bedingungen geht wie in sozialistischen Staaten auch in kapitalistischen Ländern heute die Entwicklung der Technik außerordentlich schnell voran. Allerdings steht einer vollen Nutzung aller Möglichkeiten die Tatsache entgegen, daß im Kapitalismus durch den Konkurrenzkampf zwischen den Monopolen bestimmter Bereiche eine optimale Entwicklung und Nutzung technischer Errungenschaften eingeschränkt wird.

Zu einer Zeit, da der Stand der Technik eine alsbaldige Verwirklichung der Raumfahrt noch nicht erwarten ließ, gab es in den kapitalistischen Staaten keine wesentliche staatliche Förderung der Weltraumforschung. Sie war der Initiative einzelner Personen, einzelner Institutionen oder Industrieunternehmen überlassen. Erst ab 1936 setzte z. B. in den USA eine staatliche Förderung ein.

Im Rahmen der Forschung wurde eine Höhenrakete entwickelt; 1944 flog das erste amerikanische Raketenversuchsflugzeug. Die Höhenrakete kam erst 1945 zur Erprobung. Die Gipfelhöhe als Einstufenrakete sollte 30km betragen. 1945 wurden etwa 100 Großraketen und viele Raketenpezialisten aus Deutschland in die USA gebracht. So wie die Raketenexperten ihre wissenschaftlichen Erkenntnisse den deutschen Imperialisten zur Verfügung gestellt hatten, genau so verkauften sie nun ihre Erfahrungen an die Imperialisten in den USA. Hier wurde die Fernrakete weiterentwickelt, und 1962 erreichte man mit solch einer einstufigen Rakete mit 400kg Nutzmasse eine Höhe von rund 250km.

Die erste Rakete, die geeignet war, einen US-amerikanischen Satelliten auf eine Umlaufbahn zu bringen, kam 1958 zum Einsatz. Es handelte sich um die dreistufige „Vanguard“-Rakete. Mit dieser und mit einer umkonstruierten Mittelstreckenrakete „Jupiter-C“ wurden die ersten amerikanischen künstlichen Satelliten in Erdumlaufbahnen gebracht. Die vierstufige Rakete „Jupiter-C“ besteht aus einer Flüssigkeit.rakete als Grundstufe und einer Kombination von 15 Feststofftriebwerken in den weiteren Stufen.

Noch im gleichen Jahr begann in den USA der Einsatz von künstlichen Satelliten für militärische Zwecke. Das Ziel besteht darin, den Sozialismus im Weltmaßstab zurückzudrängen. Mit Spionagesatelliten „Discoverer“ wurde nach Raketenbasen in den sozialistischen Ländern gesucht. Militärische Nachrichtensatelliten (IDCSP, TACOMSAT) ermöglichten die Befehlsübermittlung vom Pentagon, dem USA-Kriegsministerium, zu den verschiedenen USA-Militärstützpunkten. Der Satellit „TACOMSAT“ diente speziell der Nachrichtenverbindung zwischen dem Pentagon in Washington und den operativ-taktischen USA-Stäben in Südvietnam. Militärische Navigations-satelliten (Lofti, Transit) wurden in das Navigationssystem der USA-See-streitkräfte einbezogen.

Sogenannte Frühwarnsatelliten vom Typ „Midas“ sollten Raketenstarts, Raketenversuchsanlagen und Raketenbasen in den sozialistischen Ländern registrieren.

Der Satellit „Midas-4“ sollte am 21. 10. 1961 einige Millionen Kupfernadeln in einem 8km breiten Band auf seine gesamte Umlaufbahn verteilen, mit dem Ziel, die Funkverbindungen im Kurzwellen- und Ultrakurzwellenbereich zwischen den weitverstreuten USA-Militärstützpunkten zu verbessern. Das Experiment mißlang und wurde am 9. 5. 1963 mit einem „Anonymus“-Satelliten erfolgreich ausgeführt.

- *Überlegen Sie, welche Folgen ein solches „Kupferband“ um die Erde z. B. für die Nachrichtenverbindung zwischen interplanetaren Raumflugkörpern und den irdischen Kontrollstationen haben kann!*

Verantwortungsvolle Wissenschaftler aus aller Welt protestierten offen gegen diese Experimente, die dann nicht wiederholt wurden. Die Entwicklung der „Midas“-Satelliten aber ging unter der Bezeichnung „ICBM-Alarm“ weiter.

Die militärische Anwendung der Raumfahrttechnik verschlang enorme Mittel, die der friedlichen Erforschung des Kosmos verloren gingen. Für die „Midas“-Experimente wurden 1962 423 Millionen Dollar ausgegeben. 1964 wurden für die Entwicklung der Raumfahrt in den USA insgesamt 18,62 Milliarden Dollar zur Verfügung gestellt. Davon gab man für militärische Zwecke 14,86 Milliarden Dollar aus.

Neben solchen Satelliten für militärische Anwendung wurden auch andere Satelliten gestartet. 1962 brachte man den ersten Fernseh-Relaissatelliten „Telstar 1“ auf eine Umlaufbahn. Die amerikanische Gesellschaft „American Telephone and Telegraph“ ließ den Satelliten bauen und übernahm die Entwicklungs- und Baukosten für die Trägerrakete. Die Experimente verliefen erfolgreich. Weitere Nachrichtensatelliten folgten. Wie auch die Nachrichtensatelliten in der kapitalistischen Gesellschaft zu einem Mittel hemmungslosen Konkurrenzkampfes gemacht werden, zeigt das folgende Beispiel: 1964 bildeten 18 kapitalistische Staaten die internationale Vereinigung „Intelsat“, weil alle diese Staaten gleichermaßen an einer Verbesserung der Nachrichtenverbindung interessiert waren. Die „Intelsat“ organisierte die Entwicklung und den Einsatz von Nachrichtensatelliten für die Mitgliedstaaten. Das Stimmrecht (Stimmenanzahl) der einzelnen Länder wurde nach dem Aktienanteil aufgeschlüsselt. Davon entfielen auf die USA allein 52% der Aktien, der Rest teilt sich auf 162 Fernmeldegesellschaften auf. Damit wurden in erster Linie Interessen des USA-Monopolkapitals bei den Entscheidungen der „Intelsat“ berücksichtigt.

Um das Prestige des USA-Imperialismus, das unter anderem durch die sowjetischen Erfolge im Kosmos (↑ S. 24), durch seine Verbrechen in Vietnam, durch Krisen und den Kaufkraftverlust des USA-Dollars in der Welt stark

gesunken war, wieder zu erhöhen, wurde die Raumfahrtforschung verstärkt unterstützt. Mit viel Reklame kündigte man für den 20. Dezember 1961 das erste bemannte Raumfahrtunternehmen der USA an. Aber erst am 20. Februar 1962, nach zehnmaliger Startverschiebung, startete der erste US-amerikanische Astronaut John H. Glenn zu einer dreimaligen Umrundung der Erde.

1961 stellte der amerikanische Präsident John F. Kennedy „die nationale Aufgabe“, daß bis spätestens 1970 erstmals ein Mensch, und zwar ein Amerikaner, den Mond betreten solle. Um die hohen Kosten zu rechtfertigen, sprach Kennedy den Nationalstolz der Amerikaner an: Im Falle einer Kürzung der Mittel würde „Amerika im Weltall ständig Zweitbesten bleiben“. Nach vier bemannten Raumflügen mit „Mercury“-Kapseln begann 1965 das „Gemini“-Programm. Als Trägerrakete wurde eine Rakete verwendet, die auch für militärische Zwecke als Interkontinentalrakete einsetzbar war. Mit diesem Programm konnten die Kopplung von Raumfahrzeugen und Ausstiegsmanöver durchgeführt werden. Insgesamt erfolgten zehn bemannte „Gemini“-Flüge. Nach Entwicklung einer noch leistungsfähigeren Rakete und der erfolgreichen Erprobung des „Apollo“-Systems (↑ S. 92) betrat am 21. Juli 1969 erstmals ein amerikanischer Astronaut den Mond. Die sowjetische Raumfahrtforschung hatte sich bereits nach Verkünden des Propaganda-programms der USA von diesem nicht notwendigen, waghalsigen, angeblichen Wettlauf der beiden Staaten zum Mond distanziert (↑ Abschnitt 4).

Im Dezember 1972 fand mit „Apollo“ 17 nach fünf weiteren Mondlandungen das letzte bemannte Raumflugunternehmen der USA zum Mond statt. Damit ist das „Apollo“-Programm als solches erfolgreich beendet worden. Es hat aber viele Hinweise und Kritiken von Wissenschaftlern in den USA gegeben, die auf den im Verhältnis zum Aufwand geringen wissenschaftlichen Wert der „Apollo“-Unternehmen aufmerksam machten. Das gesamte „Apollo“-Vorhaben kostete etwa 23,4 Milliarden Dollar. Ein „Lunochod“-Unternehmen (↑ S. 85) erforderte nur etwa 2% bis 5% der Kosten eines einzelnen „Apollo“-Unternehmens.

In den nächsten 10 Jahren sind weder bemannte noch unbemannte Raumfahrtunternehmen zum Mond seitens der USA vorgesehen.

Schlußbetrachtung

Beim Studium des Abschnittes über die geschichtliche Entwicklung der Raumfahrt lassen sich einige prinzipielle Erkenntnisse zusammenstellen:

- Die historische Betrachtungsweise bestätigte die Erkenntnis, daß die gesellschaftlichen Bedingungen entscheidend die Entwicklung von Wissenschaft und Technik beeinflussen.
- Die historische Betrachtungsweise zeigt, daß auch in der Raumfahrt eine langwährende Entwicklung notwendig ist, und daß Kontinuität und lang-

fristige, weit vorausschauende Planung Voraussetzung für eine erfolgreiche Entwicklung sind.

Wenn man historisch die Entwicklung der Raumfahrt betrachtet, so erkennt man, daß es eine Dynamik in der technischen Vervollkommnung, eine ständige Verbesserung der Verfahren und der Vorrichtungen gibt, mit denen neue Leistungen möglich wurden, neue wissenschaftliche Erkenntnisse gesammelt und diese in der Raumfahrt und in anderen Gebieten angewendet werden.

In kontinuierlicher Forschungsarbeit wurden z. B. die Leistungen der Raketentriebwerke verbessert, immer bessere Regel- und Steuersysteme entwickelt und dadurch Raketenanstiege in immer größere Höhen möglich, bis die für einen Erdumlauf erforderliche Höhe und Bahngeschwindigkeit erreichbar waren. Erst der Entwicklungsstand von Wissenschaft, Technik und Wirtschaft im 20. Jahrhundert ließen solche Leistungen zu.

Wenn man dialektisch die Entwicklung der Raumfahrt betrachtet, so erkennt man, daß die Entwicklung einerseits von solchen Bedingungen wie dem Reichtum an Bodenschätzen, Industrieanlagen, Energievorräten und andererseits von der Gesellschaftsordnung abhängt.

Nur bei solchen Betrachtungsweisen ist man in der Lage zu verstehen, warum z. B. Staatsbürger der USA auf dem Mond Friedensbotschaften deponierten und zur gleichen Zeit Bürger dieses gleichen Staates in Vietnam Millionen Menschen gemordet haben, warum Milliarden Dollar für dieses Mondbetretungsprogramm von den USA ausgegeben wurden, aber Millionen USA-Bürger keine ausreichende Schulbildung erhalten, hungern und unter menschenunwürdigen Bedingungen dahinvegetieren.



Bild 31/1

„Hallo, Jim! Hast du schon gehört, unsere Jungs sind auf dem Mond gelandet!“

„Gibt's dort Arbeit?“

2

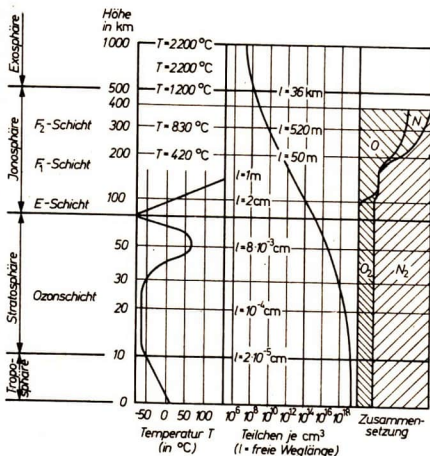
Physikalische und chemische Grundlagen der Raumfahrt

Die Bedeutung der Rakete als Hilfsmittel der Weltraumforschung

Der Aufbau der Lufthülle der Erde

Künstliche Satelliten mit großer Lebensdauer, wie zum Beispiel Nachrichtensatelliten († S. 81), werden in großer Höhe auf Umlaufbahnen über der Erde stationiert. Für einen solchen Satelliten, der sich in etwa 36 000 km Höhe über der Erdoberfläche bewegt, ist die Lebensdauer theoretisch unbegrenzt.¹ Auf niedrigen Bahnumlaufende Satelliten werden in der Erdatmosphäre

Bild 32/1 Aufbau, Zusammensetzung und physikalische Größen der Erdatmosphäre in Abhängigkeit von der Höhe


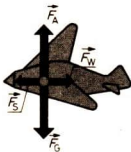



¹ Weigert, A., und Zimmermann, H. ABC der Astronomie Leipzig: VEB F. A. Brockhaus Verlag 1960, S. 81 ff

gebremst, ihre Flughöhe verringert, sich und schließlich verglühen sie infolge der Erwärmung durch Reibung im Medium. Bild 32/1 zeigt den Aufbau der Erdatmosphäre. Unser Wissen darüber ist das Ergebnis einer bereits jahrzehntelangen Forschung, erste Experimente reichen zurück bis zum Jahre 1784, dem Beginn der Freiballonfahrten.

- ① Erläutern Sie die Bedeutung der Lufthülle der Erde für die astronomische Forschung! († Lehrbuch Astronomie Kl. 10, S. 14/15)
- ② Begründen Sie mit Hilfe der Bilder 32/1 und 33/1, warum Verkehrsflugzeuge nur in den tieferen Schichten der Erdatmosphäre fliegen können!

Tabelle 33/1

Beispiel	Freiballon	Flugzeug	Rakete
Gerät			
Art der Kraftwirkung	statischer Auftrieb	dynamischer Auftrieb	Impuls
Größe und Wirkungsprinzip	$F_A = V \cdot (\rho_1 - \rho_2)$	$F_A = c_a \cdot \frac{\rho \cdot v^2}{2} \cdot A$	$F = \frac{\Delta(m \cdot v)}{\Delta t}$
	Gewichtskraftunterschiede einander verdrängender Körper	Druckkraftunterschiede beim Umströmen eines Körpers	Schub durch Rückstoß
erreichte Höhe	Stratosphäre (31 000 m)	Stratosphäre (42 000 m)	Weltraum

Technische Hilfsmittel bei der Eroberung des Luftraumes

Das Wissen über den Aufbau der Erdatmosphäre und die Vorgänge darin wird durch den Einsatz von Radiosonden, Höhenforschungsraketen und künstlichen Erdsatelliten systematisch vervollständigt.

Erstmalig stiegen 1784 der Ballonfahrer Blanchard und der Arzt Jeffries in einem Ballon bis auf eine Höhe von 2740m auf, um Temperatur und Luft-

strömung zu messen. Auguste Piccard und Paul Kipfer erreichten am 27. Mai 1931 eine Höhe von 16 km; mit Hilfe von Ionisationskammer und Geigerzähler wurden dabei Messungen der kosmischen Strahlung vorgenommen.

Eine neue Etappe leitete der Astronom Dollfus durch seine Ballonflüge ein. Dabei wurde erstmals am 30. Mai 1954 ein Spiegelteleskop mitgeführt. Die mit diesem Gerät vom Freiballon aus geführten Beobachtungen bewiesen den Nutzen des Ballons für extraterrestrische astronomische Beobachtungen, aber auch die Schwierigkeit, mit solch einem erschütterungsempfindlichen System Freiballon/optisches Gerät einwandfreie Bilder zu erhalten. Nach dieser Methode wurden bis 1970 Beobachtungen der Sonne, der Planeten und deren Atmosphären aus mehr als 20 km Höhe mit unbemannten Ballons durchgeführt.

Alle die bisher genannten Beispiele über die Erforschung der Erdatmosphäre brachten sehr viele neue Erkenntnisse, aber nur aus Höhen bis zu 30 km.

In die noch höheren Bereiche der Erdatmosphäre können Meßgeräte nur mit einem Transportmittel gebracht werden, das nach einem anderen physikalischen Prinzip wirkt (Tabelle 33/1).

Das Raketenprinzip

Aus dem Physikunterricht (\uparrow Lehrbuch Physik Kl. 9, S. 27) ist bekannt, daß jede Kraft nur zwischen zwei Körpern, auf einen Körper mit der Masse m_1 in bestimmtem Richtungssinn und auf einen Körper mit der Masse m_2 entgegengesetzt dazu, wirken kann.

Diese Erkenntnis ist zusammengefaßt im

Wechselwirkungsgesetz

Zu jeder Kraft gehört eine Gegenkraft, die den gleichen Betrag hat, aber entgegengesetzt gerichtet ist.

- Beim Kugelstoßen wird die Kugel nach vorn weggestoßen, der Leichtathlet wird durch den Stoßprozeß in seiner Bewegung aufgehalten und kommt zum Stillstand.
- ③ Welche Geräte haben Raumfahrer benutzt, um sich außerhalb des Raumfahrzeuges gerichtet zu bewegen?
- Nennen Sie weitere Beispiele zum Wechselwirkungsgesetz aus den Bereichen Sport und Technik!

Das Newtonsche Grundgesetz

Es soll nun nur einer der beiden Körper (Bild 35/1) näher betrachtet werden. * Wirkt an einem ruhenden, frei beweglichen Körper eine konstante Kraft in eine bestimmte Richtung, so erfährt der Körper eine geradlinige, gleichmäßig beschleunigte Bewegung in Krafrichtung.

Für diesen Körper ist die Beschleunigung der Kraft proportional,

$$a \sim F.$$

Für ein und denselben Körper gilt

$$\frac{F}{a} = m; \quad m = \text{konstant.}$$

Durch Auflösung von $\frac{F}{a} = m$ nach

F erhält man die Gleichung für das

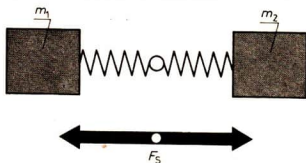


Bild 35/1

Zwei Körper werden durch eine zwischen ihnen wirkende Kraft, die Federspannkraft, in Bewegung gesetzt.

Grundgesetz der Mechanik

Die Kraft ist gleich dem Produkt aus Masse und Beschleunigung

$$F = m \cdot a$$

Arbeiten Sie hierzu den Abschnitt im Lehrbuch Physik Kl. 9, S. 30 bis S. 33 durch!

- ④ Lösen Sie die Aufgabe 58 im Lehrbuch Physik Kl. 9 auf S. 144!
- ⑤ Berechnen Sie die Beschleunigung zu Aufgabe 4!
- ⑥ Ein Pkw „Wartburg 353“ mit einer Masse von 1000 kg wird in 15 s aus dem Stand bis auf eine Geschwindigkeit von $80 \text{ km} \cdot \text{h}^{-1}$ beschleunigt. Berechnen Sie die erforderliche Kraft!
- ⑦ Wie groß ist die Startbeschleunigung einer Rakete mit einer Masse von 18,0 t, wenn das Triebwerk eine Schubkraft (\uparrow S. 37) von 28 Mp liefert? Vergleichen Sie das Ergebnis mit bekannten Beschleunigungen!
- ⑧ Begründen Sie, warum die in Aufgabe 7 errechnete Beschleunigung nicht konstant ist, sondern ständig zunimmt!

Durchsatz und Schubkraft eines Raketentriebwerkes

Eine mit Treibstoff (\uparrow S. 36) betankte Rakete hat die Startmasse m_0 (Bild 36/1). Dazu rechnet man die Rakete, den Treibstoff und die Nutzlast, die bei Mehrstufenraketen (\uparrow S. 43) die oberen Stufen umfaßt.

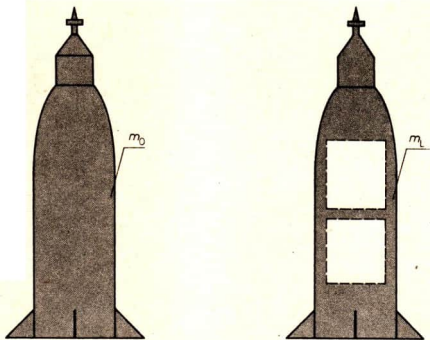


Bild 36/1
 Startmasse m_0 einer Ra-
 kete,
 Leermasse m_L einer Rakete

Als Leermasse m_L bezeichnet man die Startmasse vermindert um die Treibstoffmasse der ausgebrannten Raketenstufe. (Bild 36/1)

Nach dem Zünden des Raketentriebwerkes (\uparrow S. 38) entströmen den Düsen Verbrennungsgase mit der Ausströmgeschwindigkeit v_a . Dabei verbraucht das Triebwerk in der Zeit t Treibstoff der Masse m_T . In der Raketentechnik hat man hierfür eingeführt die physikalische Größe

Durchsatz

Der Durchsatz D ist gleich dem Quotienten aus der Treibstoffmasse m_T und der Zeit t .

$$D = \frac{m_T}{t}$$

- Die Startstufe einer Mehrstufenrakete (\uparrow S. 43) enthält 14 t Treibstoff. Nach einer Zeit von $t = 90$ s (auch Brenndauer t_B bezeichnet) ist dieser verbraucht. Der Durchsatz des Triebwerkes ist zu berechnen!

Gegeben:

$$m_T = 14 \text{ t}$$

$$t_B = 90 \text{ s}$$

Gesucht:

D

Lösung:

$$D = \frac{m_T}{t_B}$$

$$D = \frac{14 \cdot 10^3 \text{ kg}}{90 \text{ s}}$$

$$\underline{\underline{D = 156 \text{ kg} \cdot \text{s}^{-1}}}$$

Diesem Triebwerk entströmen die Verbrennungsgase mit einer angenommenen Ausströmgeschwindigkeit von $v_a = 2500 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$. Bildet man das Produkt aus

dem Durchsatz und der Ausströmgeschwindigkeit, so erhält man:

$$D \cdot v_a = 3,9 \cdot 10^5 \text{ kg} \cdot \text{m} \cdot \text{s}^{-2}.$$

Das Produkt hat die Einheit der physikalischen Größe Kraft. Mit dieser Kraft stößt das Raketentriebwerk die Verbrennungsgase aus. Zu dieser Kraft existiert eine gleichgroße, auf derselben Wirkungslinie aber mit entgegengesetztem Richtungssinn wirkende Kraft († S. 35), die

Schubkraft

Die Schubkraft ist die von einem Raketentriebwerk durch Ausstoß von Verbrennungsgasen oder einer anderen Strahlmasse erzeugte Antriebskraft.

$$F_s = D \cdot v_a$$

In dieser Gleichung sind Gasdrücke und Fläche der Düsenöffnung nicht berücksichtigt.

Die Gleichung sagt aus, daß zum Erreichen großer Schubkräfte sowohl der Durchsatz als auch die Ausströmgeschwindigkeit wesentliche Bedeutung besitzen. Bei konstant angenommener Ausströmgeschwindigkeit wächst die Schubkraft mit zunehmendem Durchsatz (Bild 37/1).

Letzterem sind zur Zeit durch die ausschließliche Verwendung chemischer Treibstoffe in Startstufen († S. 49ff.) Grenzen gesetzt. Bei dieser Darstellung werden die technischen Leistungsdaten eines Raketentriebwerkes nicht berücksichtigt.

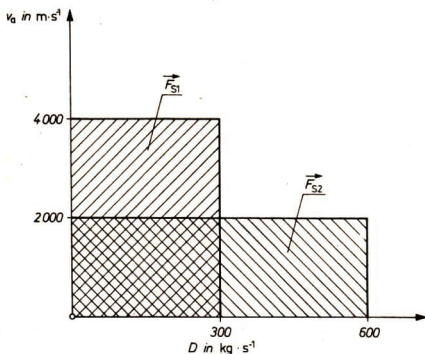


Bild 37/1
Die Fläche ist ein Maß für die Schubkraft

- ⑨ Die zweite Stufe einer Mehrstufenrakete hat eine Startmasse von 3 t. Der Durchsatz beträgt $50 \text{ kg} \cdot \text{s}^{-1}$. Der Treibstoff ist nach 45 s verbraucht. Die Ausströmgeschwindigkeit beträgt $3000 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$. Berechnen Sie Schubkraft und Treibstoffmasse!

Start einer Rakete

Bei senkrechtem Raketenstart wirkt der Schubkraft auf derselben Wirkungslinie die Gewichtskraft \vec{F}_G der Rakete entgegen.

Ein Raketentriebwerk gibt nicht sofort nach dem Zünden seine volle Leistung ab. Der chemische Prozeß der Verbrennung benötigt zur Ausbreitung in der gesamten Brennkammer eine bestimmte Zeit. In großen Flüssigkeitstriebwerken z. B. dauert dieser Vorgang etwa fünf bis zehn Sekunden. Erst dann ist die Schubkraft größer als die Gewichtskraft der Rakete, und sie hebt vom Starttisch ab.

Wird die Abnahme des Luftdruckes mit zunehmender Höhe vernachlässigt, kann die Schubkraft als konstant betrachtet werden; der volle Schub wird vom Triebwerk erst im Vakuum abgegeben (Vakuumschub).

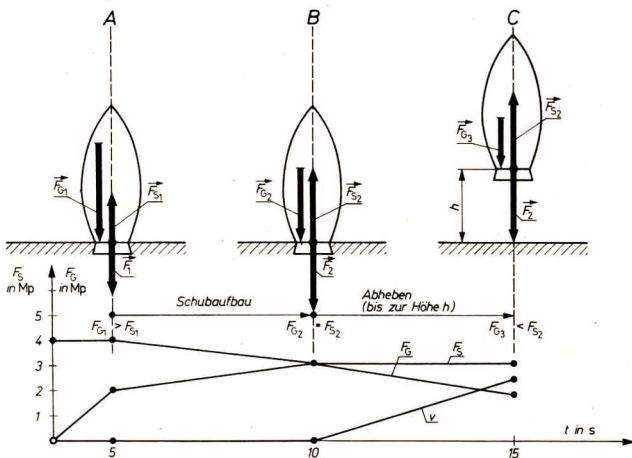


Bild 38/1
Raketenstart in 3 Phasen

Soll die Rakete beschleunigt werden, muß also die Schubkraft größer als die Gewichtskraft sein.

$$F_s > F_G$$

- Überlegen Sie, wie sich die Gewichtskraft der Rakete während der Antriebsphase ändert!

Für die Startphase B in Bild 38/1 gilt

$$F_G = F_s.$$

Die Rakete hat zu dieser Zeit immer noch die Geschwindigkeit $v_0 = 0$. Nach dem Abheben (Startphase C) hat sie die Geschwindigkeit

$$v_1 > 0.$$

Bis zum Erreichen der Startphase C ist die Zeit t vergangen; das ist die Zeit, in der das Triebwerk Verbrennungsgase der Masse m_T mit der Geschwindigkeit v_a ausstößt. Es gilt:

$$F_G = F_s, \quad m \cdot \frac{v}{t} = m_T \cdot \frac{v_a}{t}, \quad m \cdot v = m_T \cdot v_a \quad (1)$$

In der Physik wird diese Gleichung als Impulssatz bezeichnet.

- ▼ Führen Sie das Experiment 8 auf Seite 27 im Lehrbuch Physik Kl. 9 durch, a) mit gleichen Massen, b) mit verschiedenen Massen!

Eine qualitative Auswertung des Experimentes ergibt, daß die Anfangsgeschwindigkeit der Masse umgekehrt proportional ist.

- Eine Rakete hat die Geschwindigkeit v_1 . Das Triebwerk hat Verbrennungsgase der Masse 1000 kg mit der Geschwindigkeit $3000 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ ausgestoßen. Danach hat die Rakete noch eine Masse von 5000 kg. Um welchen Betrag ist die Geschwindigkeit der Rakete größer geworden?

Gegeben:

$$m = 5000 \text{ kg}$$

$$m_T = 1000 \text{ kg}$$

$$v_a = 3000 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$$

Lösung:

$$m \cdot \Delta v = m_T \cdot v_a \quad \Delta v = \frac{m_T \cdot v_a}{m}$$

$$\Delta v = \frac{1000 \text{ kg} \cdot 3000 \text{ m}}{5000 \text{ kg} \cdot \text{s}}$$

$$\Delta v = \underline{\underline{600 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}}}$$

Die Rakete hat nun die Geschwindigkeit $v_2 = v_1 + \Delta v$.

Nach Abbrand des gesamten Treibstoffes hat die Rakete ihre Endgeschwindigkeit v_e erreicht. Diese Endgeschwindigkeit ist eine weitere wichtige physikalische Größe.

Die Raketengrundgleichung

Soll ein Raumflugkörper (\uparrow S. 59) in eine Erdumlaufbahn gebracht werden, dann muß die Transportrakete eine ganz bestimmte Endgeschwindigkeit haben (\uparrow Abschnitt 3).

Das Problem lautet also:

Eine Rakete der Startmasse m_0 soll einen Körper in eine Umlaufbahn transportieren.

Wie groß muß die Treibstoffmasse m_T sein, damit die Rakete die erforderliche Endgeschwindigkeit v_e erreicht?

Die Verbrennungsgase sollen mit der konstanten Ausströmgeschwindigkeit v_a ausgestoßen werden.

Es gilt die

$$\text{Raketengrundgleichung } \frac{m_0}{m_L} = e^{\frac{v_e}{v_a}} \quad (2)$$

Der Quotient $\frac{m_0}{m_L}$ heißt *Massenverhältnis* oder *Ziolkowski-Zahl*; die Zahl e ist die Basis des natürlichen Logarithmus². Die Raketengrundgleichung ist eine Form der Gleichung der *Exponentialfunktion*

$$y = f(x) = e^x \text{ mit } y = \frac{m_0}{m_L} \text{ und } x = \frac{v_e}{v_a}$$

Wertetafel

x	y
1	2,72
2	7,39
3	20,10
4	54,60
5	148,41

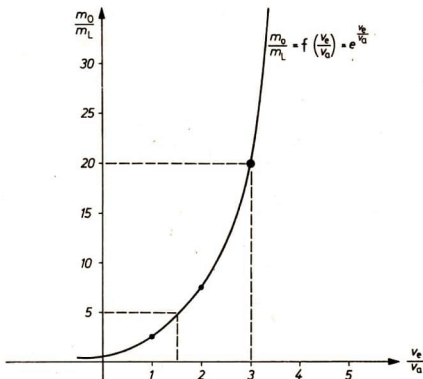


Bild 40/1

¹ Auf eine Herleitung der Gleichung 2 muß hier verzichtet werden. Die Gleichung berücksichtigt in dieser Form nicht die Erdbeschleunigung.

² Tabellen und Formeln. Berlin: Volk und Wissen Volkseigener Verlag 1973, S. 18.

Lehrbuch Mathematik für die Klasse 9. Berlin: Volk und Wissen Volkseigener Verlag 1970, S. 142

Die Wertetafel und eine Auswertung des Bildes 40/1 ergeben, daß das Massenverhältnis stärker als die Endgeschwindigkeit wächst.

Um eine Endgeschwindigkeit von $v_e = 1,5 \cdot v_a$ zu erreichen, muß das Massenverhältnis $\frac{m_0}{m_L} = 4,5$ sein. Zum Transport von 10 kg Leermasse werden also 35 kg Treibstoff benötigt.

Zum Erreichen der doppelten Endgeschwindigkeit, $v_e = 3,0 \cdot v_a$, wächst das Massenverhältnis schon auf $\frac{m_0}{m_L} = 20$, und wenn gelten soll $v_e = 4,5 \cdot v_a$, dann muß das Massenverhältnis auf 90 gesteigert werden; die Ausströmgeschwindigkeit wird als konstant angenommen.

■ Am 6. 10. 1969 wurde von der UdSSR der Wettersatellit „Meteor-2“ in eine Erdumlaufbahn gebracht. Perigäum 630 km, Apogäum 690 km. Der Satellit hat eine Masse von rund 1000 kg.

In 660 km über der Erdoberfläche beträgt die Erdbeschleunigung nur noch $g = 8,2 \text{ m} \cdot \text{s}^{-2}$. Die Kreisbahngeschwindigkeit muß also $v_e = 7560 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ betragen. Die Ausströmgeschwindigkeit der Verbrennungsgase sei $v_a = 3000 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$

Gegeben:

$$\begin{aligned} m_L &= 1000 \text{ kg} \\ v_a &= 3000 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1} \\ v_e &= 7560 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1} \end{aligned}$$

Lösung:

$$\begin{aligned} \frac{m_0}{m_L} &= e^{\frac{v_e}{v_a}} & \frac{m_0}{m_L} &= e^{2,52} & e^{2,52} &= e^2 \cdot e^{0,52} \\ & & & & e^{2,52} &= 7,3891 \cdot 1,682 \\ & & & & e^{2,52} &= 12,43 \\ & & & & \frac{m_0}{m_L} &= 12,43 \\ & & & & \frac{m_0}{m_L} &= \underline{\underline{12,43}} \end{aligned}$$

Gesucht:

$$\frac{m_0}{m_L}$$

Das heißt, zum Befördern von 1 kg Leermasse werden 11,43 kg Treibstoff benötigt, der Treibstoffvorrat muß also 11 430 kg betragen.

- ⑩ Eine einstufige Feststoffrakete soll 30 kg Nutzmasse in eine Höhe von 90 km transportieren. Die Endgeschwindigkeit (Brennschlußgeschwindigkeit) beträgt $3600 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$, Die Ausströmgeschwindigkeit wird mit $1800 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ angenommen. Bestimmen Sie die Ziolkowski-Zahl! († S. 42)

Tabelle 41/1 gibt einen Überblick über einige unter Berücksichtigung der technischen Realisierungsmöglichkeiten erreichbare Massenverhältnisse und Ausströmgeschwindigkeiten bei Einstufenraketen.

	Feststoffraketen	Flüssigkeitsraketen
$\frac{m_0}{m_L}$	20...30	10...15
v_a	$2500 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$	$3000 \dots 3500 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$

Tabelle 41/1

Ziolkowski-Zahlengrößen als 30 sind nach Tabelle 41/1 mit Einstufenraketen nicht zu erreichen. Für eine Mondlandung mit Rückkehr wurden Massenverhältnisse um 800 errechnet!

- ⑪ Ein Raumflugkörper soll auf irdische Fluchtgeschwindigkeit († Abschnitt 3) gebracht werden. Die Ausströmgeschwindigkeit sei $v_a = 3000 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$. Bestimmen Sie die Ziolkowski-Zahl mit Hilfe Bild 42/1!

In Bild 42/1 sind die Ziolkowski-Zahlen in Abhängigkeit von den Endgeschwindigkeiten für verschiedene Ausströmgeschwindigkeiten dargestellt.

- Das Massenverhältnis einer Einstufenrakete beträgt 5, die Ausströmgeschwindigkeit $3000 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$. Welche Endgeschwindigkeit kann die Rakete erreichen? Die Gleichung lautet für die

$$\text{Endgeschwindigkeit } v_e = v_a \cdot 2,3 \cdot \lg \frac{m_0}{m_L}$$

Die Raketengrundgleichung (S. 40) wird nach der Endgeschwindigkeit v_e aufgelöst. Zum einfacheren Rechnen ist der natürliche Logarithmus durch den Faktor 2,3 dekadisch gegeben¹

$$\left(\ln x = \lg x \cdot \frac{1}{\lg e} \right).$$

Die Rakete erreicht eine Endgeschwindigkeit von $v_e = 4820 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$. Diese Geschwindigkeit ist für das Einbringen eines Satelliten in eine Erdumlaufbahn zu gering.

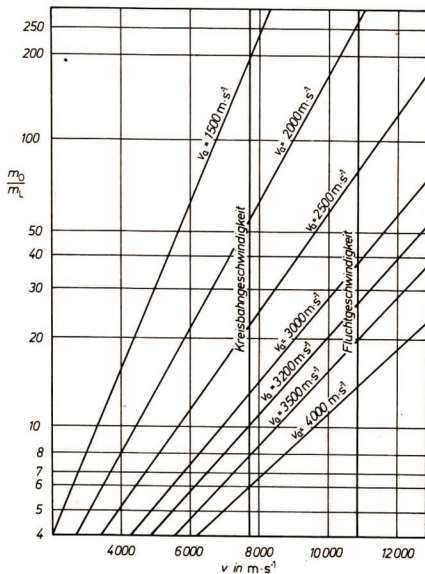


Bild 42/1

¹ Vgl. Mathematik in Übersichten. Berlin: Volk und Wissen Volkseigener Verlag 1973, S. 156

Die Mehrstufenrakete

Den Gedanken Ziolkowskis ([†] S. 10) folgend, soll die Nutzlast der im Beispiel S. 42 betrachteten Rakete eine zweite Rakete sein. Ihr Massenverhältnis sei 3, die Ausströmgeschwindigkeit betrage $3\,000\text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$.

Diese zweite Stufe erreicht eine Endgeschwindigkeit von $3\,290\text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$. Bevor ihr Triebwerk zündete, hatte sie bereits die Geschwindigkeit $v = 4\,820\text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$. Die Beträge der Endgeschwindigkeiten beider Stufen müssen also addiert werden.

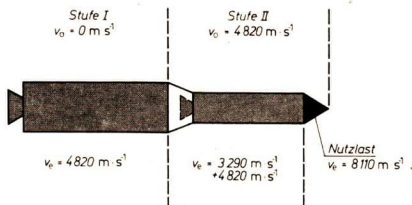


Bild 43/1

Für Mehrstufenraketen gilt:

Die Endgeschwindigkeit ist gleich der Summe der Endgeschwindigkeiten der einzelnen Stufen.

$$\mathbf{v}_e = \mathbf{v}_{e1} + \mathbf{v}_{e2} + \mathbf{v}_{e3} + \dots + \mathbf{v}_{en}$$

Die Zweistufenrakete erreicht also die Endgeschwindigkeit $v_e = 8\,110\text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$. Bezüglich der Massenverhältnisse gilt für Mehrstufenraketen:

Das Massenverhältnis ist gleich dem Produkt der Massenverhältnisse der einzelnen Stufen.

$$\frac{m_0}{m_L} = \frac{m_{01}}{m_{L1}} \cdot \frac{m_{02}}{m_{L2}} \cdot \frac{m_{03}}{m_{L3}} \dots$$

Mit den auf S. 40 eingeführten Gleichungen soll eine „Beispiel-Rakete“ berechnet werden.

Die bisher vorgegebenen Gleichungen gestatten aber nur eine Näherungslösung der Aufgabe. Eine genaue Nachrechnung von Raketenanstiegen mit einzelnen, bekanntgegebenen Daten ist damit nicht möglich.

Zum Erreichen der Fluchtgeschwindigkeit $v_e = 11,2 \cdot 10^3\text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$ sind Massenverhältnisse um 40 nötig.

1. Einstufenrakete

Gegeben:

$$\text{Nutzlastmasse } m_N = 2 \text{ t}$$

$$\text{Ziolkowski-Zahl } \frac{m_0}{m_L} = 40$$

$$\text{Raketenleermasse } m_R = 30 \text{ t}$$

Gesucht:

$$\text{Startmasse } m_0$$

$$\text{Treibstoffmasse } m_T$$

$$\text{Ausströmgeschwindigkeit } v_a$$

Lösung:

$$\frac{m_0}{m_L} = e^{\frac{v_e}{v_a}}$$

Auflösung nach $\frac{v_e}{v_a}$ ergibt:

$$\frac{v_e}{v_a} = \ln \frac{m_0}{m_L} \text{ oder einfacher}$$

$$\frac{v_e}{v_a} = 2,3 \cdot \lg \frac{m_0}{m_L} \quad (\text{† S. 42})$$

$$v_a = \frac{v_e}{2,3 \cdot \lg \frac{m_0}{m_L}}$$

$$\underline{\underline{v_a = 3010 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}}}$$

Die Ziolkowski-Zahl $\frac{m_0}{m_L} = 40$ besagt, daß zum Befördern von 1 kg Leermasse ($m_N + m_R$) eine Treibstoffmasse m_T von 39 kg nötig ist.

$$m_T = \left(\frac{m_0}{m_L} - 1 \right) (m_N + m_R)$$

$$\underline{\underline{m_T = 1248 \text{ t}}}$$

Die Startmasse ist die Summe aller Einzelmassen.

$$m_0 = m_T + m_N + m_R$$

$$\underline{\underline{m_0 = 1280 \text{ t}}}$$

2. Zweistufenrakete

Gegeben:

$$\text{Nutzlastmasse } m_N = 2 \text{ t}$$

$$\text{Ziolkowski-Zahl } \frac{m_0}{m_L} = 40$$

$$\text{Endgeschwindigkeit}$$

$$v_e = 11,2 \cdot 10^3 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$$

Lösung:

$$\text{Wegen } \frac{m_0}{m_L} = \frac{m_{01}}{m_{L1}} \cdot \frac{m_{02}}{m_{L2}} \quad (\text{† S. 43})$$

habe die erste Stufe das

Massenverhältnis 8 und die

zweite Stufe ein Massenverhältnis von 5.

Gesucht:

m_0 , m_T , v_a der einzelnen Stufen, und daraus folgt m_0 und m_T der kompletten Rakete.

1. Stufe

$$\frac{v_{e1}}{v_a} = 2,3 \cdot \lg 8$$

$$v_{e1} = 2,14 \cdot v_a$$

Mit $v_e = v_{e1} + v_{e2}$ folgt

$$v_e = 3,76 \cdot v_a \text{ und somit } \underline{v_a = 2980 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}}$$

Das heißt, beide Stufen arbeiten mit einer Ausströmgeschwindigkeit von $v_a = 2980 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$, die somit um $\Delta v = 30 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ unter der der Einstufenrakete liegt.

Zum Bestimmen der Massen:

2. Stufe

Gegeben:

$$\frac{m_0}{m_L} = 5$$

$$m_N = 2 \text{ t}$$

$$m_R = 5 \text{ t}$$

Gesucht:

$$m_T$$

$$m_0$$

1. Stufe

Gegeben:

$$\frac{m_0}{m_L} = 8$$

$$m_N = 35 \text{ t (Startmasse Stufe 2)}$$

$$m_R = 40 \text{ t}$$

Gesucht:

$$m_T$$

$$m_0$$

Die Startmasse der Zweistufenrakete beträgt 600 t und damit weniger als die Hälfte der Startmasse der Einstufenrakete. Wie sich berechnen läßt, verringert sich die Startmasse noch beträchtlich, wenn die Ausströmgeschwindigkeit z. B. $3500 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ beträgt, also eine günstigere Treibstoffart verwendet wird.

Nach Sternfeld¹ sinkt die Startmasse einer Zweistufenrakete gegenüber der Einstufenrakete auf weniger als ein Fünftel, gleiche Ausströmgeschwindigkeit, Nutzlast und Endgeschwindigkeit vorausgesetzt.

2. Stufe

$$\frac{v_{e2}}{v_a} = 2,3 \cdot \lg 5$$

$$v_{e2} = 1,62 \cdot v_a$$

Lösung:

$$m_T = \left(\frac{m_0}{m_L} - 1 \right) (m_N + m_R)$$

$$\underline{\underline{m_T = 28 \text{ t}}}$$

$$m_0 = m_T + m_N + m_R$$

$$\underline{\underline{m_0 = 35 \text{ t}}}$$

(Nutzmasse für 1. Stufe)

Lösung:

$$\underline{\underline{m_T = 525 \text{ t}}}$$

$$\underline{\underline{m_0 = 600 \text{ t}}}$$

¹ Sternfeld, A. Künstliche Satelliten. Leipzig: B. G. Teubner Verlagsgesellschaft 1959, S. 53

- Mit einer dreistufigen Rakete soll ein Satellit, (Masse: 100 kg) in eine Erdumlaufbahn gebracht werden.

Von der Rakete sind folgende Daten bekannt:

$$1. \text{ Stufe (Startstufe): } \begin{array}{l} m_R = 1,7 \text{ t} \\ m_T = 12,5 \text{ t} \end{array} \qquad 3. \text{ Stufe: } \begin{array}{l} m_R = 0,15 \text{ t} \\ m_T = 0,65 \text{ t} \end{array}$$

$$\begin{array}{l} \text{Abbranddauer: } t_B = 88 \text{ s} \\ F_s = 28 \text{ Mp} \end{array} \qquad \begin{array}{l} m_N = 0,10 \text{ t} \\ t_B = 47 \text{ s} \\ F_s = 3,7 \text{ Mp} \end{array}$$

$$2. \text{ Stufe: } \begin{array}{l} m_R = 0,625 \text{ t} \\ m_T = 2,275 \text{ t} \\ t_B = 42 \text{ s} \\ F_s = 15 \text{ Mp} \end{array}$$

Nacheinander werden bestimmt:

1. Massenverhältnisse
2. Durchsätze
3. Ausströmgeschwindigkeiten
4. Endgeschwindigkeiten

$$\begin{array}{l} \text{zu 1. 3. Stufe } \frac{m_{03}}{m_{L3}} = \frac{900 \text{ kg}}{100 \text{ kg}}; \quad \frac{m_{03}}{m_{L3}} = 9 \\ \quad \quad \quad 2. \text{ Stufe } \frac{m_{02}}{m_{L2}} = \frac{3800 \text{ kg}}{1525 \text{ kg}}; \quad \frac{m_{02}}{m_{L2}} = 2,45 \\ \quad \quad \quad 1. \text{ Stufe } \frac{m_{01}}{m_{L1}} = \frac{18000 \text{ kg}}{5500 \text{ kg}}; \quad \frac{m_{01}}{m_{L1}} = 3,28 \end{array}$$

$$\frac{m_0}{m_L} = 89,4$$

Dieses Massenverhältnis scheint nach Vergleichen (Bild 42/1) auszureichen, um die Fluchtgeschwindigkeit zu erreichen. Die dort angegebenen Beträge berücksichtigen jedoch nicht die Erdbeschleunigung.

zu 2. und 3.

1. Stufe:

$$D_1 = \frac{m_{T1}}{t_{B1}}; \quad D_1 = 142 \text{ kg} \cdot \text{s}^{-1}; \quad v_{a1} = \frac{F \cdot s_1}{D_1} \quad v_{a1} = 1950 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$$

$$2. \text{ Stufe: } D_2 = 54,2 \text{ kg} \cdot \text{s}^{-1}; \quad v_{a2} = 2270 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$$

$$3. \text{ Stufe: } D_3 = 13,8 \text{ kg} \cdot \text{s}^{-1}; \quad v_{a3} = 2630 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$$

$$\text{zu 4. 1. Stufe: } v_{e1} = v_{a1} \cdot 2,3 \cdot \lg \frac{m_{01}}{m_{L1}}$$

$$v_{e1} = 1950 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1} \cdot 2,3 \cdot 0,516$$

$$v_{e1} = 2310 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$$

$$2. \text{ Stufe: } v_{e2} = 2170 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$$

$$3. \text{ Stufe: } v_{e3} = 5760 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$$

Nach Abbrand der letzten Stufe hat die Nutzmasse eine Geschwindigkeit von $10\,240 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$.

Es gilt $11,2 \text{ km} \cdot \text{s}^{-1} > 10,24 \text{ km} \cdot \text{s}^{-1} > 7,92 \text{ km} \cdot \text{s}^{-1}$.

Der Satellit wird sich (↗ S. 65 bis S. 69) nicht auf einer Kreisbahn bewegen, er wird die Erde aber auch nicht auf einer Parabelbahn verlassen, sondern seine Bahn um die Erde ist eine langgestreckte Ellipse.¹

Kreiselsteuerung einer Rakete

Das Befördern einer Nutzlast mit Hilfe einer Rakete in eine vorherbestimmte Höhe oder auf eine bestimmte Bahn ist nicht durch den Einsatz eines entsprechenden Triebwerks allein realisierbar. Die Rakete muß durch besondere Einrichtungen auf dem Kurs gehalten werden.

Bei den ersten Flüssigkeitsraketen (↗ S. 14) wurde dieses Problem durch den Kopfantrieb gelöst. Die Treibstoffbehälter stellten gleichzeitig Stabilisatoren dar.

Mit dem Verlagern von Brennkammer und Ausströmdüse in das Heck der Rakete traten neue, schwierige Probleme auf: das Stabilisieren der Rakete in der Antriebsbahn sowie eventuell vorzunehmende Bahnänderungen.

Befindet sich die aufsteigende Rakete noch innerhalb der dichteren Schichten der Erdatmosphäre, so kann die Rakete durch außen angebrachte Flächen stabilisiert werden (Bild 15/2). Diese Methode versagt aber in den dünnen Atmosphärenschichten und erst recht im luftleeren Raum. Hier stellen die schon von Ziolkowski vorgeschlagenen Strahlruder (Bild 11/1) eine der Möglichkeiten zum Steuern dar. Mit Hilfe dieser Strahlruder läßt sich eine Rakete während der Antriebsphase auch im luftleeren Raum lenken. Dazu muß dem Stellmotor des Ruders ein entsprechender Befehl aus einem Programmgeber erteilt werden. Ein solcher Befehl kann auch mit Hilfe elektronischer Einrichtungen von einer Leitzentrale auf der Erde aus an die Rakete übermittelt werden.

Woher kommt die Information über die Lage der Rakete im Raum? Es werden die für die Bewegung eines Kreisels geltenden physikalischen Gesetze angewendet. Ein rotierender, frei beweglicher, kardanisch aufgehängter Kreisel hat die Eigenschaft, daß er mit seiner Rotationsachse im Raum stets dieselbe Lage beibehält. Weicht also eine Rakete mit ihrer Längsachse von der vorgeschriebenen Bahn ab, so ändert sich der Winkel zwischen Kreiselachse und Raketenlängsachse. Diese Winkeländerung wird über eine entsprechende Einrichtung auf den Stellmotor des Strahlruders übertragen und so die Lage der Rakete korrigiert.

Der Kreisel dient hier also als Meßgerät. In Trägerraketen z. B. befindet sich

¹ Vgl. Mielke, Heinz, Künstliche Satelliten, Raumraketen, Berlin: Transpress-Verlag 1960, S. 87

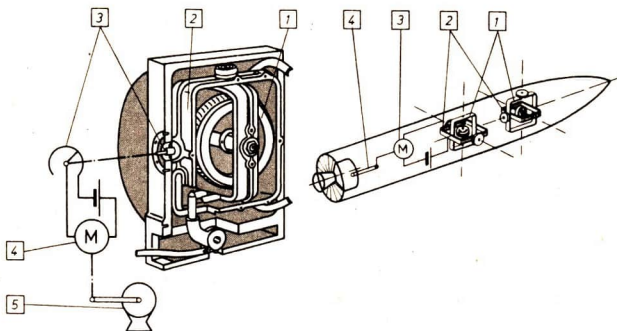


Bild 48/1 Kreisel in drehbarer Halterung
 1 – Kreiselkörper, 2 – Druckgasantrieb
 3 – Potentiometer zur elektrischen Anzeige der Abweichung, 4 – Stellmotor, 5 – schwenkbares Triebwerk

Bild 48/2 Rakete mit 2 Kreiseln zur Lagerregelung in 2 Ebenen
 1 – Kreisel, 2 – Potentiometer, 3 – Stellmotor, 4 – Schwenkmechanismus des Triebwerkes bzw. Strahlruders

ein ganzes Kreiselsystem, bestehend aus drei nach einem rechtwinkligen, dreiachsigen Koordinatensystem ausgerichteten Meßkreiseln.

Diese Meßkreisel sind gemeinsam mit Beschleunigungsmessern in einem Geräteblock untergebracht, dem Trägheitsnavigationssystem. Die Kreisel rotieren mit einigen tausend Umdrehungen in der Minute. Das Kreiselsystem wird vor dem Start der Rakete ausgerichtet und in Betrieb gesetzt.

Raketenantriebssysteme

Eine Rakete wird durch die Wirkung des „Rückstoßes“ bewegt. Dieser Rückstoß muß in der Rakete von dafür vorgesehenen Aggregaten erzeugt werden. Zum Erzielen des Rückstoßes gibt es mehrere Möglichkeiten.

Grundsätzlich können feste, flüssige und gasförmige Stoffe, elektrisch geladene Teilchen und neutrale Plasmen eine Rückstoßwirkung erzeugen.

Das Raketenantriebssystem ist die Gesamtheit aller zum Erzielen eines Rückstoßes notwendigen Aggregate und Stoffe.

Zum Raketenantriebssystem gehören:

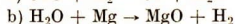
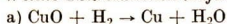
1. Die Mechanismen der Energieumwandlung und Energieübertragung, der Zündung, Kühlung und Schubregulierung.
2. Treibstoffe und Einrichtung sowie deren Aufbewahrung und Transport.

Chemische Antriebe

In chemischen Antrieben wird die Energie des Antriebsstrahls (Gasstrahl) durch chemische Reaktion des Treibstoffes erzeugt. Der Treibstoff wird in flüssigem oder festem Zustand in die Rakete eingebracht. Nach dem Aggregatzustand der Treibstoffe unterscheidet man zwischen **Flüssigkeitsraketen** und **Feststoffraketen**.

Die chemische Reaktion des Treibstoffes erfolgt in der Brennkammer, einem Raum mit einem bestimmten Volumen. Die Reaktionen sind exotherme Reaktionen, es wird also Wärmeenergie frei.

- Welche Teilreaktionen laufen bei folgenden Prozessen ab?



- Machen Sie sich mit dem Begriff Redoxreaktionen vertraut! († Chemie Lehrbuch für die Klasse 7)

Diese Wärmeenergie W_w erhöht die innere Energie W_i des Treibstoffgases. Für diesen Prozeß gilt der

erste Hauptsatz der Wärmelehre

$$W_w = W_i + W_m \text{ mit } W_m = 0$$

Erhöhen der inneren Energie bedeutet eine Zunahme der Temperatur. Aus der Temperaturzunahme folgt eine größere Geschwindigkeit der Moleküle des Gases und damit ein Vergrößern des Druckes in der Brennkammer.

Ist der Druck in der Brennkammer größer als der auf der Fläche der Ausströmdüse lastende äußere Luftdruck, so stößt das Triebwerk Gas aus und liefert damit einen Schub.

In der Ausströmdüse wird das unter hohem Druck und hoher Temperatur stehende Gas entspannt. Die Moleküle des Gasstrahls erhalten dadurch hohe Geschwindigkeit.

Feststofftriebwerke bestehen aus einem zylindrischen Brennraum, der Ausströmdüse und dem Zündsystem. Der Brennraum ist gleichzeitig Treibstoffbehälter.

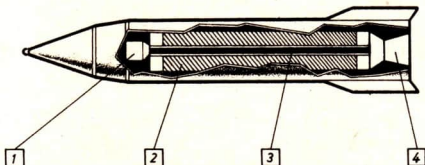
Der Treibstoff ist durch Zusatz von plastischen Bindemitteln gieß- und formbar. Er wird in Formen gegossen und nach dem Aushärten als *Treibsatz* in den Brennraum des Feststofftriebwerkes eingesetzt.

Bei großen Triebwerken wie Startstufen von Trägerraketen mit z. B. 500 Mp Schub und mehr wird der Treibstoff nicht als Block gegossen, sondern in einzelnen Segmenten.

Bild 50/1

Feststofftriebwerk

- 1 – Zündanlage
- 2 – Treibsatz
- 3 – Brennraum
- 4 – Düse



Dadurch ist heute der Bau von Feststofftriebwerken mit 6 m Durchmesser und bis zu 2000 Mp Schub möglich.

Durch den Einsatz von glasfaserverstärkten Platten wird die Masse des Triebwerkes relativ niedrig gehalten. Das dünnwandige Stahlgehäuse wird mit mehreren Lagen des Plastwerkstoffes umwickelt. Die Innenwand ist mit einer wärmedämmenden Schicht versehen.

Feststofftriebwerke arbeiten mit Brennkommerdrücken von 100 bis 150 $\text{kp} \cdot \text{cm}^{-2}$ und Verbrennungstemperaturen zwischen 2500°C und 3000°C. Die Ausströmgeschwindigkeit des Gastrahles liegt im allgemeinen um 2500 $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$. Lange Zeit bereitete das Abschalten und erneute Zünden eines Feststofftriebwerkes Schwierigkeiten. Diese Probleme sind heute gelöst. Moderne Feststofftriebwerke lassen sich schlagartig löschen und wieder zünden.

Flüssigkeitriebwerke haben einen komplizierten Aufbau. Der Treibstoff ist nach Komponenten getrennt in verschiedenen Behältern untergebracht. Pumpen fördern ihn durch Leitungen und Ventile in die Brennkammer. Er wird unter hohem Druck in die Brennkammer eingespritzt und reagiert hier selbständig (hypergolere Treibstoff) oder wird gezündet (nicht hypergolere Treibstoff).

Bild 50/2 zeigt den schematischen Aufbau eines Flüssigkeitriebwerkes und die Anordnung seiner Baugruppen in einer einstufigen Rakete.

Im Gegensatz zu den Feststofftriebwerken bleiben die hohen Belastungen durch Druck und Temperatur auf Brennkammer und Ausströmdüse beschränkt. Der Brennkommerdruck beträgt bei Flüssigkeitriebwerken 30 bis 70 $\text{kp} \cdot \text{cm}^{-2}$ und die Verbrennungstemperatur 2500°C bis 3000°C. Mit Einzeltriebwerken werden gegenwärtig bei Ausströmgeschwindigkeiten bis 4000 $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$ Schubkräfte um 700 Mp erzielt.

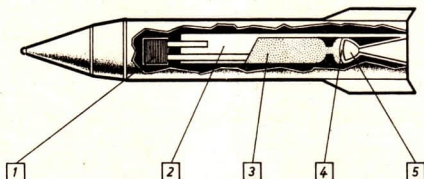


Bild 50/2

Flüssigkeitriebwerk

- 1 – Fördersystem
(Druckgas, Pumpe)
- 2 – Oxydator
- 3 – Brennstoff
- 4 – Einspritzkopf
- 5 – Brennkammer

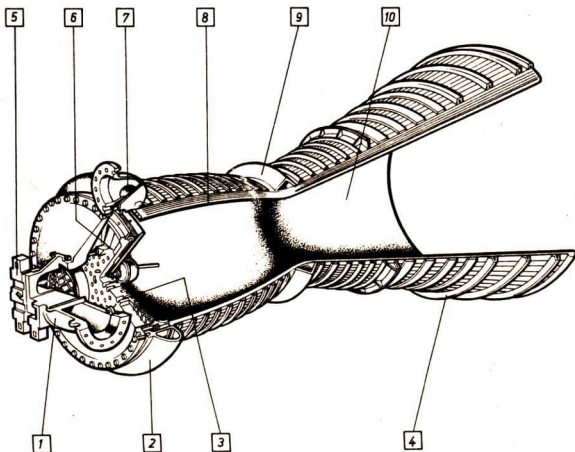


Bild 51/1

Brennkammer eines Raketentriebwerkes

- | | | |
|-------------------------------------|-------------------------|------------------------------------|
| 1 – Oxydatorzuleitung | 4 – Versteifungsring | 8 – Kühlmantel (Brennstoffkühlung) |
| 2 – Einlaufverteiler für Brennstoff | 5 – Anschlußstück | 9 – Düsenhalsversteifung |
| 3 – Einspritzkopf | 7 – Brennstoffzuleitung | 10 – Düsenmündung |

- ⑫ Berechnen Sie den Durchsatz für ein Triebwerk mit einer Schubkraft von 700 Mp und einer Ausströmgeschwindigkeit von $4000 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$!

Treibstoffe für chemische Antriebe. Wärmekraftmaschinen für den Antrieb von Kraftwagen saugen im ersten Takt ein Kraftstoff-Luft-Gemisch bzw. nur Luft an, und der Kraftstoff wird in das verdichtete Gas im Raum über dem Kolben eingespritzt.

● *Machen Sie sich die Wirkungsweise des Diesel- und Ottomotors klar (Physik Lehrbuch für die Klasse 8, S. 31/32 und S. 39ff)!
Beachten Sie dabei die jeweiligen Drücke und Temperaturen!
Warum muß in jedem Fall Luft angesaugt werden?*

Raketentriebwerke müssen in der dünnen Hochatmosphäre und im Vakuum eine Schubkraft liefern. Der notwendige Sauerstoff kann nicht aus der Umgebung entnommen werden.

Treibstoffe für chemische Antriebe müssen also Sauerstoff in genügender Menge enthalten.

Der Treibstoff für chemische Antriebe besteht aus zwei Komponenten, dem Brennstoff und dem Sauerstoffträger (Oxydator).

Treibstoff = Brennstoff + Oxydator

Raketentechnisch wichtige Daten eines Treibstoffes sind die erreichbare Ausströmgeschwindigkeit v_a und die Dichte ρ des Treibstoffes. Treibstoffe größerer Dichte haben gegenüber solchen mit geringerer Dichte den Vorteil, daß im gleichen Tankvolumen Treibstoff mit größerer Masse untergebracht werden kann. Mit Treibstoffen geringerer Dichte werden dagegen allgemein höhere Ausströmgeschwindigkeiten erzielt.

Die Brennstoffe dienen gleichzeitig als Bindemittel. Durch Zusatz von z. B. Aluminium, Beryllium oder Lithium zum Brennstoff wird die Ausströmgeschwindigkeit noch erhöht.

Tabelle 52/1
Feste Treibstoffe

Oxydator	Brennstoff	T in °K	v_a in m·s ⁻¹	ρ_T in g·cm ⁻³
Ammoniumperchlorat NH_4ClO_4	Polyester $\text{C}_{23}\text{H}_{28}\text{O}_4$	2 800	2 330	1,73
NH_4ClO_4	$\text{C}_{23}\text{H}_{28}\text{O}_4$ + Aluminium-zusatz	3 290	2 470	—
Kaliumperchlorat KClO_4	Asphalt	2 400	1 900	1,75

Die Qualität eines Treibstoffes wird nicht nach seiner Ausströmgeschwindigkeit oder nach seiner Dichte, sondern nach dem *Produkt beider Größen* beurteilt. Dieses Produkt ist bestimmend für den Betrag der Schubkraft.

Tabelle 52/2
flüssige Treibstoffe

Oxydator/Brennstoff	T in °K	v_a in m·s ⁻¹	ρ_T in g·cm ⁻³
Sauerstoff O_2 Äthanol $\text{C}_2\text{H}_5\text{OH}$	2 960	2 740	1,01
Sauerstoff O_2 Hydrazin N_2H_4	3 130	3 070	1,07
Wasserstoffperoxid H_2O_2 Hydrazin N_2H_4	2 580	2 760	1,26
Distickstofftetroxid N_2O_4 Aerozin	3 100	2 820	2,0
Sauerstoff O_2 Wasserstoff H_2	2 700	3 830	0,28
Fluor F_2 Hydrazin N_2H_4	4 400	3 560	1,31
Fluor F_2 Wasserstoff H_2	3 600	4 020	0,45

● Begründen Sie, weshalb Raketen nicht mit Gasen, sondern mit festem bzw. flüssigem Treibstoff betankt werden!

■ Von zwei Einzeltriebwerken sind folgende Daten bekannt:

Daten	Triebwerk 1	Triebwerk 2
Treibstoff	H ₂ /O ₂	NH ₄ ClO ₄ /C ₂₃ H ₂₈ O ₄
ρ_T	0,28 g·cm ⁻³	1,73 g·cm ⁻³
v_a	3830 m·s ⁻¹	2330 m·s ⁻¹
Treibstoffvolumen V_T	2 m ³	
t_B	10 s	

Für beide Triebwerke sind Durchsatz und Schubkraft zu berechnen.

$$\rho_T = \frac{m_T}{V_T}$$

$$m_{T1} = 5,6 \cdot 10^2 \text{ kg}$$

$$m_{T2} = 34,6 \cdot 10^2 \text{ kg}$$

Für Triebwerk 2 ist die Masse des zur Verfügung stehenden Treibstoffes größer als für Triebwerk 1.

$$D = \frac{m_T}{t_B} \quad \begin{array}{l} F_s = D \cdot v_a \\ F_{s1} = 21 \text{ Mp} \\ F_{s2} = 70,6 \text{ Mp} \end{array}$$

$$D_1 = 56 \text{ kg} \cdot \text{s}^{-1} \quad \begin{array}{l} \\ \\ \end{array}$$

$$D_2 = 346 \text{ kg} \cdot \text{s}^{-1}$$

Trotz geringerer Ausströmgeschwindigkeit wird mit Triebwerk 2 eine größere Schubkraft erreicht als mit Triebwerk 1.

Die Treibstoffkombination H₂/O₂ wird deshalb nicht in Startstufen eingesetzt. Startstufen werden mit Treibstoffen betankt, für die das Produkt $v_a \cdot \rho_T$ einen großen Betrag ergibt. Manche Mehrstufenraketen werden mit Feststofftriebwerken gestartet, die Zweit- und Drittstufen dann mit Flüssigkeitstriebwerken. Die Übersicht S. 54 enthält einige Aspekte des Vergleichs zwischen Feststoffantrieben und Flüssigkeitsantrieben.

Raketentriebwerke, in denen die Schubkraft durch chemische Reaktionen der Treibstoffkomponenten erzeugt wird, sind für Raketenstarts von der Erdoberfläche aus geeignet. Für den Start von einer Parkbahn, in den Oberstufen und Lande- und Rückkehrtriebwerken von Sonden (↗ Abschnitt 4) können auch andere Antriebssysteme eingesetzt werden.

Problem	Feststoffantrieb	Flüssigkeitsantrieb
Triebwerkskonstruktion	einfach, Brennkammer ist gleichzeitig Treibstoffbehälter, keine Pumpen, Ventile, Leitungen; Leermasse groß, durch Verwenden von Plasten ist Massenverringerung möglich.	Kompliziert; Pumpen, Treibstoffleitungen, Ventile, Vereisungsgefahr für Ventile durch flüssige Treibstoffe; Leermasse geringer, Behälter gerade so ausgelegt, daß sie dem Andruck der flüssigen Treibstoffmasse widerstehen.
Treibstoffe	Durch Einsatz plastischer Bindemittel (gleichzeitig Brennstoffkomponente) gieß- und formbar, bleiben nach dem Härten plastisch und können so außerhalb des Triebwerksgehäuses transportiert werden. Segmentbauweise gestattet Herstellen großer Treibsätze. Ausströmgeschwindigkeit bis $2800 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$ und hohe Treibstoffdichten möglich.	Große Auswahl an Brennstoffen und Oxydatoren, allgemein niedrige Dichte hochenergetischer Treibstoffe. Ausströmgeschwindigkeit bis $4200 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$. Einzeltriebwerke werden zu Triebwerksbündeln zusammengefaßt (bis zu 8 für Startstufen von Großraketen). Verflüssigte Gase verdampfen (Problem beim Betanken einer Rakete).
Zündung, Schubregulierung	Schwierig, aber lösbar; Zündung stets von außen, schlagartiges Abbrechen des Schubs durch Umleiten des Gasstrahls in Düsen in Flugrichtung, Wiederzünden möglich; Schubregulierung schwierig, Abbrandsteuerung durch verschiedene Formen der Treibsätze.	Zündung von außen und Selbstzündung durch entsprechende Treibstoffkomponenten. Schubregulierung einfach von grob bis fein (Lenkung). Löschen und Wiederzünden einfach realisierbar.
Kühlung	Nicht problemlos, erfolgt durch entsprechende Gestaltung des Abbrandes (Innenbrenner) und Schwitzkühlung (Ausströmdüse mit verdampfenden Stoffen ausgekleidet, die beim Verdampfen Wärme entziehen).	Einfacher, weil Treibstoff als Kühlmittel Brennkammer und Düse umströmt (Gegenstrom).
Verwendung	Startstufen von Großraketen, auch Oberstufen. Höhenforschung, Kampfraketen (ungelenkte Raketen). Korrekturtriebwerke für einmalige Korrektur. Geringe Startvorbereitungszeit, geringer Aufwand.	Startstufen von Großraketen (Triebwerksbündel), Oberstufen mit hochenergetischen Komponenten, Kampfraketen mit großer Reichweite bis 12000 km (gelenkte Raketen), Korrekturtriebwerke für mehrere Manöver.

Elektrische Antriebe – System „Jantar“

In der Erdatmosphäre ist der Bereich zwischen 80 km und 200 km Höhe wegen der dort auftretenden solarerrestrischen Wechselwirkungen und meteorologischen Einflüsse besonders interessant. Aber gerade in dieser Höhe kann sich ein Satellit nicht genügend lange aufhalten. Durch die bremsende Wirkung der Lufthülle würde er auf eine Abstiegsbahn gezwungen, es sei denn, der Satellit könnte durch geeignete Triebwerke zeitweilig beschleunigt werden. Ein für solche Zwecke geeignetes Antriebssystem haben Wissenschaftler der Sowjetunion entwickelt und seit 1966 mit Erfolg getestet. Die Besonderheit dieses Triebwerkes besteht darin, daß als Arbeitsgas der Stickstoff der Atmosphäre genutzt wird.

Das in der Sowjetunion entwickelte Triebwerk gehört in die Klasse der *elektrischen Antriebe*. Sein Wirkungsprinzip ist folgendes:

Die neutralen Atome des Stickstoffes werden in einer Ionisationskammer ionisiert. In einer Folge von elektrostatischen Feldern werden die Ionen stark beschleunigt. Der dabei entstehende Schub wirkt auf das Triebwerk und kann so zum Beschleunigen eines Raumfahrzeuges genutzt werden.

Die beschleunigten Ionen werden bei Verlassen des Triebwerkes wieder neutralisiert. Dadurch wird vermieden, daß der austretende Antriebsstrahl zu stark aufgefächert wird, was die Leistung erheblich beeinträchtigen würde. Bild 55/1 zeigt das grundsätzliche Prinzip.

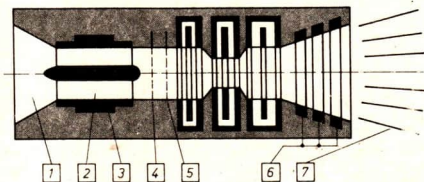
Der aus der Atmosphäre stammende Stickstoff tritt mit $v = 8000 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ (Kreisbahngeschwindigkeit) in das Aggregat ein und wird auf $v_a = 120000 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ beschleunigt. Der Neutralisierungsgrad beträgt 99,7%. Damit hat dieses Antriebssystem einen sehr hohen Wirkungsgrad. Das Schubvermögen ist allerdings gering. Daher eignet sich das Antriebssystem z. B. nicht für einen Start von der Erde.

Es wird damit gerechnet, daß derartige Ionentriebwerke Ausströmgeschwindigkeiten bis $300 \text{ km} \cdot \text{s}^{-1}$ ermöglichen. Ein solcher Antrieb kann nur in der Atmosphäre arbeiten. Ist die Luftdichte zu gering oder gleich Null, dann muß das Arbeitsgas mitgeführt werden: Das verschlechtert das Massenverhältnis.

Bild 55/1

Ionentriebwerk „Jantar“
(Prinzip)

- 1 – Gaseintritt
- 2 – Ionisierungskammer
- 3 – Magnet
- 4 – Schirmgitter
- 5 – Sauggitter
- 6 – Elektronenquelle
- 7 – Gasaustritt



Thermischer Atomantrieb

In einem herkömmlichen Raketentriebwerk werden feste oder flüssige Stoffe durch Wärmezufuhr verdampft. Das entstandene Gas wird stark erwärmt. Daraus folgt ein hoher Arbeitsdruck in der Brennkammer und somit eine hohe Ausströmgeschwindigkeit. Beim thermischen Atomantrieb ist der Energielieferant nicht ein chemischer Vorgang, sondern ein atomarer Spaltprozeß. Die erreichbaren Ausströmgeschwindigkeiten hängen von der Arbeitstemperatur im Reaktor ab. Als Arbeitsgase lassen sich z. B. Wasserstoff oder Ammoniak verwenden.

Tabelle 56/1 Ausströmgeschwindigkeiten bei verschiedenen Arbeitstemperaturen

Arbeitsgas	Arbeitstemperatur	
	2 000°K	4 000°K
NH ₃	$v = 3384 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$	$v = 5199 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$
H ₂	$v = 6867 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$	$v = 11478 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$

Zur Zeit ergeben sich trotz der hohen Ausströmgeschwindigkeiten keine Vorteile. Zu einem Atomantrieb gehört ein kompletter Atomreaktor. Dadurch wird das Massenverhältnis sehr ungünstig beeinflusst. An stationären Anlagen zur Energiegewinnung nach diesem Prinzip wird gearbeitet.

Photonen-Raketenantrieb

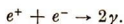
Das theoretisch darstellbare Funktionsprinzip beruht auf dem Erzeugen einer energiereichen Strahlung. Diese Strahlung wird durch eine entsprechende Einrichtung gerichtet und kann so zur Schuberzeugung genutzt werden.

Funktionshypothese:

Der Brennkammer wird aus zwei Behältern je die gleiche Menge eines Stoffes und seines Antistoffes zugeführt. Dabei kann es sich um Wasserstoff und Antiwasserstoff handeln.

Gegenwärtig sind mehr als 300 verschiedene Elementarteilchen bekannt. Zu vielen von ihnen existieren Antiteilchen, z. B. Elektron – Positron (\nearrow Physik Lehrbuch für die Klasse 10, S. 10/11/12 und 21).

Treffen Teilchen und Antiteilchen zusammen, so kommt es zur Zerstrahlung, d. h., ein Teilchen und sein Antiteilchen „vernichten“ sich unter Aussendung von Photonen. Für das Elektron und sein Antiteilchen, das Positron, lautet die Reaktionsgleichung



Durch das Zusammentreffen von Wasserstoff und Antiwasserstoff entsteht eine harte, energiereiche Gammastrahlung, die zur Schuberzeugung genutzt werden könnte.

Dieser Schub könnte die Photonenrakete allmählich so beschleunigen, bis sie angenähert Lichtgeschwindigkeit erreicht.

Der Photonenantrieb ist zur Zeit aus folgenden Gründen nicht realisierbar:

- Zur Bildung von 1 t Antiwasserstoff wäre eine Energie von $5 \cdot 10^{13}$ kWh nötig. Das ist das 100fache der Elektroenergie, die im Jahre 1963 insgesamt in der UdSSR zur Verfügung stand.

Um einen Körper mit einer Masse von 100 t auf 90% der Lichtgeschwindigkeit zu beschleunigen, müßte die Startmasse einer mehrstufigen Photonenrakete $50 \cdot 10^6$ t betragen.

- Es muß nicht nur genügend Antistoff erzeugt, sondern auch aufbewahrt werden.

Dafür kommen nur nichtstoffliche Formen der Materie, starke magnetische Felder und ein absolutes Vakuum in Betracht.

- Es gibt noch keine Möglichkeit, die äußerst harte Gamma-Strahlung ausreichend gerichtet auszusenden.

Im Abschnitt 2 wurden die physikalischen Grundlagen der Raumfahrt erläutert, die zur Beschreibung des Aufstiegs eines Satelliten notwendig sind. Die Bezeichnung **Satellit** hat zweierlei Bedeutung. Als Satelliten werden alle Raumflugkörper bezeichnet, wenn ihre Bewegungen um einen Himmelskörper entsprechend den Gesetzen der Himmelsmechanik betrachtet werden können. Im engeren Sinne gilt die Bezeichnung für solche künstliche Himmelskörper, die zur Lösung bestimmter wissenschaftlicher, technischer, militärischer u. a. Aufgaben eingesetzt werden und eine entsprechende technische Ausrüstung besitzen, wie z. B. Nachrichtensatellit, Wettersatellit.

Bewegungsgesetze künstlicher Erdsatelliten

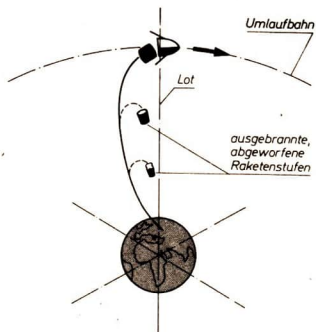
Zur Zeit des Brennschlusses der Rakete bewegt sich der Satellit senkrecht zum Lot auf die Erdoberfläche (Bild 59/1). Der Satellit führt dann eine Zentralbewegung um die Erde aus, genauso wie Planeten eine entsprechende Zentralbewegung um die Sonne vollführen; man kann letztere deshalb auch als natürliche Satelliten der Sonne bezeichnen. Satelliten wie Planeten sind Körper im Gravitationsfeld eines Himmelskörpers, die sich auf bestimmten Bahnen, bedingt durch das Wirken von Gesetzen, um diesen Himmelskörper bewegen. Johannes Kepler fand bei der Auswertung von Beobachtungsdaten verschiedener Planeten drei Gesetze¹. Die Keplerschen Gesetze gelten für alle Himmelskörper, sie beschreiben also auch, wie sich Raumflugkörper um einen Himmelskörper bewegen.

¹ Vgl. Lehrbuch Physik für die Klasse 9, S. 55 ff, Lehrbuch Physik für die Klasse 12, S. 42 ff, Berlin: Volkseigener Verlag Volk und Wissen, 1970

Bild 59/1

Start eines Satelliten

Der Start eines Satelliten mit Hilfe einer Mehrstufenrakete erfolgt senkrecht von der Erdoberfläche aus. Nach dem Ausbrennen und Abwerfen der einzelnen Raketentriebwerkstufen wird mit der Endstufe der Satellit in die Umlaufbahn gebracht und dann von der Endstufe getrennt. Die Form der Umlaufbahn hängt ab von der Endgeschwindigkeit, die der Satellit erhalten hat.



Die Beobachtungen von künstlichen Satelliten bestätigen die Richtigkeit der Keplerschen Gesetze. Sie sollen deshalb hier, bezogen auf ein System Erde/Satellit, aufgeführt werden.

Der künstliche Satellit Sputnik 2 (↗ S. 75), gestartet am 3. November 1957, überflog zum Beispiel am 6. November 1957 folgende Städte und Gebiete:

Beobachtungs-orte	Beobachtungs-zeit in MEZ
Warschau	5h56min
Moskau	5h58min
Tokio	6h16min
Feuerland	7h07min
London	7h39min

Verbindet man die angegebenen Städte und Gebiete auf einem Globus miteinander, so ergibt sich unter Berücksichtigung der Erdrotation (↗ Abschnitt 5) eine kreisähnliche Bahn. Das Zentrum der Bahn liegt im Erdmittelpunkt.

Bei der optischen Beobachtung von Sputnik 2 wurden an den genannten Orten unterschiedliche Durchschnittswerte für die Helligkeit des Satelliten festgestellt. Dieser Durchschnittswert der Helligkeit von Sputnik 2 war über Moskau wesentlich größer als über Feuerland und danach über London wiederum größer als über Feuerland. Die unterschiedlichen Durchschnittswerte der Helligkeit lassen sich mit den unterschiedlichen Entfernungen des Satelliten vom Beobachtungsort erklären; denn es gilt das 1. Keplersche Gesetz (↗ Lehrbuch Physik für die Klasse 9, S. 55) in einer speziellen Form:

Die Bahn eines Satelliten um die Erde hat die Form einer Ellipse, in deren einem Brennpunkt der Mittelpunkt der Erde liegt.

Vergleiche hierzu Bild 60/1 auf der nächsten Seite!

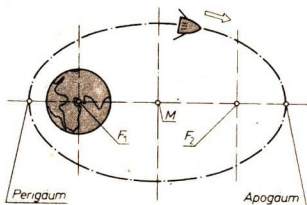


Bild 60/1 Zum 1. Keplerschen Gesetz

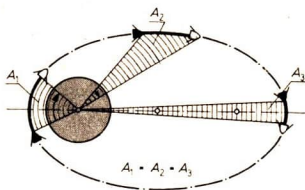


Bild 60/2 Zum 2. Keplerschen Gesetz

Mit der unterschiedlichen Entfernung des Satelliten von der Erde ändert sich auch der Betrag seiner Bahngeschwindigkeit.

Es gilt das 2. Keplersche Gesetz in einer speziellen Form :

Der Leitstrahl vom Mittelpunkt der Erde zu einem Satelliten überstreicht in gleichen Zeiten gleiche Flächen.

$$A_1 = A_2 = A_3$$

Damit sind die Laufzeiten künstlicher Satelliten auf den verschiedenen Teilstrecken der Umlaufbahn unterschiedlich (Bild 60/2).

Die Umlaufzeit T hängt weiterhin von der Länge der großen Halbachse a der Satellitenbahn ab (Bild 60/3). Dieser Zusammenhang wird ausgedrückt durch das 3. Keplersche Gesetz (\nearrow Physik in Übers. S. 71) in einer speziellen Form :

Bewegen sich zwei Satelliten auf verschiedenen Bahnen um die Erde, so verhalten sich die dritten Potenzen der großen Halbachsen (bezogen auf den Mittelpunkt der Erde) ihrer Bahnen (a_1, a_2), wie die Quadrate der Umlaufzeiten (T_1, T_2).

$$a_1^3 : a_2^3 = T_1^2 : T_2^2$$

Das Gesetz besagt, daß die Umlaufzeit des Satelliten kleiner wird, wenn der Abstand zur Erde kleiner wird. Das geschieht z. B. beim Abbremsen durch die Erdatmosphäre. Ein Beispiel soll das Wirken des 3. Keplerschen Gesetzes demonstrieren.

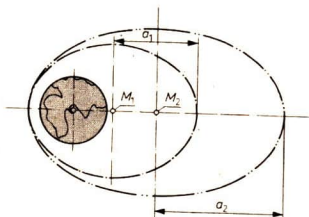


Bild 60/3 Zum 3. Keplerschen Gesetz

■ Wie groß war die Umlaufzeit von Sojus 8?

Der Mond ist ein natürlicher Satellit der Erde, dessen mittlere Entfernung und Umlaufzeit bekannt sind. Außerdem sei die Bahnhöhe von Sojus 8 bekannt.

Gegeben:

Mond

$$a_1 = 3,844 \cdot 10^5 \text{ km}$$

$$T_1 = 27,322 \text{ Tage}$$

$$= 3,934 \cdot 10^4 \text{ min}$$

Lösung:

$$a_1^3 : a_2^3 = T_1^2 : T_2^2$$

$$T_2 = \sqrt{\frac{a_2^3 \cdot T_1^2}{a_1^3}}$$

Sojus 8

Bahnhöhe h , Erdradius R

$$h = 213 \text{ km}, R = 6378 \text{ km}$$

$$a_2 = R + h = 6,591 \cdot 10^3 \text{ km}$$

$$T_2 = \sqrt{\frac{28,63 \cdot 10^{10} \cdot 15,47 \cdot 10^8 \text{ km}^3 \cdot \text{min}^2}{5,680 \cdot 10^{16} \text{ km}^3}}$$

$$\underline{\underline{T_2 \approx 88 \text{ min}}}$$

Gesucht: T_2

Sojus 8 hat eine *errechnete* Umlaufzeit von 88 Minuten. Für Sojus 8 betrug die *beobachtete* Umlaufzeit 88,6 Minuten. Der errechnete Betrag stimmt annähernd mit dem aus Beobachtungen gewonnenen Betrag überein.

Die Keplerschen Gesetze beschreiben die Bewegung eines Planeten um die Sonne. Sie erklären nicht die Ursachen der Bewegung. Dieses Problem löste Isaak Newton. Bekannt ist (↗ Physik Lehrbuch für die Klasse 9, S. 37) das

Trägheitsgesetz

► **Jeder Körper beharrt in Ruhe oder in geradliniger, gleichförmiger Bewegung, solange die resultierende Kraft aller einwirkenden Kräfte Null ist.**

Die Beachtung dieser Bedingungen erfordert eine Untersuchung der nach Brennschluß der Rakete auf einen Satelliten einwirkenden Kräfte. Eine der einwirkenden Kräfte ist die Reibungskraft, die durch den Luftwiderstand hervorgerufen wird. Diese Reibungskraft kann aber vernachlässigt werden, wenn man voraussetzt, daß sich der Satellit sehr hoch über der Erdoberfläche befindet (↗ Aufbau der Lufthülle, S. 32). Eine ebenfalls zu beachtende physikalische Erscheinung ist die **Gravitation** (↗ Physik Lehrbuch für die Klasse 9, S. 55, 56). Die dabei wirkenden Kräfte bezeichnet man als Massenanziehungskräfte oder Gravitationskräfte.

Aus dem Gesetz über die Gravitation folgt, daß zwischen den Körpern der Satellitenumgebung und dem Satelliten Gravitationskräfte wirken.

Isaak Newton fand die Gleichung zur Berechnung des Betrages der

$$\text{Gravitationskraft } F = k \cdot \frac{m_1 \cdot m_2}{r^2}.$$

Dabei gilt für die

$$\text{Gravitationskonstante } k = 6,67 \cdot 10^{-11} \frac{\text{N} \cdot \text{m}^2}{\text{kg}^2},$$

m_1, m_2 : Massen der Körper,

r : Abstand ihrer Massenmittelpunkte.

In der Umgebung eines Satelliten können sich Gas- und Staubteilchen befinden, deren Gravitationswirkung auf den Satelliten wegen ihrer kleinen Massen unberücksichtigt bleiben kann. Von den größeren Körpern der weiteren Umgebung kommen in Betracht die Erde, der Mond, die Sonne und die Planeten. Rechnerisch läßt sich nachweisen, daß die Gravitationskraft, die zwischen Erde und Satellit zur Zeit des Brennschlusses der Rakete wirkt, wesentlich größer ist als die Kraft aus der Gravitationswirkung anderer Himmelskörper auf den Satelliten.

Gegeben:

Masse des Satelliten m_1

Masse der Erde $m_2 \approx 6 \cdot 10^{24} \text{ kg}$

Masse der Sonne $m'_2 \approx 2 \cdot 10^{30} \text{ kg}$

Abstand Erde-Satellit $r \approx 7 \cdot 10^3 \text{ km}$

Abstand Sonne-Satellit $r' \approx 1,5 \cdot 10^8 \text{ km}$

Gravitationskonstante k

Gesucht:

Gravitationskraft Erde-Satellit F

Gravitationskraft Sonne-Satellit F'

Behauptung:

$$F > F'$$

Beweis:

$$k \cdot \frac{m_1 \cdot m_2}{r^2} > k \cdot \frac{m_1 \cdot m'_2}{r'^2}$$

$$\frac{m_2}{r^2} > \frac{m'_2}{r'^2}$$

$$\frac{6 \cdot 10^{24} \text{ kg}}{5 \cdot 10^7 \text{ km}^2} > \frac{2 \cdot 10^{30} \text{ kg}}{2 \cdot 10^{16} \text{ km}^2}$$

$$\underline{\underline{10^{17} > 10^{14}}}$$

Die beiden Gravitationskräfte liegen in wesentlich voneinander verschiedenen Größenordnungen.

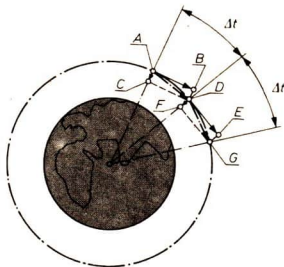
Man darf sich deshalb auf die Berücksichtigung der Gravitationskraft zwischen Erde und Satellit beschränken. Diese wirkt in Richtung Massenmittelpunkt der Erde. Sie bewirkt, daß der Satellit keine geradlinige, gleichförmige Bewegung ausführt.

Die Bewegung des Satelliten von A nach D (Bild 63/1) kann so aufgefaßt werden, als bestünde sie aus zwei Teilbewegungen, der geradlinigen, gleichförmigen Tangentialbewegung von A nach B unter dem Einfluß der Trägheit und der geradlinigen, etwa gleichmäßig beschleunigten Radialbewegung von A nach C unter dem Einfluß der Gravitation. Auf dem Bahnstück von D nach G zerlegt man die Bewegung wieder in eine Teilbewegung von D nach E (Trägheitsgesetz) und eine Teilbewegung von D nach F (Gravitationsgesetz).

Diese Untersuchung müßte man für alle Bahnpunkte wiederholen, um die Bahnform zu ermitteln. Man erkennt, daß die Bahnform vom Betrag der Teilbewegungen \overline{AB} (\overline{DE}) und \overline{AC} (\overline{DF}) abhängt.

Bild 63/1

Bewegung eines Satelliten auf einer Kreisbahn



Unter den angegebenen Ausgangsbedingungen lassen sich folgende Fälle unterscheiden (Bild 63/2):

- Die Fallstrecke durch die Gravitation ist größer als die Abstandsvergrößerung von der Erde (Höhengewinn) durch die tangentielle Bewegungskomponente.
- Die Fallstrecke ist gleich dem Höhengewinn.
- Die Fallhöhe ist kleiner als der Höhengewinn.

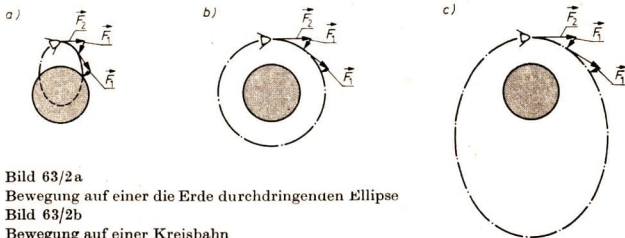


Bild 63/2a

Bewegung auf einer die Erde durchdringenden Ellipse

Bild 63/2b

Bewegung auf einer Kreisbahn

Bild 63/2c

Bewegung auf einer Ellipse um die Erde

Im Fall a) bewegt sich der Satellit auf einer elliptischen Bahn. Da ein Teil der Bahnkurve im Erdkörper verläuft, wird der Satellit nach kurzer Zeit auf die Erde zurückkehren. (Bild 64/1 Bahnkurve 1)

Vergrößert man den Betrag der Endgeschwindigkeit, so wird die Ellipse größer

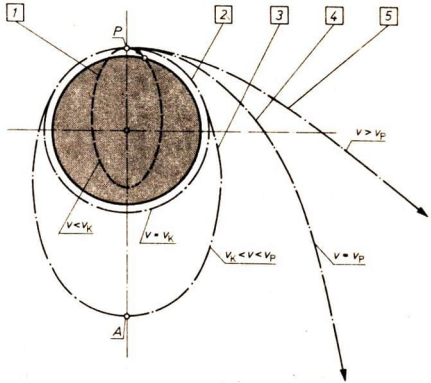


Bild 64/1

Veränderung der Bahnform bei gleichem Ausgangspunkt und gleicher Anfangsrichtung, aber veränderter Anfangsgeschwindigkeit

und die Form nähert sich der eines Kreises, bis schließlich der Fall b) eintritt. In diesem Fall bewegt sich der Satellit auf einer Kreisbahn um die Erde. Die Höhe des Satelliten über der Erdoberfläche ist konstant (Bild 64/1, Bahnkurve 2). Wird der Betrag der Endgeschwindigkeit weiter erhöht, so entstehen als Bahnkurven Ellipsen. Die Höhe des Satelliten über der Erdoberfläche verändert sich während eines Umlaufes. Man kann einen erdnahen Punkt P (Perigäum)¹ und einen erdfernen Punkt A (Apogäum)² bestimmen (Bild 64/1, Bahnkurve 3).

Ellipse und Kreis stellen jedoch nicht die einzig möglichen Bahnformen dar. Nimmt die Endgeschwindigkeit im Fall c) weiter zu, so wird der Abstand des Satelliten im Apogäum größer.

Es gibt eine bestimmte Geschwindigkeit, die Entweichgeschwindigkeit von der Erde, bei deren Überschreiten sich der Raumflugkörper ständig weiter von der Erde entfernt. Die elliptische Bahn geht dann in eine Parabelbahn über (Bild 64/1, Bahnkurve 4). Der Raumflugkörper wird zu einem künstlichen „Planet“ der Sonne, oder bei noch größeren Geschwindigkeiten entweicht der Raumflugkörper auch aus dem Gravitationsbereich der Sonne.

Die bisherigen Aussagen wurden unter der Voraussetzung gemacht, daß sich der Raumflugkörper bei Brennschluß der Rakete parallel rechtwinklig zum Bahnradius (Bild 59/1) bewegt. Erfolgt die Bewegung unter einem Winkel zum Bahnradius, so ändert sich die Lage der Bahn, jedoch prinzipiell nicht die Bahnform.

¹ Perigäum: Erdnähe

² Apogäum: Erdferne

Die Bahngeschwindigkeiten

Im Abschnitt über die Bewegungsgesetze künstlicher Satelliten (S. 58) wurde deutlich, welche Bedeutung die Endgeschwindigkeit der Rakete für die Bahnform hat. In diesem Abschnitt wird nun die Aufgabe gelöst, den Betrag der Endgeschwindigkeit für die aufgeführten Bahnformen zu bestimmen. Der Fall a) nach Bild 63/2 ist uninteressant, da keine Satellitenbahn erreicht wird. Die kleinste Geschwindigkeit, die notwendig ist, um eine Satellitenbahn zu erreichen, ist die Kreisbahngeschwindigkeit (Bild 63/2b). Bewegt sich ein Körper auf einer Kreisbahn, so wirkt eine Radialkraft \vec{F}_r . Diese Kraft ist immer zum Mittelpunkt der Kreisbahn gerichtet. Der Betrag läßt sich berechnen mit der Gleichung für die

$$\text{Radialkraft! } F_r = m \cdot v^2 \cdot r^{-1}.$$

v : Bahngeschwindigkeit, r : Radius der Kreisbahn, m : Masse des Körpers

Die Radialkraft ist in diesem Falle die Gewichtskraft des Satelliten.

$$\vec{F}_r = \vec{F}_G$$

Mit $F_G = m \cdot g$ (g : Erdbeschleunigung) folgt

$$m \cdot \frac{v^2}{r} = m \cdot g. \quad (3)$$

Löst man die Gleichung nach v auf, so erhält man:

$$v = \sqrt{r \cdot g}. \quad (4)$$

Unter der Annahme, daß sich der Satellit unmittelbar an der Erdoberfläche bewegen würde, jedoch ohne Berücksichtigung der Reibungskräfte, erhält man durch Einsetzen der entsprechenden Beträge in die Gleichung (4) die Bahngeschwindigkeit $7,91 \text{ km} \cdot \text{s}^{-1}$.

Gegeben:

$$r = 6378 \text{ km} = 6,378 \cdot 10^6 \text{ m}$$

$$g = 9,81 \text{ m} \cdot \text{s}^{-2}$$

Gesucht:

v

Lösung:

$$v = \sqrt{r \cdot g}$$

$$v = \sqrt{6,378 \cdot 10^6 \cdot 9,81 \frac{\text{m} \cdot \text{m}}{\text{s}^2}}$$

$$v = \underline{\underline{7,91 \text{ km} \cdot \text{s}^{-1}}}$$

Diese Geschwindigkeit nennt man minimale

Kreisbahngeschwindigkeit für die Erde oder auch

1. kosmische Geschwindigkeit für die Erde.

¹ Vgl. Physik Lehrbuch für die Klasse 9, Berlin: Volk und Wissen Volkseigener Verlag 1970, S. 50

Sie hat nur theoretischen Wert. Da sich die Erdbeschleunigung g und die Entfernung r mit wachsender Höhe des Satelliten ändern, bleibt der Betrag für die Kreisbahngeschwindigkeit nicht $7,91 \text{ km} \cdot \text{s}^{-1}$. Das Diagramm (Bild 66/1) zeigt den Zusammenhang zwischen der Kreisbahngeschwindigkeit v_K und der Höhe h des Satelliten über der Erdoberfläche.

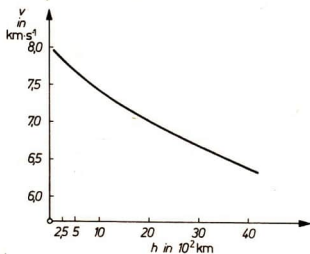


Bild 66/1
Geschwindigkeit in Abhängigkeit von der Höhe

Aus der bekannten Bahngeschwindigkeit v_K und der Höhe h des Satelliten läßt sich die Umlaufzeit T bestimmen. Das ist die Zeit, die ein Satellit für einen vollen Umlauf benötigt. Auf einer Kreisbahn bleiben Höhe h und Bahngeschwindigkeit v_K konstant. Es handelt sich um eine gleichförmige Kreisbewegung. Es gilt (\nearrow Lehrbuch Physik für die Klasse 9, S. 49) das Geschwindigkeitsgesetz der gleichförmigen Bewegung:

$$v = \frac{s}{t} = \frac{2\pi \cdot r}{T}, \quad (5)$$

und damit auch

$$T = \frac{2\pi \cdot r}{v}. \quad (6)$$

- Für einen Satelliten auf der Kreisbahn mit der Bahnhöhe Null würde sich eine Umlaufzeit von 84 Minuten ergeben.

Gegeben:

$$v_K = 7,9 \text{ km} \cdot \text{s}^{-1}$$

$$r = 6378 \text{ km}$$

Lösung:

$$T = \frac{2\pi \cdot r}{v_K}$$

$$T \approx \frac{2 \cdot 3,14 \cdot 6378 \text{ km} \cdot \text{s}}{7,9 \text{ km}}$$

Gesucht:

T

$$\underline{\underline{T \approx 5070 \text{ s} \approx 84 \text{ min}}}$$

Mit Hilfe des Diagramms (Bild 66/1) kann man die Umlaufzeiten für andere Kreisbahnen ermitteln.

- Kosmos 151 (Start: 24. 3. 1967) bewegte sich auf einer Kreisbahn 630 km über der Erdoberfläche. Es soll die Umlaufzeit bestimmt werden. Aus der Tabelle folgt für 630 km Bahnhöhe ein Betrag für die Kreisgeschwindigkeit von $7,55 \text{ km} \cdot \text{s}^{-1}$.

Gegeben:

$$r = 6378 \text{ km} + 630 \text{ km} = 7008 \text{ km}$$

$$v_K = 7,55 \text{ km} \cdot \text{s}^{-1}$$

Gesucht:

T

Lösung:

$$T = \frac{2\pi \cdot r}{v_K}$$

$$T \approx \frac{2 \cdot 3,14 \cdot 7008 \text{ km} \cdot \text{s}}{7,55 \text{ km}}$$

$$T \approx \underline{\underline{97,1 \text{ min}}}$$

Kosmos 151 hatte laut Rechnung eine Umlaufzeit von 97,1 Minuten. Der Wert stimmt mit dem aus Beobachtungen gewonnenen überein. Ist die Endgeschwindigkeit der Rakete kleiner als die Kreisbahngeschwindigkeit im betreffenden Bahnpunkt, so ergeben sich Ellipsen, die den Satelliten zur Erdoberfläche zurückführen. Wird die Endgeschwindigkeit größer als die Kreisbahngeschwindigkeit gewählt, so bewegt sich der Satellit ebenfalls auf einer Ellipse, dann aber um die Erde.

Für diese Satellitenbahnen gilt, wie hier nicht bewiesen wird:

$$v_1^2 - v_2^2 = 2k \cdot M \cdot \left(\frac{1}{r_1} + \frac{1}{r_2} \right). \quad (7)$$

Es bedeuten

v_1 : Geschwindigkeit im Perigäum, v_2 : Geschwindigkeit im Apogäum

k : Gravitationskonstante (\nearrow S. 62), M : Masse der Erde

r_1 : Abstand des Satelliten vom Erdmittelpunkt im Perigäum

r_2 : Abstand des Satelliten vom Erdmittelpunkt im Apogäum.

Nach dem 2. Keplerschen Gesetz gilt:

$$v_1 : v_2 = r_2 : r_1. \quad (8)$$

Die Gleichungen (7) und (8) erlauben es, die Geschwindigkeiten für unterschiedliche Höhen zu berechnen. Weicht die Bahnform nur wenig von der Kreisbahn ab, so empfiehlt sich die Anwendung der Gleichung (4) für gemittelte Werte für r und g . Auf Seite 64 wurde gezeigt, daß sich der Satellit von der Erde entfernen kann. Die dafür notwendige Endgeschwindigkeit der Rakete bezeichnet man als

Entweichgeschwindigkeit von der Erde v_E oder 2. kosmische Geschwindigkeit für die Erde.

Wenn die Erde allein im Weltraum wäre, würde nur ihr Gravitationsfeld auf einen Raumflugkörper einwirken. Um diesen von der Erde entweichen zu lassen und seine Rückkehr zu verhindern, müßte man ihn „unendlich weit“ entfernen. Die dafür notwendige Energie wäre gleich der Energie, die frei werden würde, wenn der Körper aus dem Unendlichen auf die Erde fallen würde. Es gilt der Energieerhaltungssatz

$$W_{\text{ges}} = W_{\text{pot}} + W_{\text{kin}}. \quad (9)$$

W_{pot} : potentielle Energie; W_{kin} : kinetische Energie.

Die potentielle Energie läßt sich berechnen mit

$$W_{\text{pot}} = m \cdot g_h \cdot h \quad (10)$$

m : Masse des Körpers; g_h : Erdbeschleunigung, abhängig von der Höhe;
 h : Höhe des Körpers über der Erdoberfläche.

Diese Gleichung ist im vorliegenden Fall für die Berechnung der Energie ungeeignet, da sich bei größerer Höhe die Erdbeschleunigung verringert. Wie hier nicht bewiesen wird, läßt sich die potentielle Energie W_{pot} auch nach der Gleichung berechnen:

$$W_{\text{pot}} = m \cdot g \cdot r. \quad (11)$$

r : Radius der Erde

Stellt man sich vor, der Satellit würde aus dem Unendlichen auf die Erde fallen, so hätte er unmittelbar vor dem Aufschlag die kinetische Energie

$$W_{\text{kin}} = \frac{m \cdot v^2}{2} \quad (12)$$

v : Geschwindigkeit vor dem Aufschlag.

Nach dem Energieerhaltungssatz muß gelten

$$\frac{m \cdot v^2}{2} = m \cdot g \cdot r. \quad (13)$$

Man dividiert die Gleichung durch m und löst sie nach v auf!

$$v = \sqrt{2 \cdot g \cdot r} \quad (14)$$

Diese Geschwindigkeit ist die gesuchte Entweichgeschwindigkeit v_E . Vergleicht man die Gleichungen (3) und (4) und die zuletzt angeführte (14) miteinander, so erkennt man:

$$v_E = \sqrt{2} \cdot v_K. \quad (15)$$

Ein Raumflugkörper soll das Gravitationsfeld der Erde verlassen. Es ergibt sich bei der Vernachlässigung des Luftwiderstandes die Entweichgeschwindigkeit v_E zu

$$v_E = \sqrt{2} \cdot v_K$$

Mit $v_K = 7,91 \text{ km} \cdot \text{s}^{-1}$ und $\sqrt{2} = 1,414$ erhält man

$$\underline{\underline{v_E = 11,153 \text{ km} \cdot \text{s}^{-1} \approx 11,2 \text{ km} \cdot \text{s}^{-1}}}$$

Der Körper mußte an der Erdoberfläche eine Geschwindigkeit von mindestens $11,2 \text{ km} \cdot \text{s}^{-1}$ erreichen.

Soll schließlich der Satellit das Gravitationsfeld der Sonne verlassen, wendet man das gleiche Verfahren noch einmal an. Die Erde und ihre Satelliten bewegen sich mit einer Kreisbahngeschwindigkeit von $29,8 \text{ km} \cdot \text{s}^{-1}$ um die Sonne. Die Rechnung ergibt eine Entweichgeschwindigkeit von $42,3 \text{ km} \cdot \text{s}^{-1}$ in Bezug auf die Sonne.

Ein Satellit, der von der Erde startet, muß ebenfalls diese Geschwindigkeit relativ zur Sonne erreichen, wenn er das Gravitationsfeld der Sonne verlassen soll.

Startet man den Raumflugkörper tangential zur Erdbahn, so wirkt bereits die Geschwindigkeitskomponente der Erde auf der gleichen Wirkungslinie. Er muß dann $42,3 \text{ km} \cdot \text{s}^{-1} - 29,8 \text{ km} \cdot \text{s}^{-1} = 12,5 \text{ km} \cdot \text{s}^{-1}$ zusätzlich zur irdischen Entweichgeschwindigkeit von $11,2 \text{ km} \cdot \text{s}^{-1}$ erreichen.

Die Energie, die dazu notwendig ist, um dem Körper die irdische Entweichgeschwindigkeit v_{E1} zu erteilen, beträgt

$$W_1 = \frac{m \cdot v_{E1}^2}{2}. \quad (16)$$

Zusätzlich wird eine Arbeit nötig, um den Raumflugkörper zum Entweichen von der Sonne zu bringen. Die dafür aufzuwendende Energie beträgt

$$W_2 = \frac{m \cdot v_{E2}^2}{2}. \quad (17)$$

Die Gesamtenergie ist gleich der Summe der Teilenergien

$$W_{\text{ges}} = W_1 + W_2. \quad (18)$$

Eingesetzt erhält man:

$$\frac{m \cdot v^2}{2} = \frac{m \cdot v_{E1}^2}{2} + \frac{m \cdot v_{E2}^2}{2}$$

$$v = \sqrt{v_{E1}^2 + v_{E2}^2}. \quad (19)$$

Diese Geschwindigkeit nennt man

solare Fluchtgeschwindigkeit von der Erde v_F oder
3. kosmische Geschwindigkeit für die Erde.

Gegeben:

$$v_{E1} = 11,2 \text{ km} \cdot \text{s}^{-1}$$

$$v_{E2} = 12,5 \text{ km} \cdot \text{s}^{-1}$$

Gesucht:

$$v_F$$

Lösung:

$$v_F = \sqrt{v_{E1}^2 + v_{E2}^2}$$

$$v_F = \sqrt{125,44 \text{ km}^2 \cdot \text{s}^{-2} + 156,25 \text{ km}^2 \cdot \text{s}^{-2}}$$

$$v_F \approx \underline{\underline{16,7 \text{ km} \cdot \text{s}^{-1}}}$$

Der Körper muß eine Endgeschwindigkeit von $16,7 \text{ km} \cdot \text{s}^{-1}$ erreichen, um von der Erde aus unser Planetensystem verlassen zu können.

Kritischer Rückblick

Bei der Erarbeitung des Kapitels Himmelsmechanik wurden einige Einschränkungen gemacht. Um die Qualität der Aussagen richtig einschätzen zu können, werden hier die wesentlichsten Einschränkungen noch einmal genannt, und die Wirkungen der „Störfaktoren“ angedeutet.

1. Bei allen Überlegungen wurde die Erde als Massenpunkt behandelt. Unsere Erde ist aber ein dreiachsiger Rotationsellipsoid.

Außerdem ist die Dichte im Erdinnern nicht überall gleich. Folglich ist die Gravitationskraft der Erde auf Körper, die sich im Gravitationsfeld der Erde bewegen (auch bei gleichem Abstand vom Massenmittelpunkt der Erde) örtlich verschieden. Bei den Aussagen des Kapitels 3 wurden nur die wesentlichsten Gesetze berücksichtigt. In jedem praktischen Fall müssen die Wirkungen zusätzlicher Bedingungen abgeschätzt werden.

2. Die Reibungskräfte wurden nicht berücksichtigt. Sie wirken aber und führen dazu, daß der Satellit beim Zusammenstoß mit Teilchen (z. B. Luftmolekülen) abgebremst wird. Die Höhe des Satelliten nimmt ab, bis er schließlich verglüht.

3. Bei der Betrachtung über Erdsatelliten wurde nur die Gravitationskraft der Erde berücksichtigt. Es wirken jedoch auch die Gravitationskräfte der Sonne, des Mondes und der Planeten.

Man begeht keinen großen Fehler, wenn entsprechend den vorangegangenen Ausführungen Erdsatelliten mit geringem Abstand von der Erde untersucht werden.

4. Von der Sonne geht eine intensive Strahlung aus. Sie bewirkt einen Strahlungsdruck. Bei Satelliten mit großer Oberfläche und geringer Masse muß diese Kraft berücksichtigt werden.

Zusammenfassend kann festgestellt werden, daß einige Vereinfachungen vorgenommen wurden, um das im Rahmen dieser Darstellungen Wesentliche sichtbar zu machen. Die Satelliten führen eine sehr komplizierte Bewegung aus. Durch Beobachtung der Satelliten kann man aber diese „Störfaktoren“ untersuchen.

4

Raumfahrzeugtypen

Grundbegriffe

Beim heutigen Stand der Technik ist es möglich, von Menschen geschaffene Körper auf Umlaufbahnen um verschiedene Planeten, zur Landung auf fremden Planeten sowie zur Rückkehr und zur Landung auf der Erde zu bringen. Solche Unternehmungen, die das Erreichen einer bestimmten *kosmischen Geschwindigkeit* (S. 65ff) voraussetzen, werden als *Raumflüge* bezeichnet. Die dabei eingesetzten Körper sind *Raumflugkörper*.

Raumfahrzeuge sind Raumflugkörper, die zur Aufnahme einer aktiv am Raumflug beteiligten menschlichen Besatzung dienen (bemanntes Raumfahrzeug bzw. für Transport- oder Versuchszwecke un:bemanntes Raumfahrzeug).

Raumstationen sind Raumflugkörper, die sich auf einer nahezu stabilen Umlaufbahn um die Erde bewegen und von denen aus mit Experimentier-, Meß- und Beobachtungseinrichtungen die Besatzung über eine längere Zeit hinweg ihre Aufgaben erfüllt.

Eine andere Gruppe von Raumflugkörpern sind die für unbemannte Flüge vorgesehenen *Satelliten* oder *Sonden*.

Satelliten sind Raumflugkörper, die sich auf Umlaufbahnen um einen Himmelskörper bewegen. Ihre Aufgabe besteht in der Aufnahme von Informationen über den betreffenden Planeten und seine Umgebung und in der Vermittlung dieser Informationen zu einer Empfangsstelle auf der Erde.

Sonden sind Raumflugkörper, die auf eine Bahn zu einem Himmelskörper gebracht werden und Informationen über die Beschaffenheit und Besonderheiten von Objekten im interplanetaren Raum aufnehmen und zur Erde übermitteln. Das Ziel der Sonde ist meist ein fremder Planet oder der Erdmond,

wobei entsprechend den vorgesehenen Aufgaben entweder eine harte oder weiche Landung, der Übergang in eine Satellitenbahn um diesen Himmelskörper oder ein Vorbeiflug an dem Himmelskörper erfolgt. Gegebenenfalls findet nach Erfüllung des Forschungsprogramms die Rückkehr zur Erde statt.

Bei Raumflugunternehmen zu anderen Himmelskörpern ist aus wissenschaftlich-technischen und forschungsmethodischen Gründen die Reihenfolge im Start von Raumflugkörpern meist:

- Sonde,
- Satellit,
- Raumfahrzeug.

Um einen Raumflugkörper auf seine Bahn zu bringen und ihm die erforderliche Geschwindigkeit zu erteilen, muß er von der Erde aus gestartet und in eine entsprechende Position (Bild 59/1) transportiert werden. Hierzu dient die Rakete.

Die Rakete ist ein Transportmittel, das durch ein Raketentriebwerk angetrieben wird und infolge einer Antriebskraft, die größer als die Gewichtskraft der Rakete ist, vertikal beschleunigt werden und deshalb aufsteigen kann. Eine Rakete (Bild 72/1) besteht aus verschiedenen Einheiten.

Antriebseinheit:

- 1 Triebwerk
- 2 Treibstoffförderanlagen
- 3 Treibstoffbehälter

Lenkeinheit:

- 4 Regelsystem¹ für Flugbahn, Triebwerk
- 5 Steuersystem für Start-, Flug- und Notfallprogramme
- 6 Steueranlage

Transporteinheit:

- 7 Meßgeräteteil

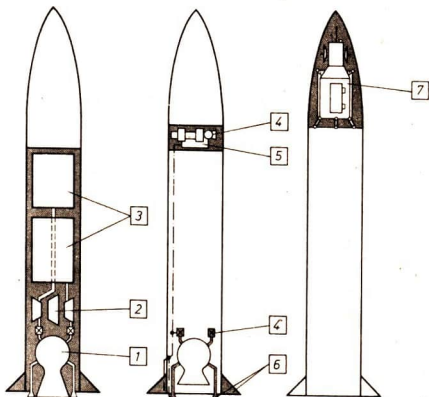


Bild 72/1
Schematischer Aufbau einer Rakete

¹ Vgl. Lehrbuch Einführung in die sozialistische Produktion, Klasse 9. Berlin: Volk und Wissen Volkseigener Verlag 1968, S. 44 ff.

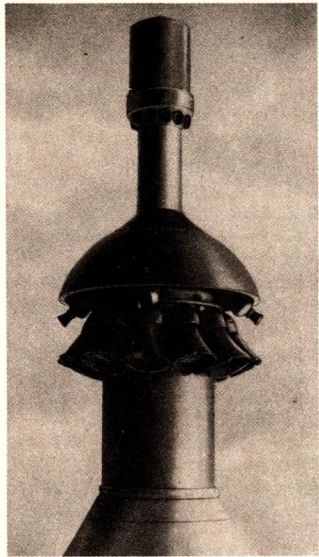
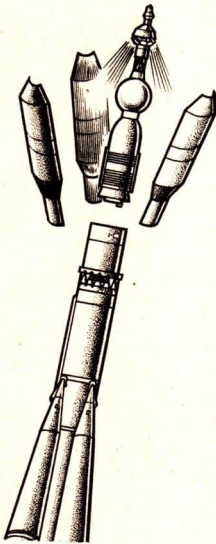


Bild 73/1
 Rettungsrakete
 links Funktionsschema, rechts Detailphotographie

Die Nutzung der Rakete als Transportmittel ist schon sehr lange gebräuchlich (↗ S.8 bis 14)

Rettungsraketen befinden sich an der Spitze der Raumfahrerkabine und wirken als Kopfantrieb, das heißt, sie ziehen die Raumfahrerkabine, während normale Raketentriebwerke durch ihre Anordnung im Raketenheck die Rakete schieben. Diese Triebwerkanordnung ist notwendig, weil sich die Raumfahrerrückkehrkabine mit der Besatzung an der Spitze der Rakete befindet und eine Rettung der Besatzung bei einer Katastrophe während des Starts und in der Antriebsphase nur nach oben, von der Rakete weg in Bewegungsrichtung, erfolgen kann. Die Rettungsrakete zieht die in der Antriebsphase beschleunigte Rückkehrkabine durch eine zusätzliche Beschleunigung von der Rakete ab und führt sie aus dem Gefahrenbereich heraus. Danach werden die Landefallschirme der Rückkehrkabine geöffnet.

Satelliten

Etwa 1500 künstliche Erdsatelliten sind seit dem Start des ersten – Sputnik 1 – auf Umlaufbahnen gebracht worden. Ihren Aufgaben entsprechend kann man diese untergliedern in:

- Erprobungssatelliten,
- Forschungssatelliten,
- Nachrichtensatelliten.

Erprobungssatelliten dienen der Erprobung

- der Transporttechnik, wie zum Beispiel Raketentriebwerke und -kombinationen, Rückkehrkabinen usw.,
- der Steuerungs- und Regelungstechnik, wie zum Beispiel für die Einhaltung der Flugbahn, der Aus- und Einschaltzeiten der Raketentriebwerke in den einzelnen Raketentufen usw.,
- der Technik zur Aufrechterhaltung der Arbeits- und Funktionsbedingungen, wie zum Beispiel Druck, Temperatur, Luftfeuchtigkeit, Orientierung und Lagestabilisierung usw.,
- der Rückkehrtechnik, wie zum Beispiel zum Abtrennen und Abbremsen mit Bremsraketen, Steuerung auf der Rückkehrbahn, Abstieg zur Erdoberfläche usw.,
- der Überwachungs- und Leittechnik, wie zum Beispiel geeigneter Meßverfahren, Funkverbindungen, Beeinflussung der Flugprogramme usw.

Forschungssatelliten dienen der Erforschung der Gesetzmäßigkeiten und des Auftretens besonderer Erscheinungen und Prozesse im entsprechenden Raum. Solche Satelliten sind mit Meßapparaturen zum Messen typischer physikalischer Größen und Prozesse, mit Anlagen zum Speichern der Meßwerte, mit Beobachtungsanlagen und Sendeanlagen ausgerüstet.

Nachrichtensatelliten werden auf solche Umlaufbahnen gebracht, daß von ihnen aus möglichst lange über ein möglichst großes Gebiet funktechnisch Informationen ausgestrahlt werden können. Die entsprechenden Informationen werden den Nachrichtensatelliten zugesendet. Über Speicher, Empfänger, Verstärker und Sender werden die Informationen dann zur gewünschten Zeit gesendet.

„Sputnik“

Am 4. Oktober 1957 wurde mit Sputnik 1 der erste Satellit gestartet. Bis zu dieser Zeit hatte es schon eine Reihe von Raketenanstiegen in zwar zum Teil wesentlich größere Höhen gegeben, aber bei diesen Anstiegen konnten stets nur kurzzeitig Messungen vorgenommen werden. Außerdem war bei diesen

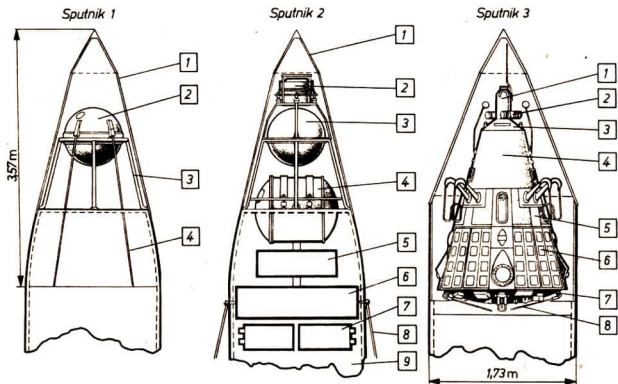


Bild 75/1

Sputnik 1

- 1 – Startverkleidung
- 2 – Satellit
- 3 – Transportgerüst
- 4 – Antennen

Masse:	83,6 kg
Perigäum:	228 km
Apogäum:	947 km
Umlaufzeit:	96,16 min
Bahnneigung:	65,2°
Flugzeit:	92 Tage
Start:	4. 10. 1957

Sputnik 2

- 1 – Startverkleidung
- 2 – UV-Meßgeräte, Röntgenstrahlenmeßgeräte
- 3 – Funkgerätekapsel für Bahnvermessung
- 4 – Tierkabine mit Klimaanlage und Versorgungseinrichtung
- 5 – Meßgerätebehälter, 6 – Meßwertsender
- 7 – Spannungsquellen, 8 – Antennen
- 9 – Raketenendstufe (blieb mit Sputnik 2 fest verbunden)

Masse:	508,3 kg
Perigäum:	225 km
Apogäum:	1671 km
Umlaufzeit:	103,76 min
Bahnneigung:	65,31°
Flugzeit:	162 Tage
Start:	3. 11. 1957

Sputnik 3

- 1 – Magnetometer
- 2 – Fotozellen zum Registrieren der solaren Strahlung
- 3 – Sonnenbatterien
- 4 – Ionisationsmeßgeräte (Ionenfallen, Magnetfeldindikator, Massenspektrometer)
- 5 – Sender
Energiequellen, Programmsteuerung, Temperaturregelung
- 6 – Temperaturregelblenden
- 7 – Mikrometeoritendetektor
- 8 – Antenne

Masse:	1327 kg
Perigäum:	226 km
Apogäum:	1881 km
Umlaufzeit:	105,95 min
Bahnneigung:	65,2°
Flugzeit:	691 Tage
Start:	15. 5. 1958

Experimenten noch keine Untersuchung der auf einen Raumflugkörper wirkenden Kräfte und vieler der damit verbundenen physikalischen Erscheinungen möglich.

Das sowjetische Raumfahrt-Forschungsprogramm sah, weil es noch keine Erfahrungen auf diesem Gebiete gab, für diesen Abschnitt der Forschung eine Reihe von Experimenten vor, die mit künstlichen Satelliten und den damals in der Sowjetunion zur Verfügung stehenden Raketen ausführbar waren.

Dazu mußte man sich Kenntnisse verschaffen über den Einfluß der Raumflugbedingungen auf

- die Funktionsfähigkeit von elektrochemischen Spannungsquellen als wichtigster Bestandteil der Energieversorgung eines Satelliten († S. 134);
- die Funktionsfähigkeit elektronischer Geräte und Sendeanlagen;
- das Temperaturverhalten eines Satelliten während eines Raumfluges im Sonnenlicht und im Erdschatten;

des weiteren mußte man genaue Angaben ermitteln über

- die in den entsprechenden Höhen vorhandene Luftdichte und die dadurch beeinflusste Raumflugbahn;
- die in solchen Höhen wahrscheinlich nur wenig gedämpfte Ultraviolettstrahlung der Sonne und das Auftreten kosmischer Strahlung;
- die Stärke und Wirksamkeit des elektrostatischen Feldes der Erde;
- die Anzahl von Mikrometeoriten, ihr Auftreten im Bereich späterer Raumflüge und über geeignete Schutzmaßnahmen.

Um diese Aufgaben zu lösen, waren die ersten drei sowjetischen Satelliten mit den hierfür erforderlichen Meß- und Kontrolleinrichtungen ausgestattet. Sputnik 2 trug unter anderem eine Beobachtungseinrichtung zum Untersuchen der kurzwelligen, ultravioletten Sonnenstrahlung. Eine solche Untersuchung ist deshalb auf einer Erdumlaufbahn weit oberhalb der dichten Schichten der Atmosphäre notwendig, weil diese Strahlung von der Erdatmosphäre so stark absorbiert wird, daß sie nicht bis zur Erdoberfläche vordringt.

Das Sonnenspektrum († Physik Lehrbuch für die Klasse 10, S. 121 und Farbbeilage) reicht im Ultraviolettbereich von $\lambda \approx 400\text{nm}$ bis herab zu $\lambda = 10\text{nm}$. Die Erdatmosphäre absorbiert diese Strahlung bei $\lambda < 290\text{nm}$. Gerade dieser Teil des Sonnenspektrums gibt aber Aufschluß über die Beschaffenheit der tieferen Schichten der Sonne. Die kurzwellige Ultraviolettstrahlung der Sonne ionisiert die Luftmoleküle der Erdatmosphäre in ihren obersten Schichten. Dadurch wird die Ionosphäre ständig mit Energie versorgt. Viele damit verbundene physikalischen Erscheinungen und Umwandlungsprozesse, wie zum Beispiel Beeinflussung des Erdmagnetfeldes und Leuchterscheinungen in der Atmosphäre, sind damit auf die Wirkung des ultravioletten Anteils der Sonnenstrahlung zurückzuführen.

Die Schwierigkeit der Messung und Auswertung der Ultraviolettstrahlung der

Bild 77/1

Schematische Darstellung einer Meßapparatur zum Messen und Auswerten von Spektralbildern

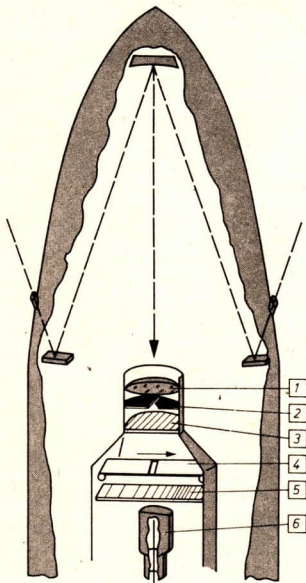
- 1 – Optisches System
- 2 – Spalt
- 3 – Gitter
- 4 – Abtastblende
- 5 – vollständiges Spektrum (ohne Berücksichtigung der Abtastblendenwirkung)
- 6 – Ionisationskammer zum numerischen Erfassen der Intensität des UV-Lichts über das gesamte abgebildete Spektrum hinweg

Sonne besteht vor allem darin, daß während des meist mehrere Sekunden dauernden Meßvorganges die gesamte Meßapparatur möglichst genau auf die Sonne ausgerichtet sein muß. Die Meßapparatur (Bild 77/1) besteht aus einer Spezialkamera, deren Linsen aus Quarzglas bzw. aus Lithiumfluoridglas hergestellt sind, aus einem Gitterspektrographen und einer Registriervorrichtung. Der Gitterspektrograph zerlegt das Licht entsprechend der unterschiedlich starken Beugung der Lichtwellen unterschiedlicher Wellenlänge.

Die im ultravioletten Spektrum auftretenden Absorptionslinien werden ermittelt und mit Spektren verglichen, die unter Laboratoriumsbedingungen gewonnen wurden. Welche Schwierigkeiten hierbei auftreten können, soll ein ganz kurzer Auszug aus einem Forschungsprotokoll geben.

„Kohlenstoff – Die einzige im untersuchten Spektralgebiet liegende intensive Linie $\lambda_1 = 247,9$ nm wird von Fe-Linien überdeckt und konnte daher nicht festgestellt werden. Sauerstoff – Diesem Element wird ein aus drei Linien bestehendes Multiplet zugeschrieben. Diese Linien werden jedoch von Fe- und V-Linien überdeckt, daher ist ihre Identifizierung nicht sicher.“¹

Auf diese Art machen sich immer wieder neue Probleme deutlich. Aber auch die Meßapparatur selbst beeinflusst die Durchführbarkeit der Messungen. Um ein Spektralbild zu erhalten, muß das Sonnenlicht durch ein Linsensystem geleitet werden. Linsen aus Normalglas lassen Licht der zu untersuchenden Wellenlängen nicht durch. Linsen aus einer Verbindung LiF lassen UV-Licht



¹ Mandelstam und Efremow, Untersuchung der kurzwelligen ultravioletten Sonnenstrahlung, in „Fortschritte der Physik“, 2. Sonderband, Berlin: Akademie-Verlag 1959, S. 182

der Wellenlänge $\lambda \geq 110$ nm durch. Das Spektralbild, welches mit einem Gitter erzeugt, photoelektrisch abgetastet und zur Erde gesendet wird, kann mit einer gasgefüllten Ionisationskammer ermittelt werden. Die Gasfüllung der Meßkammer, Voraussetzung für den Meßprozeß, gibt Meßimpulse nur in einem bestimmten Wellenlängenbereich; bei einem Gasgemisch Stickstoff/Sauerstoff liegt der Meßbereich nur bei Wellenlängen $\lambda_2 \leq 134$ nm, d. h., die beschriebene Meßapparatur kann nur einen Wellenlängenbereich $\Delta\lambda = \lambda_2 - \lambda_1$, also $\Delta\lambda = 24$ nm erfassen. Damit sollte ganz allgemein darauf hingewiesen werden, daß in der Weltraumforschung nicht allein technische Probleme des Raketenantriebes, der Konstruktion von Satelliten und der Bahnsteuerung zu meistern sind, sondern daß vor allem auch meßtechnische Meisterleistungen vollbracht werden müssen, die umfangreiche und schwierige Verfahren und Methoden der wissenschaftlichen Forschung auf dem Gebiet der Physik zum Inhalt haben.

In diesem Zusammenhang sei auf die engen Wechselbeziehungen hingewiesen, die zwischen der Entwicklung der Wissenschaften und der Entwicklung der Technik durch die Forschung bestehen. Die Erhöhung z. B. der Meßgenauigkeit erfordert einerseits neue Meßgeräte und Meßverfahren, also die technische Lösung einer durch die Wissenschaften gestellten Aufgabe, andererseits ermöglicht ein neues Verfahren durch seine Einführung in die Technik und in die Produktion diesen Zweigen der Volkswirtschaft wiederum ein effektiveres und genaueres Produzieren. Über die Wechselbeziehungen zwischen Gesellschaft und die in ihr wirkenden und durch sie genutzten technischen und anderen Wissenschaften kann in Abschnitt 1, S. 28ff nachgelesen werden.

Sputnik 2 trug außer den Meßgeräten und den Versorgungsanlagen eine Druckkabine mit allen Einrichtungen zur Aufrechterhaltung der Lebensbedingungen über eine Zeit von etwa 7 Tagen für einen Hund. „Die Untersuchungen umfaßten die Messung der Puls- und Atemfrequenz, des arteriellen Blutdrucks und der Bioströme des Herzens.“¹

Mit Sputnik 3 wurde ein reiner Meßsatellit auf eine Erdumlaufbahn gebracht. Das Programm sah umfangreiche Messungen wichtiger physikalischer Größen der Erde und der Erdatmosphäre vor.²

„Kosmos“

Zur Vorbereitung des Aufstieges von Raumfahrzeugen mit Kosmonauten und für systematische und komplexe wissenschaftliche Untersuchungen begann man 1962 in der Sowjetunion mit einem Forschungsprogramm, das durch Satelliten mit der Sammelbezeichnung „Kosmos“ bestritten wurde. Am 16. März 1962 startete der erste Satellit dieser Serie. Im Verlauf von zehn Jahren

¹ Pfaffe/Stache, Typenbuch der Raumflugkörper. Berlin: Deutscher Militärverlag 1964, S. 16

² Vgl. ebenda, S. 32

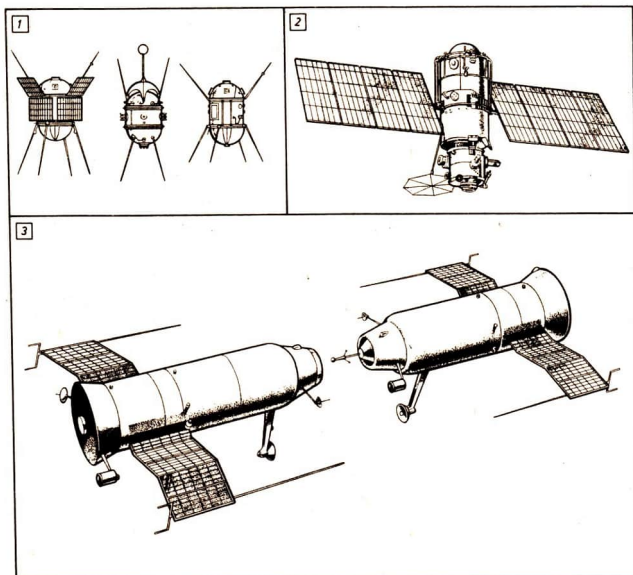


Bild 79/1

Kosmosatelliten

1 – Forschungssatellit

2 – Wettersatellit

3 – Erprobungs-Satellit für die automatische Kopplung von Raumfahrzeugen

umkreisen etwa 500 Kosmos-Satelliten die Erde. Das Forschungsprogramm für die Kosmos-Satelliten ist sehr umfangreich¹. Es umfaßt physikalische, chemische, astrophysikalische, physiologische und technische Untersuchungen, Messungen und Experimente.

Unter dem Sammelnamen Kosmos-Satelliten sind die verschiedensten Arten wie Meßsatelliten und Beobachtungssatelliten, aber auch unbemannte Raumfahrzeuge zusammengefaßt.

Eine interessante Besonderheit stellten in der langen Kosmos-Reihe die Mehrfachstarts dar. Dabei wurden drei, fünf oder acht Satelliten durch eine Trägerrakete auf ihre Umlaufbahnen gebracht.

Ein Teil der Satelliten, vor allem solche, die mit Versuchstieren und Pflanzen

¹ Mielke, Heinz. Zu neuen Horizonten. Eerlin: Transpress-Verlag, S. 166

besetzt waren, wurde nach Ausführung des Forschungsauftrages wieder zur Erde zurückgeführt.

Der Erforschung der Umweltbedingungen im erdnahen Raum messen die sowjetischen Wissenschaftler größte Bedeutung bei. Das hierfür entwickelte Forschungsprogramm erhielt deshalb die Bezeichnung „Kosmos“-Programm.

Die Ergebnisse dieser auch heute noch nicht abgeschlossenen Forschung waren für die Wissenschaftler erstaunlich. Die Luftdichte in Höhen über 200 Kilometer erwies sich als wesentlich größer als man bis dahin angenommen hatte. Diese Annahmen basierten auf den Meßergebnissen, die bei Raketenanstiegen bis etwa 1960 gewonnen worden waren (Bild 32/1).

Eine für die Raumfahrt besonders wichtige Erscheinung sind die in größerer Entfernung von der Erde auftretenden, meist von der Sonne stammenden oder von ihr beeinflussten Strahlungserscheinungen. Diese solare bzw. kosmische Strahlung durchdringt alle Körper, zumindest solche, die so geringe Abmessungen haben wie die Raumfahrzeuge. Sie wirken auf lebende Organismen stark schädigend, bei längerem Einwirken tödlich. Diese Strahlung wurde bei fast jedem Kosmosaufstieg durch Meßapparaturen nachgewiesen und gemessen. Ein Ergebnis der „Kosmos“-Forschung ist die Entdeckung, daß es um unsere Erde herum Gebiete mit unterschiedlich intensiver Strahlung gibt, das Vorhandensein von sogenannten Strahlungsgürteln.

In den *Strahlungsgürteln* der Erde befinden sich Protonen und Elektronen, die sich mit hoher Geschwindigkeit auf bestimmten Bahnen bewegen. Diese Bahnen stellen Schraubenlinien dar, die entlang der Feldlinien des magnetischen Erdfeldes verlaufen.

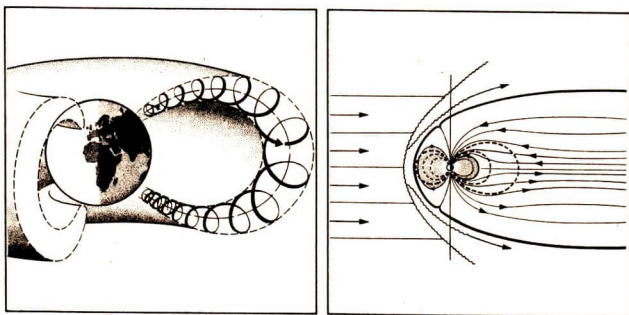


Bild 80/1a, b

Strahlungsgürtel der Erde (nicht maßstäblich)

a – Schema der Teilchenbahnen in einem Strahlungsgürtel

b – Schema der Strahlungsgürtel und des Erdmagnetfeldes unter dem Einfluß des Sonnenwindes

Große Bedeutung kommt den Erkenntnissen zu, die aus der Untersuchung solcher Strahlungserscheinungen gewonnen wurden. In Moskau am Kurchatow-Institut und in Nowosibirsk wurden z. B. hierzu seit fast zwei Jahrzehnten Forschungen über das Verhalten von Plasma betrieben. Meldungen über eine kurzzeitige Herbeiführung einer thermonuklearen Kernreaktion in einem sowjetischen Forschungsreaktor deuten den Erfolg der sowjetischen Wissenschaftler an. Das dabei benutzte Prinzip der magnetischen Falle findet man als Vorbild der Natur in den „Strahlungsschläuchen“ des magnetischen Erdfeldes in der Magnetosphäre wieder. Die von der Sonne kommenden elektrisch geladenen Teilchen werden in den Schläuchen eingefangen und pendeln von einem Schlauchende zum anderen, wobei sie aber schon weit vor dem magnetischen Pol in der Schlauchverengung zurückpendeln. Daraus wiederum resultiert die Erkenntnis, daß es über unserer Erde auch Gebiete gibt, in denen die Dichte der energiereichen Teilchen sehr gering ist. Solche Stellen eignen sich für den Durchflug bemannter Raumfahrzeuge in den Weltenraum und als Einflugschneise bei der Rückkehr aus dem Weltenraum.

Nachrichtensatelliten

In der Sowjetunion und insgesamt innerhalb der sozialistischen Staatengemeinschaft besteht ein durch die sozialistische ökonomische Integration gefördertes Bedürfnis auf Informationsaustausch.

Molnija. Eine Relaisstation, die bei jedem Umlauf in großer Höhe die Territorien der sozialistischen Staatengemeinschaft überfliegt, kann die zugesendeten Fernseh-, Telefon- und Rundfunksendungen über das gesamte Gebiet aussenden (Bild 81/1). Seit 1965 sind 20 Molnija-1-Nachrichtensatelliten gestartet und im Einsatz erprobt worden. Zur Zeit befinden sich Satelliten vom Typ Molnija-2 auf Umlaufbahnen. Zusammen mit 37 über das Gebiet der Sowjetunion verteilten Orbita-Empfangsstationen kann z. B. von Moskau aus ein Fernsehprogramm über ein Gebiet ausgestrahlt werden, das von etwa 90% der Bevölkerung der Sowjetunion bewohnt wird. Dieses Nachrichtensystem

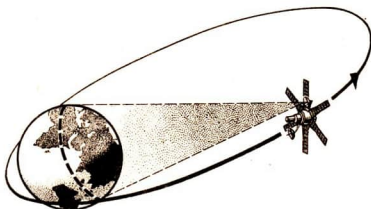


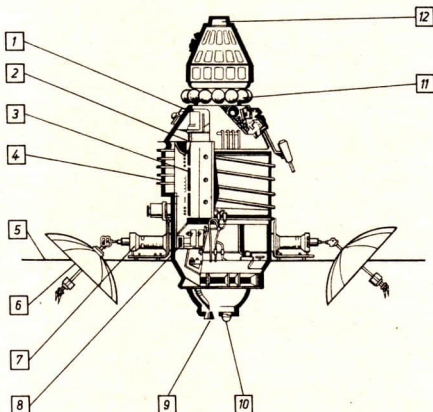
Bild 81/1
Umlaufbahn und Empfangsbereich eines Nachrichtensatelliten „Molnija“

wird aber nicht nur zur Übermittlung von Informationen für die Bevölkerung benutzt. Eine ebenso große Bedeutung hat in einer mit den modernsten Mitteln ausgestatteten Wirtschaft die Datenübertragung für wissenschaftliche, ökonomische und technische Aufgaben. Der zentrale Wetterdienst, Rechenzentren für miteinander arbeitende, aber räumlich weit voneinander entfernte Forschungsinstitute, die Energieversorgung mit ihren zentralen Schaltstellen, die mit der ständigen Anpassung der Wirtschaftspläne betrauten Stellen, für gemeinsame Projekte produzierende Großbetriebe mit dem gesamten Zulieferkreis sind die Nutzer eines solchen staatenweiten Nachrichtensystems. Der Nachrichtensatellit „Molnija“ (Bild 82/1) besteht aus zwei Übertragungsanlagen mit einer Senderleistung von 40 W (Fernsehen) bzw. 14 W (Telefonie). Die Energieversorgung erfolgt durch Sonnenenergieanlagen, deren Vorteil darin besteht, daß kein Energieträger im Satelliten mitgeführt werden muß. Von Nachteil ist die geringe Energiemenge, die von solch einer Anlage aufgenommen werden kann (etwa $0,15 \text{ Ws} \cdot \text{cm}^{-2}$) und der geringe Wirkungsgrad des Energiewandlers ($\eta \approx 0,1$).

Die Sonnenenergieanlage besteht aus *Halbleiterphotoelementen*, in denen durch Energiezufuhr (Sonnenlicht) ein Elektronenstrom erzeugt wird. Diese Photoelemente werden auf großen Solarflächen dem Sonnenlicht ausgesetzt.

Bild 82/1
Nachrichtensatellit
vom Typ „Molnija - 1“

- 1 – Grundkörper
- 2 – Funk- und Fernsehgeräte
- 3 – Geräte zur Temperaturregelung
- 4 – Kühlanlage
- 5 – Sonnenenergieanlage
- 6 – Empfangsantennen
- 7 – Antennenrichtgerät
- 8 – Kreiselgerät
- 9 – Optik des Sonnenrichtgeräts
- 10 – Optik des Erdrichtgeräts
- 11 – Druckgasbehälter
- 12 – Steuertriebwerk



Die Molnija-Satelliten bewegen sich auf Umlaufbahnen mit einem Perigäum von ungefähr 500 km und einem Apogäum von ungefähr 40000 km. Die Bahn liegt so, daß diese Satelliten bei einer Umlaufzeit von 12 Stunden zu der für das Gebiet der Sowjetunion günstigsten Zeit etwa 8 Stunden sendebereit sind.

Sonden

Zur Erforschung des Erdmondes und verschiedener Planeten wie Venus und Mars sind seit Beginn der Raumfahrt schon viele, den jeweiligen Zwecken entsprechend ausgerüstete Sonden gestartet worden. Bei der Kompliziertheit der Vorhaben, den großen Entfernungen und den vielen Unsicherheitsfaktoren sind einige dieser Vorhaben nicht beim ersten Versuch gelungen, aber sie brachten stets wertvolle Resultate, die zur Verbesserung der eingesetzten Systeme beigetragen haben.

„Luna“ 16

Versuche zur weichen Landung auf dem Mond und zur Rückkehr einer Sonde von dort reichen zurück bis zum Jahre 1959 (Luna 1). Am 12. 9. 1970 konnte Luna 16 gestartet werden. Das war eine Sonde, die ein Lande- und Rückkehrgerät zum Monde trug. Vom Landegerät aus wurde am Landeplatz durch ein Bohrgerät eine Bodenprobe gewonnen und in einen Transportbehälter verladen. Der Transportbehälter wurde mit dem Rückkehrgerät vom Mond

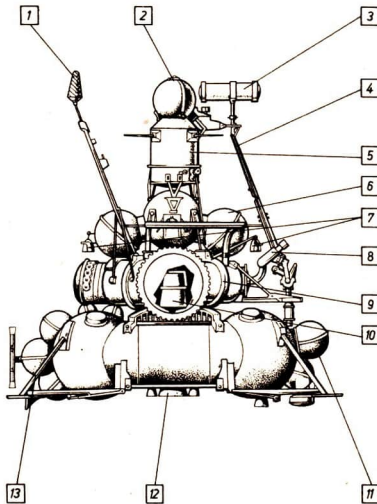


Bild 83/1

Luna 16 – Aufbauschema

- 1 – Antenne
- 2 – Rückkehrkapsel
- 3 – Bohrgerät
- 4 – Bohrgestänge
- 5 – Gerätesektion der Rückkehrstufe
- 6 – Treibstoffbehälter für die Rückkehrstufe
- 7 – Steuertriebwerke der Rückkehrstufe
- 8 – Telefontometer
- 9 – Gerätesektion der Landstufe
- 10 – Triebwerk der Rückkehrstufe
- 11 – Treibstoffbehälter für die Landstufe
- 12 – Triebwerk der Landstufe
- 13 – Teleskopfederbeine

gestartet, zur Erde zurückgeführt und auf dem Gebiet der Sowjetunion am 24. 9. 1970 weich gelandet.

Die Sonde führte alle Operationen ferngesteuert bzw. teilautomatisiert aus.

Die Bedeutung der Steuerung und Regelung für die Raumfahrt wird durch folgende Phasen des sowjetischen Lunaexperiments gekennzeichnet:

- Flug auf einer günstigen Bahn von der Erde auf eine Parkbahn und von dort Start zum Mond (384000 km) und Einflug in eine Mondumlaufbahn in 110 km Höhe über der Mondoberfläche,
- Einsteuern in eine elliptische Umlaufbahn mit einem Aposelenum (\neq Apogäum, S. 64) von 106 km und einem Periselenum von 15 km,
- Abstieg aus dieser Bahn an einem bestimmten, etwa 250 km vor dem Landeplatz liegenden Punkt durch Abbremsen bis in eine Höhe von 600 m über der Mondoberfläche,
- Abbremsen und Abstieg bis auf 20 m Höhe über der Mondoberfläche,
- Abbremsen und Abstieg bis auf 2 m Höhe über der Mondoberfläche,
- weiche Landung im freien Fall (die Fallhöhe von 2 m auf dem Mond entspricht einer Fallhöhe von 0,3 m auf der Erde) auf dem Mond,
- Durchführung der programmgesteuerten Bohrung
 - Ausklappen des Bohrgestänges,
 - Einschalten des Bohrtriebwerkes,
 - Aufsetzen des Hohlbohrers,
 - Bohren bis auf eine Tiefe von 0,35 m entsprechend der Länge des Hohlbohrers,
 - Ausschalten des Bohrtriebwerkes,
 - Zurückholen des Hohlbohrers mit der erbohrten Bodenprobe,
 - Unterbringen des Hohlbohrers und der Bodenprobe in der Rückkehrkapsel,
- Start der Rückkehrsektion,
- Trennen der Rückkehrkapsel von der Rückkehrsektion während des Rückfluges,
- Flugbahnkorrektur beim Anflug auf die sich bewegende und sich drehende Erde,
- Lageregelung während des Abbremsens in der Erdatmosphäre,
- Auslösen der Bremsfallschirme in 14,5 km Höhe und in 11 km Höhe.

Mit der Rückkehrkapsel wurden etwa 100 g Mondbodenmaterial auf die Erde gebracht, ohne daß ein Mensch an dieser Exkursion zum Mond teilnehmen mußte. Ein Vergleich des Ergebnisses mit dem Aufwand zwischen sowjetischen unbemannten Mondunternehmen und einem US-amerikanischen bemannten Mondunternehmen ist auf S. 30 im Abschnitt 1 angeführt.

Die Programmsteuerung der automatischen Landung auf dem Mond hatte bei Luna 16 ihre Bewährungsprobe bestanden. Damit wurde ein wichtiger technischer Teil zur Monderforschung durch die sowjetischen Wissenschaftler

und Techniker abgeschlossen, der mit der schrittweisen Erweiterung eines bereits für Luna 5 (Mai 1965) aufgestellten Steuerprogramms zur weichen Mondlandung begonnen worden war. Nun konnte die eigentliche Erforschung des Mondes durch Automaten beginnen.

● *Arbeiten Sie hierzu den Abschnitt „Die Steuerung und Regelung von Maschinen und Anlagen“ im Lehrbuch Einführung in die sozialistische Produktion, Kl. 9, durch!*

„Luna“ 17

Der Erfolg mit Luna 16 gestattete den Wissenschaftlern in der Sowjetunion noch im gleichen Jahr 1970 ein weiteres Mondexperiment zu starten. Zu diesem Zwecke wurde auf dem Einheitslandegerät der Lunaserie ein fahrbares Forschungslaboratorium „Lunochod“ (russ.: Mondläufer) aufgebaut und auf den Mond transportiert. Lunochod 1 war zuvor in langen Härte-tests allen denkbaren schwierigen Situationen ausgesetzt worden, und die Steuerleute hatten eine lange Fahrpraxis erworben. Nach der erfolgreichen Landung auf dem Mond verließ das von einer Leitzentrale in der Sowjetunion ferngesteuerte Fahrzeug nach entsprechender Vorbereitung das Landegerät über eine ausgeklappte Abrollrampe.

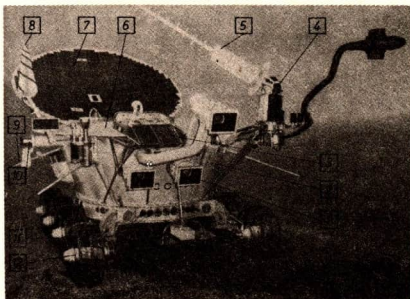
Die Fernsteuerung eines derartigen Fahrzeuges über solche Entfernungen hinweg birgt zahlreiche Schwierigkeiten.

Zwischen der Leitzentrale in Baikonur und Lunochod liegt eine Strecke von rd. 384000 km. Da die Übermittlung einer Information über diese Entfernung etwa 1,5 Sekunden dauert, muß ein besonderes Verfahren bei der Steuerung angewendet werden. Von den Fernsehkameras wird in Abständen

Bild 85/1

Lunochod 2

- 1 – Fernsehkamera
- 2 – Gerätebehälter
- 3 – Laser-Reflektor
- 4 – Richtmechanismus der Antenne
- 5 – Richtantenne
- 6 – Wärmeaustauscher
- 7 – Sonnenenergieanlage
- 8 – Richtantenne
- 9 – Antenne
- 10 – Panoramakamera
- 11 – Tandemrädertriebwerk
- 12 – Antriebsmotor



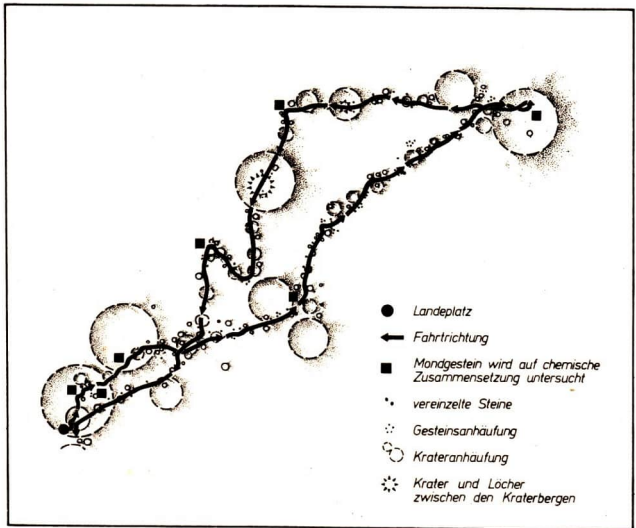


Bild 86/1

Topographische Karte des von Lunochod 1 erforschten Mondgebietes

von 3 bis 20 Sekunden jeweils ein Bild von der vorgesehenen Fahrtstrecke aufgenommen, zur Erde gesendet und dort als Stehbild dem Steuerungskollektiv vorgeführt. Nach eingehendem Terrainstudium und Beratung werden Fahrtrichtung und Fahrtzeit und damit die zurückzulegende Strecke bestimmt und dem Fahrzeug die erforderlichen Steuerimpulse übermittelt. Da die Bilder von dem Fahrprozeß aber mit einer Verspätung von etwa 1,5 s auf der Erde eintreffen, befindet sich das Fahrzeug immer schon in einer ganz anderen Fahrtsituation, als sie das Bild anzeigt. Deshalb wird während des Fahrens die Steuerung von Lunochod weitgehend einem elektronischen Rechner überlassen. Für den Fall, daß das Fahrzeug während der Fahrt in eine kritische Lage gerät (zu große Neigung, keine Bodenberührung eines der Räder, Überlastung eines der Radantriebe) wird durch die Steuerung das Fahrzeug automatisch stillgelegt.

Während der Fahrt werden von Lunochod verschiedene Aufgaben gelöst. Solche Aufgaben sind:

– Panoramaaufnahmen von der Fahrtstreckenumgebung,

- Messen des Neigungswinkels der Mondoberfläche,
- Prüfen der Bodenfestigkeit,
- chemische Analyse des Mondbodens mit einem Röntgenfluoreszenzspektrometer,
- Untersuchung der Strahlung auf dem Mond.

Mit Lunochod 1 wurden während einer zehnmonatigen Funktionsfähigkeit insgesamt 10,5 km Fahrtstrecke zurückgelegt und dabei eine Fläche von 80000 m² optisch, spektralanalytisch, mechanisch und vermessungsmäßig untersucht; insgesamt konnten etwa 500000 m² Mondoberfläche mit Kratern, Erhebungen und Ebenen „vermessen“ und kartographisch erfaßt werden.

Vom 16. 1. 1973 (Start am 8. 1. 1973) befand sich Lunochod 2 bis zum 4. 6. 1973 auf dem Mond mit erweiterter Aufgabenstellung im Einsatz. Dabei wurden 37 km Fahrtstrecke zurückgelegt, 80000 Fernsichtbilder übertragen und für den Mond eine Hülle von Staubpartikeln nachgewiesen.

Raumfahrzeuge

Neben der Erforschung des Mondes und der Planeten durch Sonden und automatische Stationen widmen sich die sowjetischen Forschungskollektive im besonderen der Untersuchung des erdnahen Weltraumes und seiner Nutzung. Deshalb sind in diesen Bereich des Weltraumes viele Kosmonauten vorgeordnet und haben mit ihrer Arbeit Pionierleistungen vollbracht.

Das erste bemannte Raumfahrzeug vom Typ „Wostok“ stieg am 12. 4. 1961 in der Sowjetunion auf. Zuvor war mit 5 unbemannten Raumfahrzeugen das System gründlich erprobt worden. Das Raumfahrzeug „Wostok“ war für einen Raumfahrer und für Fahrten bis zu 10 Tagen ausgelegt (Bild 88/1).

Mit solchen Raumfahrzeugen wurde neben der Lösung vielfältiger anderer wissenschaftlicher Aufgaben vor allem auch festgestellt, wie der Mensch unter Raumflugbedingungen arbeiten kann; denn das war damals im Jahre 1961 noch völlig unbekannt und konnte nur theoretisch vorausgesagt werden. Entsprechend dem Fortschreiten der Erkenntnis mit der Anzahl der erfolgreichen Raumflüge führten diese Experimente über folgende Stufen:

einsitzige Raumfahrzeuge:

„Wostok“: 6 Raumflüge, Dauer 1 h 48 min bis 119 h 06 min

mehrsitzige Raumfahrzeuge:

„Woschod“: 2 Raumflüge, Dauer je etwa 24 h

„Sojus“: bis 1979 33 Fahrzeuge, Dauer bis 23 d

„Progreß“-Transporter, bisher 8 Fahrzeuge

Raumlaboratorium:

„Salut“: bisher 6 Stationen

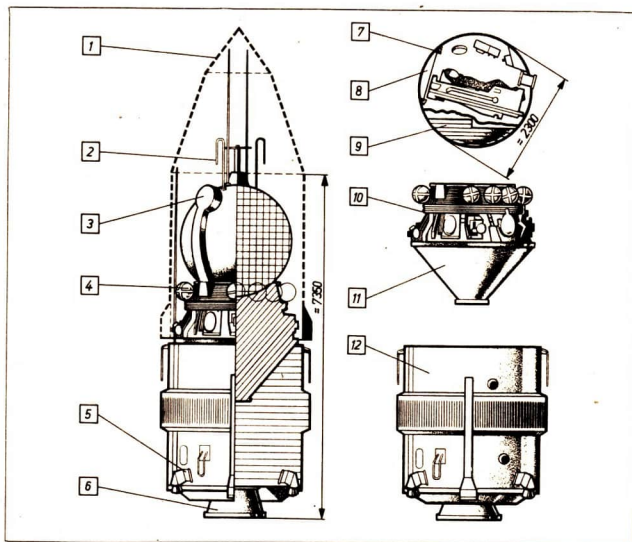


Bild 88/1

Raumfahrzeug „Wostok“, Masse der Kabine: 4,73 t, Masse der Gerätezelle: 1,44 t

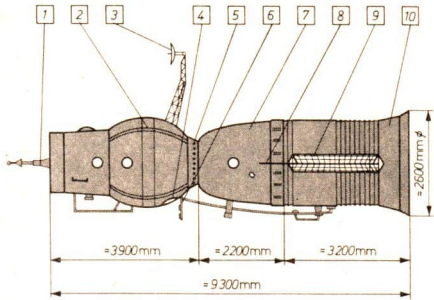
- | | | |
|------------------------|------------------------|-----------------------|
| 1 – Schutzkegel | 5 – Steurdüse | 9 – Wärmeschutzschild |
| 2 – Antennen | 6 – Triebwerk der End- | 10 – Gerätezelle |
| 3 – Schwenkarm mit Ab- | stufe | 11 – Bremstriebwerk |
| reißkontakten | 7 – Raumfahrerkabine | 12 – Endstufe der |
| 4 – Druckgasbehälter | 8 – Einstiegluke | Trägerrakete |

Mit dem Einsatz der Sojus-Raumfahrzeuge begann im April 1967 die Phase der intensiven Erforschung des erdnahen Weltraumes. Das „Sojus“-Raumfahrzeug besitzt volle Manövrierfähigkeit während der gesamten Umlaufzeit und auch in der Landephase. Es können Bahnänderungen bis zu einer Höhe von 1300 km erreicht werden. Die Ausrüstung für drei Raumfahrer reicht für eine Zeit von etwa 30 Tagen.

Während der Rückkehr zur Erde wird der Rückkehrteil (Kommandokabine) im oberen Bereich der Erdatmosphäre zum Abbremsen aerodynamisch so gesteuert, daß die Verzögerung nur den etwa 3- bis 4fachen Betrag der Fallbeschleunigung an der Erdoberfläche erreicht; dabei bleibt die Erwärmung des Rückkehrteils in einem technisch beherrschbaren Temperaturbereich. Nach dieser Phase des Rückkehrprozesses werden die Bremsfallschirme

Bild 89/1
Raumfahrzeug „Sojus“
Masse: 6,8 t

- 1 – Kopplungsmechanismus
- 2 – Orbitalsektion mit Geräteausrüstung
- 3 – Radarantenne
- 4 – Ausstiegsluke
- 5 – Verbindungsgang
- 6 – Kopplungs-Peilanlage
- 7 – Kommandokabine
- 8 – Antenne für Boden-Bord-Funk
- 9 – Sonnenenergieanlage
- 10 – Gerätesektion



geöffnet, und kurz vor der Landung wird durch nochmaliges Zünden der Feststoff-Bremstriebwerke eine weiche Landung eingeleitet.

Das gesamte Raumfahrzeug „Sojus“ besteht aus 3 Einheiten (Bild 89/1):

Orbitalsektion. Das ist der Raum, in dem während der Erdumläufe die Besatzung ihre Aufgaben löst.

Kommandokabine. Das ist der Raum, indem sich die Besatzung (maximal 3 Raumfahrer) während des Aufstieges und der Landung aufhält und von der aus die Steuerung des gesamten Raumfahrzeugs erfolgt. Sie ähnelt den Kabinen von „Wostok“ und „Woschod“. Orbitalsektion und Kommandokabine haben zusammen ein Innenraumvolumen von 9 m³.

Gerätesektion. Das ist der Teil, in dem alle Versorgungsanlagen (Energie, Klima), zwei Bremstriebwerke (je 400 kp), die Steuertriebwerke, der Treibstoff und die Sonnenenergiegewinnungsanlage untergebracht sind.

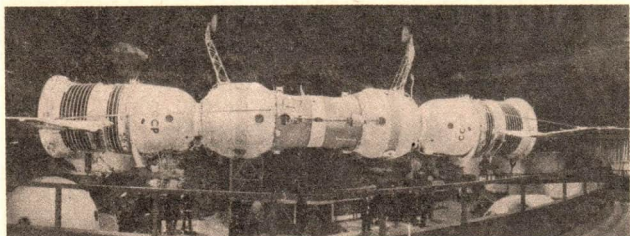


Bild 89/2
Erste Raumstation, bestehend aus den gekoppelten Raumfahrzeugen Sojus 4 und Sojus 5

Das „Sojus“-Raumfahrzeug ist so konstruiert und ausgerüstet, daß es an ein anderes Raumfahrzeug herangesteuert und mit diesem gekoppelt werden kann. Die Größe und technische Ausrüstung von „Sojus“ gestatten des weiteren mit Hilfe automatischer Steuerung („Progreß“) den Transport von Geräten, Treibstoff und Nahrungsmitteln zu einer Raumstation bzw. den Austausch von Besatzungen einer solchen Raumstation sowie den Einsatz als Rettungsraumfahrzeug für in Not geratene Raumfahrzeugbesatzungen. Am 24. Mai 1972 wurde ein Weltraumabkommen¹ zwischen der UdSSR und den USA von dem Vorsitzenden des Ministerrates der UdSSR, Alexej Kossygin, und dem Präsidenten der USA, Richard Nixon, in Moskau unterzeichnet.

Dieses Abkommen erstreckt sich auf sechs Komplexe:

- kosmische Meteorologie,
- Erforschung der Umweltbedingungen auf der Erde,
- Untersuchung des erdnahen Weltraumes,
- Erforschung des Mondes und verschiedener Planeten,
- kosmische Biologie und Medizin,
- Weiterentwicklung des Weltraumrechts.

Im Zusammenhang mit solchen wissenschaftlichen Aufgaben stand auch die praktische Erprobung eines Kopplungssystems für Raumfahrzeuge der UdSSR und der USA, die im Jahre 1975 stattgefunden hat.

Solch ein Kopplungssystem besteht aus einem Zwischenstück (Adapter), das mit der einen Seite an ein USA-Raumfahrzeug („Apollo“) und an der anderen

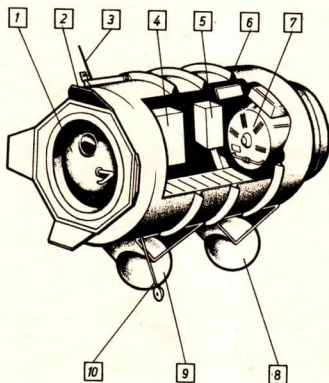


Bild 90/1

Kopplungssektion für Raumfahrzeuge

- 1 – Lukendeckel zu „Sojus“
- 2 – Kopplungsmechanismus
- 3 – Antenne
- 4 – Raumanzüge für Sojus-Besatzung
- 5 – Raumanzüge für Apollo-Besatzung
- 6 – Atemluftfilter
- 7 – Lukendeckel zu „Apollo“
- 8 – Sauerstoffbehälter (Apollo-System)
- 9 – Sauerstoff-Stickstoffbehälter (Sojus-System)
- 10 – Antenne

¹ Vgl. Hoffmann, Horst, 15 Jahre Raumfahrt; in Jugend und Technik, Berlin: Verlag Junge Welt, Heft 9/1972, S. 758ff.

Seite an ein UdSSR-Raumfahrzeug („Sojus“) paßt. Dazu gehört selbstverständlich die gesamte einheitliche elektronische und mechanische Ausrüstung zum Durchführen einer solchen Ankopplung, die einheitliche Kommandosprache, die gemeinsame Vorbereitung und Durchführung des Experiments usw.

Eine direkte Kopplung der Sojus-Raumfahrzeuge mit Apollo-Raumfahrzeugen ist nicht möglich, weil die „Sojus“-Raumfahrzeuge eine Sauerstoff-Stickstoff-Atmosphäre mit normalem Druck haben, während die „Apollo“-Raumfahrzeuge eine reine Sauerstoff-Atmosphäre mit einem geringeren als den Normaldruck haben. Aus diesem Grunde muß das Kopplungssystem eine Druckausgleich- und Atmungsanpassungszelle besitzen, in der die jeweils umsteigende Mannschaft sich an die Bedingungen in dem anderen Raumfahrzeug anpaßt und die entsprechenden Druckanzüge anlegt (Bild 90/1).

Mit dem „Apollo“-System wurden mehrere Mondexkursionen in den Jahren 1969 bis 1972 unternommen, bei denen erstmals Menschen den Mond betreten, dort wissenschaftliche Geräte stationierten, Bodenproben entnehmen und Geländeerkundungen vornahmen. Mit dem „Apollo“-Unternehmen wurden eine Reihe wichtiger Raumflugmanöver erprobt, die für die Landung auf dem Mond, den Start und die Rückkehr zur Erde notwendig waren: die aber zugleich beim Aufbau der gemeinsamen Raumstation, wie sie 1975 von sowje-

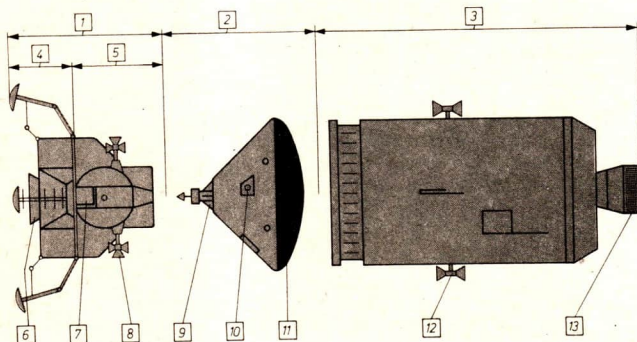


Bild 91/1

„Apollo“-Raumfahrzeug, Masse: 45,1 t

- 1 – Mondfähre
- 2 – Kommandoeinheit
- 3 – Versorgungs- und Geräteteil
- 4 – Landeteil
- 5 – Rückkehrteil mit Starttriebwerk
- 6 – Landetriebwerk

- 7 – Ausstieg, Einstieg
- 8 – Steuertriebwerk
- 9 – Kopplungsvorrichtung
- 10 – Ausstiegluke
- 11 – Wärmeschild
- 12 – Steuertriebwerk
- 13 – Haupttriebwerk

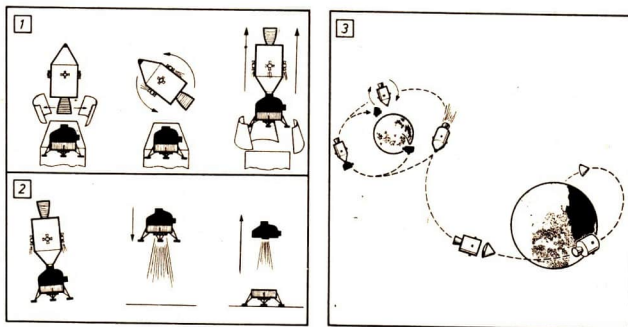


Bild 92/1

Raumflugmanöver beim „Apollo“-Mondlandeunternehmen

1 – Koppeln von Kommandoeinheit mit Mondfähre auf der Anflugbahn zum Mond

2 – Trennen der Mondfähre von der Kommandoeinheit und Landen auf dem Mond

3 – Start der Mondfähren-Rückkehrereinheit,

Koppeln der Mondfähren-Rückkehrereinheit mit der Erdrückkehrereinheit,

Drehen der Rückkehrereinheit und Abtrennen der Kommandoeinheit vor dem Eintritt in die Erdatmosphäre

tischer und US-amerikanischer Seite mit Raumfahrzeugen „Sojus“ und „Apollo“ praktisch erprobt wurde, zur Anwendung gekommen sind.

Solche Raumflugmanöver waren:

- Manöver zum Koppeln der „Apollo“-Kommandoeinheit mit der Mondfähre (Bild 92/1 – 1),
- Landen der Mondfähre (Bild 92/1 – 2),
- Start mit der Rückkehrereinheit der Mondfähre (Bild 92/1 – 2),
- Koppeln der Rückkehrereinheit der Mondfähre an die Erdrückkehrereinheit (Bild 92/1 – 3),
- Abtrennen der Rückkehrereinheit der Mondfähre und der Versorgungseinheit von der Kommandokapsel (Bild 92/1 – 3)

Das „Apollo“-Raumfahrzeug besteht aus einer Kommandoeinheit für drei Raumfahrer (Volumen etwa 4,5 m³) und einem Versorgungs- und Geräteteil. Für das Mondlandeunternehmen wurde in der Trägerrakete noch die Mondfähre mitgeführt, die dann während des Fluges in einem komplizierten Manöver (Bild 92/1) angekoppelt werden mußte.

Raumstationen

Am 11. September 1970 wurde von Baikonur aus mit einer Mehrstufenrakete erstmals eine Forschungsstation vom Typ „Salut“ auf eine Erdumlaufbahn in etwa 200 km Höhe gebracht. Zweimal koppelten sowjetische Raumfahrer ein „Sojus“-Raumfahrzeug an die Station an, „Sojus“ 10 am 24. 4. 1971 und „Sojus“ 11 am 6. 7. 1971.

Zum ersten Mal in der Raumfahrtgeschichte konnten sich Wissenschaftler unter Laborbedingungen einem umfangreichen Forschungsprogramm über eine Zeit von 23 Tagen widmen.

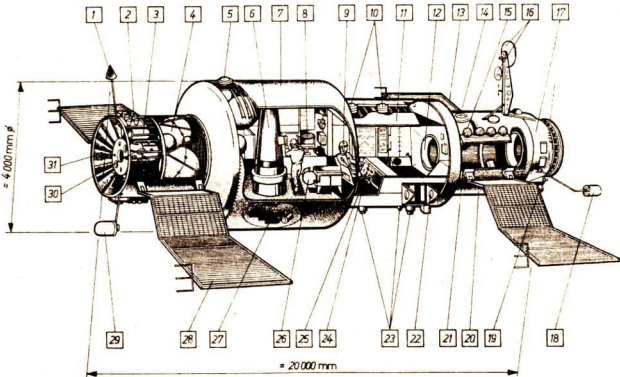


Bild 93/1 Raumstation „Salut“

Masse: 18,9 t, Länge: 21,4 m, Durchmesser: 4,15 m, Volumen: etwa 100 m³.

- | | | |
|--------------------------------|--|---|
| 1 – Suchantenne | 14 – astrophysikalisches Orientierungssystem | 23 – Objektivträger elektronischer, elektromagnetischer und optischer Meß- und Beobachtungsgeräte |
| 2 – Steuerdüsen | 15 – Druckgasbehälter | 24 – Steuerzentrale |
| 3 – Fernsehkamera | 16 – Radarantenne für Rendezvousmanöver mit Raumfahrzeug | 25 – Bordingenieur |
| 4 – Treibstoffbehälter | 17 – Ankopplungssektion mit Verbindungstunnel zum Raumfahrzeug | 26 – Trinkwasserbehälter |
| 5 – Betankungsstutzen | | 27 – Gerätestauraum |
| 6 – Geräteschacht | | 28 – Energieanlage |
| 7 – Arbeitssektion | | 29 – Suchantenne |
| 8 – medizinischer Arbeitsplatz | | 30 – Haupttriebwerke |
| 9 – Kommandant | 18 – Suchantenne | 31 – Steuertriebwerke |
| 10 – Bullauge | 19 – Fernsehkamera | |
| 11 – Steuersektion | 20 – Aufenthaltssektion | |
| 12 – Luke | 21 – Schlafstätten | |
| 13 – Energieanlage | 22 – Gerätestauraum | |

Dieses Forschungsprogramm umfaßte 140 Experimente. Dabei standen etwa folgende Aufgabenkomplexe im Mittelpunkt des Programms:

- Überprüfung und Erprobung aller Konstruktionselemente sowie Systeme der Raumstation „Salut“,
- Erprobung von Methoden und Mitteln zur Orientierung, Navigation sowie der Bahnänderung,
- Untersuchung geologisch-geographischer Objekte auf der Erde, atmosphärischer Erscheinungen sowie Beobachtung der Schnee- und Eiskecke,
- Erforschung von physikalischen Verhältnissen im erdnahen Raum sowie astronomisch-astrophysikalische Untersuchungen in verschiedenen Spektralbereichen,
- Medizinisch-biologische Untersuchungen.

Einen Überblick über die Möglichkeit eines solchen Forschungsprogramms¹ und der einsetzbaren Geräte zeigt Tabelle 95/1.

Die Weltraumforschung wird fortgesetzt. Am 3. April 1973 wurde die zweite Raumstation „Salut“ 2 in der Sowjetunion gestartet. Sie diente der weiteren Erprobung und Durchführung von Forschungsaufträgen. Am 28. Mai 1973 wurde das Programm für „Salut“ 2 beendet. In der Zeit vom 27. 9. bis 29. 9. 1973 wurde ein neues Raumfahrzeug „Sojus“ 12 durch die Kosmonauten Lasarew und Makarow erprobt und am 25. Juni 1974 „Salut“ 3 auf eine Umlaufbahn gebracht. In den Raumstationen „Salut 4“ und „Salut 5“ arbeiteten jeweils zwei Kosmonauten 63 bzw. 48 Tage, während mit „Salut 6“ bereits Langzeitexperimente durchgeführt wurden.

Es steht fest, daß die Einrichtung und Stationierung von Weltraumstationen die besten Voraussetzungen zur intensiven und effektiven Erforschung von Erde und erdnahem Weltraum schafft.

Etwa zur gleichen Zeit, da „Salut“ 2 sein Programm beendete, begann man in den USA mit einem ähnlichen Experiment. Das unbemannte Forschungslaboratorium „Skylab“ mit einer Masse von 90,6 t, einem Volumen von 280 m³, einer Länge von 35,7 m und einem Durchmesser von 6,58 m wurde auf eine Umlaufbahn in einer Höhe von etwa 450 km gebracht.

Im Rahmen des bereits auf S. 90 genannten Weltraumabkommens wurde zwischen den Vertretern der UdSSR und der USA vereinbart, gemeinsam Weltraumforschungsaufgaben zu lösen. Das Kopplungssystem „Sojus“ – Kopplungsschleuse – „Apollo“ weist auf einen möglichen Weg, der vor allem auch für Weltraum-Rettungsaktionen von Bedeutung ist, d. h., wenn z. B. eine Raumfahrzeug-Besatzung Schwierigkeiten bei der Rückkehr zur Erde

¹ Vgl. Neumann, Karl-Heinz. Bemannte Weltraumstation; in Jugend und Technik. Berlin: Verlag Junge Welt, Heft 8/1971, S. 698ff.

Verfahren	Nutzung	Bereich
Gravitationsradiometer Magnetometer UV-Spektrometerbilder Absorptionspektroskope Laserhöhenmessung u. Streuungsm. Radiofrequenzreflektivität Mikrowellenradiometer Mikrowellenabbildung Radarhöhenmessung u. Streuungsm. Radarabbildung Infraradiometer/Spektrometer Datensammlung auf der Erde Hochauflösungsfernsehen Multispekt. Überwachungsteleskope Vielbahige synoptische Kameras Panorama- u. metrische Kameras Multispektrale. Untersuchung	Vegetationsdichte Gras-, Busch- und Waldbestand Pflanzenarten, Bewachung Bodenart, Temperatur und Feuchtigkeit Bewässerung Brandentdeckung Landnutzung Transport- und Verkehrsverbindungen Besiedlungsveränderungen Nutzung von Bodenschätzen Klimauntersuchung Topografische Kartierung Bodenzusammensetzung Bodenstruktur Formationserkundung Minerallagerstätten Ausnutzung von Lagerstätten Erdkrustenstudie Verunstung Feuchtigkeitsverhältnisse Grundwasseraustausch Wasserverunreinigung Schneebeziehungen und Glaziologie Einwirkung großer Flüsse Wärmeverhältnisse Wellenstärke der Meeresoberfläche Schelf- und Küstenkartierung Biologische Phänomene Eisüberwachung Morphologie des Meeresbodens	Land- und Forstwirtschaft Geografie Geologie Hydrologie Ozeanografie

Tabelle 95/1

haben sollte, etwa durch Versagen des Steuerungssystems. Aus diesen Bemühungen heraus ist es verständlich, wenn zwischen der US-amerikanischen Raumfahrtbehörde NASA und der Akademie der Wissenschaften der UdSSR unter anderem ein Zeitplan für gemeinsame Forschungsvorhaben in den Jahren 1975/1976 vorgeschlagen wurde.

● Studieren Sie das für dieses Projekt vorgesehene Programm und den dazugehörigen zeitlichen Ablaufplan!¹.

¹ Hoffmann, Horst. 15 Jahre Raumfahrt; in Jugend und Technik. Berlin: Verlag Junge Welt, Heft 9/1972, S. 766

In den Jahren von 1957 bis 1963 erhöhte sich die Anzahl der insgesamt von der Erde aus gestarteten Satelliten und Raumfahrzeuge auf mehr als 100 je Jahr. Bis zur Gegenwart ist diese jährliche Startanzahl annähernd konstant geblieben.

Ein Teil dieser Satelliten ist inzwischen beim Wiedereintauchen in die Erdatmosphäre verglüht, andere wurden nach Erfüllung ihrer Forschungsaufgaben wieder zur Erde zurückgeführt. Nur wenige Satelliten wurden in solche Höhen gebracht, in denen sie eine nahezu unbegrenzte Lebensdauer haben. Hiermit ist nicht die Lebensdauer der Apparaturen, sondern der Verbleib in einer Umlaufbahn gemeint. Gegenwärtig schätzt man die Zahl der meßbaren Objekte, die sich in Erdumlaufbahnen befinden, auf etwa 3000. Hierin sind sowohl die Satelliten selbst als auch ausgebrannte Trägerraketen oder größere Einzelteile einbegriffen.

Viele dieser Objekte werden im Rahmen der wissenschaftlichen Forschung durch ständige Beobachtung unter Kontrolle gehalten. Diese Kontrolle erfolgt von den *Satellitenbeobachtungsstationen* aus, wobei während des Überfluges eines Satelliten mehrmals seine Positionen in astronomischen Koordinaten gemessen und die genaue Zeit der Messung registriert wird.

Eine solche Kontrolle macht eine Vielzahl einzelner Positionsmessungen von verschiedenen Punkten der Erdoberfläche aus notwendig. Dabei kommen insbesondere optische Geräte und Radioempfangsanlagen zum Einsatz. Allein auf dem Gebiet der optischen Beobachtung beteiligen sich mehr als 200 Beobachtungsstationen in allen Erdteilen mit Positionsmessungen künstlicher Erdsatelliten. So hat z. B. die Satellitenbeobachtungsstation in Schwerin in einer Nacht an 27 verschiedenen Objekten insgesamt 109 Positionsmessungen vorgenommen. Bild 97/1 zeigt das Meßgerät für visuelle Beobachtungen der Satellitenbeobachtungsstation Schwerin, das mit einer Quarzuhr, einem Zeitschreiber und einem Tonbandgerät gekoppelt eingesetzt wird.

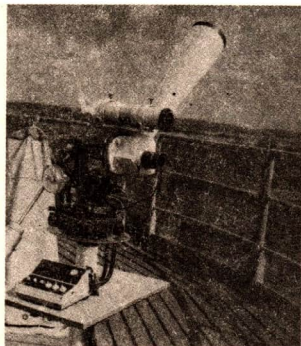


Bild 97/1
Satellitenbeobachtungsgerät in der Schulsternwarte Schwerin

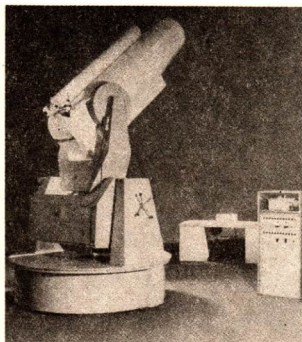


Bild 97/2
Satellitenbeobachtungsgerät der Akademie der Wissenschaften der DDR in Potsdam

Eine wesentlich höhere Genauigkeit bei Messungen läßt sich durch die photographische Methode erreichen. Winkel von einer Bogensekunde und Zeitangaben von $1/1000$ Sekunde sind mit den elektronisch gesteuerten Meßgeräten des VEB Carl Zeiss Jena möglich (Bild 97/2).

Nur ein Teil der künstlichen Satelliten ist mit dem bloßen Auge sichtbar. Für jede beabsichtigte Beobachtung ist es notwendig zu wissen, wann und wo am Himmel ein Satellit von einem bestimmten Beobachtungspunkt auf der Erde aus zu sehen sein könnte.

Aufgaben der Satellitenbeobachtungsstation

Unter einer Satellitenbeobachtungsstation versteht man eine Einrichtung, die von der COSPAR¹ anerkannt, mit einer Stationsnummer in das Register des internationalen Beobachtungsnetzes eingetragen ist und über Meßgeräte der erforderlichen Meßgenauigkeit verfügt.

Die Satellitenbeobachtungsstationen der DDR verfügen über Meßgeräte, deren Winkelgenauigkeit kleiner als $1'$ ist, über Quarzuhren und Zeitschreiber

¹ Committee on Space Research (Komitee für Raumforschung)

mit einer Genauigkeit von 0,004 s. Hauptaufgabe dieser Stationen ist es, Positionsmessungen von Erdsatelliten vorzunehmen und telegraphisch den Rechenzentren Cosmos Moskau oder Smithsonian Astrophysical Observatory zuzuleiten. Die gemessenen Werte der Positionen werden häufig in den Koordinaten des Horizontsystems angegeben.²

Bild 108/1 zeigt die Winkel, in denen der Beobachter den Satelliten sieht und seine Positionen mißt.

Satellitenbeobachtungsstationen der DDR		
	Stations-Nr.	Anschrift
Bautzen	11 20	86 Bautzen, Friedrich-List-Str. 8;
Eilenburg	11 84	728 Eilenburg, Am Mannsberg;
Rodewisch	11 85	9706 Rodewisch, Rützgengrüner Str. 41 a;
Schwerin	11 80	27 Schwerin, Weinbergstr. 17

In den Rechenzentren werden diese Daten weiterverarbeitet, um alle Änderungen des Bahnverlaufes der einzelnen Satelliten festzustellen. Daraus wiederum lassen sich Schlüsse auf die Beschaffenheit der Hochatmosphäre, auf das Magnetfeld der Erde oder auf die Wirkung der Solarstrahlung ziehen, um nur einige Beispiele zu nennen.

Mit Hilfe dieser Erkenntnisse ist es möglich, tiefer in das Wesen der Naturgesetze einzudringen und die Beschaffenheit der Welt besser zu erkennen.

Die Raumfahrt erhält aus solchen Informationen wiederum ständig neue Hinweise und Impulse zur Veränderung der technischen Einrichtungen, Anlagen, Geräte und Fahrzeuge.

Vorbereitung auf die Satellitenbeobachtung

Eine interessante Tätigkeit für Astronomie- und Astronautik-Arbeitsgemeinschaften besteht darin, am Beispiel der praktischen Beobachtung einen Einblick in die Grundlagen der Satellitenbeobachtung zu gewinnen. Dabei spielt die theoretische Vorbereitung auf die eigentliche Beobachtung eine wesentliche Rolle, weil sie für das Auffinden des Satelliten von entscheidender Bedeutung ist. Der folgende Abschnitt soll zeigen, wie Ort und Zeit einer möglichen Satellitenbeobachtung zu ermitteln sind.

² Vgl. Lehrbuch Astronomie für die Klasse 10. Berlin: Volk und Wissen Volkseigener Verlag, 1971, S. 21 bis 24

Auswahl eines geeigneten Satelliten

Viele Satelliten oder Trägerraketen umkreisen die Erde in einem sehr großen Abstand und sind in ihren Abmessungen so klein, daß sie von der Erde aus mit dem bloßen Auge nicht sichtbar sind.

Von einer Satellitenbeobachtungsstation können diese Objekte mit leistungsfähigen Geräten nach genauer Berechnung erfaßt werden.

Für eine erste Beobachtungsübung ist ein sehr helles Objekt am besten geeignet. Nach dem 3. Keplerschen Gesetz († S. 60) müssen Satelliten in erdnahen Umlaufbahnen in kürzerer Zeit den sichtbaren Bereich eines Beobachters durchfliegen als Satelliten mit großem Abstand von der Erde. Andererseits nimmt die Helligkeit eines Satelliten mit dem Quadrat der Entfernung ab, wogegen er für den Beobachter längere Zeit sichtbar ist.

- ⑬ Überlegen Sie, wie Abmessungen und Entfernung eines Satelliten einen günstigen Einfluß auf die Sichtbarkeitsbedingungen haben!

Ein Satellit, der sich für eine Erstbeobachtung besonders gut eignete, war „Pageos“. Wegen seines großen Durchmessers von etwa 32 m war dieser Ballonsatellit trotz seiner durchschnittlichen Höhe von etwa 4200 km mit dem bloßen Auge gut sichtbar und konnte während eines Durchgangs 15 bis 30 Minuten vom Beobachter verfolgt werden.

Anfertigung eines Bahnmodells

Um schnell einen anschaulichen Überblick über alle physikalischen Größen zu erhalten, die einen Satelliten in seinen wesentlichen Bewegungen charakterisieren, fertigt man zunächst ein Modell der Satellitenbahn an (z. B. von Pageos), das an einem Globus befestigt wird.

Für die Vorbereitung einer Beobachtung notwendige Angaben können bei einer der Satellitenbeobachtungsstationen erfragt werden († S. 98).

■ Beispiel: Pageos

Radius des Perigäums: 10 370 km

Radius des Apogäums: 10 790 km

Umlaufzeit: 180,5 min

Bahnneigung: 86,5°

Durchgang im aufsteigenden Knoten

am 13. 9. 72: 20^h 42^{min} (UT)¹, Knotenlänge 295,7° W

Bild 100/1 gibt einen Überblick über die wesentlichen Bahnelemente, die für die Vorbereitung einer Beobachtung von Bedeutung sind.

¹ UT (Universal Time) bedeutet Weltzeit. 0 Uhr Weltzeit entspricht 1 Uhr MEZ (Mitteleuropäische Zeit).

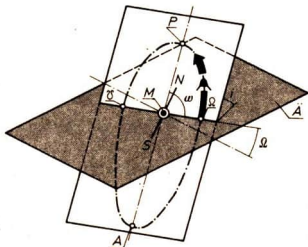


Bild 100/1

Bahnelemente

M – Erdmittelpunkt

P – Perigäum

A – Apogäum

i – Bahnneigungswinkel

Ω – aufsteigender Knoten

Ω' – absteigender Knoten

Ω – Länge des Ω

ω – Winkelabstand P von Ω

\bar{A} – Äquatorebene

AM – Radius des Apogäums

PM – Radius des Perigäums

N-S – Erdachse

Nach dem 2. Keplerschen Gesetz steht der Mittelpunkt M der Erde in einem Brennpunkt der elliptischen Bahn.

Die Bahnebene bildet mit der Äquatorebene den Bahnneigungswinkel i . Der Satellit durchläuft die Äquatorebene in zwei Punkten, von Süd nach Nord im aufsteigenden Knoten Ω und von Nord nach Süd im absteigenden Knoten Ω' .

Der Winkelabstand Ω der Knotenlinie mit den Endpunkten Ω und Ω' vom Nullmeridian ist die Länge¹ des aufsteigenden Knotens.

Der Winkelabstand des Perigäums von der Knotenlinie ist der Perigäumswinkel ω . R : Erdradius = 6370 km

▼ Fertigen Sie ein Globusmodell an, das aus einem Globus, einem drehbaren Längengrad und einer drehbaren maßstabgetreuen Modellbahn des Satelliten Pageos besteht! (Drehbarer Längengrad und Modellbahn werden aus Draht ringen gefertigt. Wenn die Satellitenbahn einwandfrei um die Erdachse beweglich sein soll, ist es erforderlich, eine neue Achse von der doppelten Länge in den Globus einzusetzen.) Hierzu sind folgende Schritte auszuführen:

1. Berechnen Sie die Länge des Draht ringes der Modellbahn des Satelliten!

Die Modellbahn wird vereinfacht als Kreisbahn angenommen, deren Radius dem Mittelwert der Radien von Perigäum und Apogäum entspricht.

2. Befestigen Sie den Längengrad und die Modellbahn des Satelliten drehbar an der verlängerten Globusachse!

3. Bringen Sie eine farbige Gradeinteilung am Draht ring der Modellbahn an! (alle 10° eine Markierung.)

Bild 101/1 zeigt das fertige Globusmodell.

⑭ Schätzen Sie, wie groß der sichtbare Teil der Bahn ist, wenn der Beobachter am Nordpol der Erde steht!

⑮ Wie lange ist der Ballonsatellit Pageos sichtbar?

¹ Sie wird durchgehend von 0 bis 360° W gemessen. Angaben in östlicher Länge sind in der Satellitenbeobachtung nicht üblich.

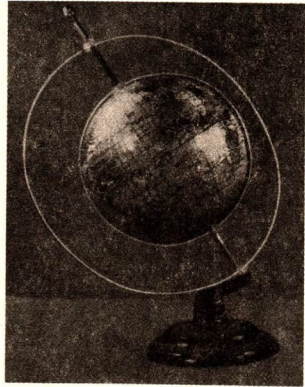


Bild 101/1
Umgebautes Globusmodell

Justierung einer Satellitenbahn am Modell

Unter Justierung versteht man in diesem Fall: Es werden der bewegliche Meridiankreis und die Satellitenbahn des Modells räumlich so eingestellt, daß sie in ihrer Lage den wirklichen Verhältnissen zu einer gegebenen Zeit entsprechen.

Diese Zeit ist für die erste Einstellung der 13. 9. 1972 20^h 42^{min} (UT) (↑ Seite 99).

Die Einstellung des drehbaren Längengrades. Wenn man den drehbaren Längengrad so einstellt, daß er von der Erdmitte aus gesehen in Richtung Sonne verläuft, kann man für alle Orte auf einem beliebigen Längengrad (Meridiankreis) die Ortszeit bestimmen (Bild 101/2).

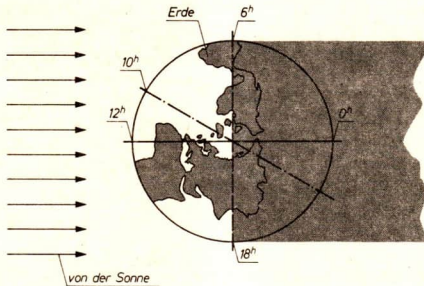


Bild 101/2
Zur Bestimmung der Ortszeit

Behält man diese Richtung des drehbaren Längskreises (Meridiankreises) bei, so drehen sich im Verlaufe eines Tages alle Orte um die Erdachse und durchlaufen die einzelnen Tageszeiten. Um einen Überblick über den Verlauf des *Terminators* (Licht-Schattengrenze, auch Tag- und Nachtgrenze genannt) zu erlangen, muß die räumliche Orientierung der Erdachse berücksichtigt werden. Bild 102/1 stellt die Bewegung der Erde im Laufe eines Jahres um die Sonne dar. Dabei zeigt die Erdachse eine unveränderte Richtung.

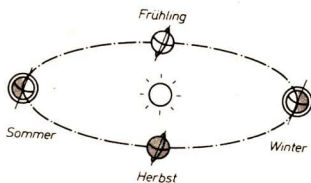


Bild 102/1
Orientierung der Erdachse

Aus Bild 102/1 wird ersichtlich, daß die Erdachse zum drehbaren Längskreis, der immer in Richtung Sonne zeigt, entsprechend der Jahreszeit eine bestimmte Orientierung hat. Demnach muß für die Justierung mit Datum 13. 9. die Einstellung so aussehen, wie es Bild 103/1 zeigt.

Das Sonnenlicht fällt im Winkel von 0° in die Ebene des drehbaren Längskreises ein.

Einstellung der Weltzeit. Weltzeit 12^h bedeutet, daß der Meridian von Greenwich in Richtung Sonne zeigt, also genau in der Ebene des drehbaren Meridiankreises liegt. Um $20^h 42^{\text{min}}$ (UT) hat sich die Erde in Ostrichtung um $130,5^\circ$ gedreht. Demnach muß um $20^h 42^{\text{min}}$ (UT) der Längskreis $130,5^\circ$ W in der Ebene des beweglichen Meridiankreises stehen.

Um diese Zeit liegt der aufsteigende Knoten Ω der Satellitenbahn bei $295,7^\circ$ W. Nach entsprechender Einrichtung der drehbaren Satellitenbahn ist am Modell zu ersehen, daß die Bahn am 13. 9. 1972 um $20^h 42^{\text{min}}$ (UT) über dem indischen Ozean, der UdSSR (Taschkent) liegt und im Abstand von $3,5^\circ$ am Nordpol vorbei und weiter über Kanada und den westlichen Teil der USA verläuft.

- ⑩ Wäre zu dieser Zeit vom Territorium der DDR aus in die Satellitenbahn einzusehen? (Der Satellit selbst kann noch nicht gesehen werden, da er sich um $20^h 42^{\text{min}}$ (UT) noch im aufsteigenden Knoten befindet!) Beschreiben Sie die Richtung des Bahnverlaufes vom Beobachter aus gesehen!
- ⑪ Um welche Uhrzeit etwa hätte der Satellit seine größte Annäherung zum Beobachter erreicht?

Hat man beispielsweise erst am 23. 9. 1973 die Möglichkeit einer Beobachtung, so hat sich in den bis dahin abgelaufenen zehn Tagen die Lage der Satelliten-

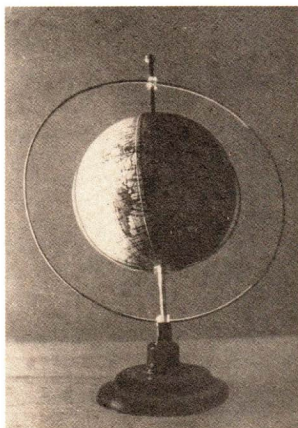


Bild 103/1
Einstellung des drehbaren Längenkreises
für den 13. 9. 1972

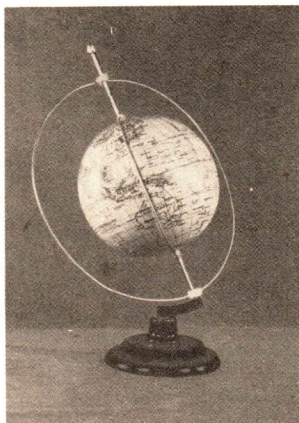


Bild 103/2
Einstellung auf den 130. Breitengrad (W)

bahn beträchtlich geändert. Die nächste Aufgabe muß es sein, die Veränderungen der Bahnlage bis zum 23. 9. 1973 zu ermitteln und einen geeigneten Beobachtungspunkt zu finden.

Auswahl einer geeigneten Beobachtungszeit

Bei der Auswahl der Beobachtungszeit müssen die Bedingungen für die Sichtbarkeit beachtet werden.

Ursachen für die Sichtbarkeit. Satelliten sind künstliche Himmelskörper, die kein eigenes Licht ausstrahlen. Sie reflektieren das Sonnenlicht zum Beobachter hin. Deshalb sind sie nur dann sichtbar, wenn sie von der Sonne beschienen werden. Beim Eintauchen in den Erdschatten entziehen sie sich der Sichtbarkeit (Bild 103/3).

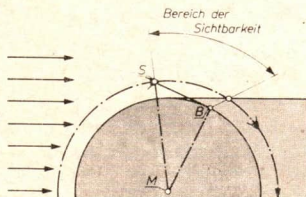


Bild 103/3
Sichtbarkeitsbedingung

Dieser Vorgang ist mit der Finsternis unseres natürlichen Erdsatelliten vergleichbar (Mondfinsternis).

- ⑮ Warum vollzieht sich der Eintritt von künstlichen Erdsatelliten in den Erdschatten häufiger als beim Mond?

Bedingungen für die Sichtbarkeit. Aus Bild 103/3 geht hervor, daß der Satellit nur dann von einem Beobachter gesehen werden kann, wenn der Satellit im Blickfeld des Beobachters ist. Er muß über dem Horizont des Beobachters stehen.

Weiterhin ist notwendig, daß sich der Beobachter bereits im Erdschatten befindet. Ist der Himmel am Beobachtungsort noch zu hell, dann heben sich die lichtschwachen Erdsatelliten nicht deutlich genug vom Himmelshintergrund ab.

- ⑲ Warum sind niedrig fliegende Satelliten in den Wintermonaten (niedriger Sonnenstand!) nur in der Dämmerung sichtbar?
Erläutern Sie die Aufgabe am Bild 104/1!

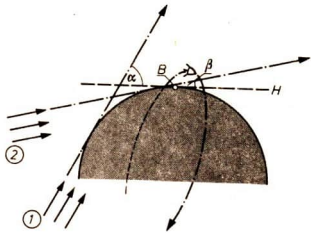


Bild 104/1

Sichtbarkeitsbedingungen

B – Beobachter ($\varphi = 53^\circ \text{N}$)

H – Horizont des Beobachters

1 – Sonnenstand im Winter 0^h (α)

2 – Sonnenstand im Sommer 0^h (β)

Weitere Sichtbarkeitsbedingungen sind:

- Der Satellit muß eine ausreichende Helligkeit haben, d. h. ausreichend große Flächen, die genügend Sonnenlicht zum Beobachter hin reflektieren.
- die Wetterbedingungen müssen ausreichende Sicht gewährleisten,
- am Beobachtungsort dürfen keine störenden Lichtquellen (z. B. Straßenbeleuchtung) vorhanden sein.

Bei der Auswahl des Beobachtungszeitpunktes ist zu beachten, daß die Sichtbarkeitsbedingungen erfüllt werden.

Dabei geht man von der Einstellung des Globusmodells für die Zeit vom 13. 9. 1972 um $20^h 42^{\text{min}}$ (UT) aus. Bei diesem Durchgang wäre der Satellit vom Territorium der DDR aus sichtbar gewesen.

Berechnung einer bestimmten Beobachtungszeit

Aus der gegebenen Umlaufzeit von 180,5 min folgt, daß der Satellit in 24 h annähernd achtmal die Erde umkreist. Somit durchläuft er einen beliebigen Punkt seiner Bahn täglich annähernd 4 min später. Daher ist der Satellit nach 10 Tagen, am 25. 9. 1972, etwa 40 min später in der Nähe des Beobachtungsortes zu erwarten als am 13. 9. 1972. Der Beobachtungsort (Schwerin mit den geographischen Koordinaten $\lambda = 11,4^\circ$ Ost und $\varphi = 53,6^\circ$ Nord) liegt im Erdschatten. Damit ist eine wesentliche Sichtbarkeitsbedingung erfüllt. Die genaue Rechnung ergibt, daß der Satellit für 80 Umläufe 10 ganze Tage und 40 min benötigt. Folglich befindet er sich am Beobachtungstage um $21^{\text{h}} 22^{\text{min}}$ (UT) im aufsteigenden Knoten. An der Gradeinteilung der Modellbahn kann festgestellt werden, daß vom aufsteigenden Knoten bis zum 53. Breitengrad noch ein Bahnsektor, dem ein Winkel von etwa 53° entspricht, zurückzulegen ist.

Wenn der Satellit für einen vollen Umlauf (360°) 180,5 min benötigt, so legt er den Sektor von 53° in 26,6 min zurück.

$$360^\circ : 53^\circ = 180,5 \text{ min} : x$$

$$x = \frac{180,5 \text{ min} \cdot 53^\circ}{360^\circ}$$

$$x = 26,6 \text{ min}$$

Der Satellit ist gegen $21^{\text{h}} 49^{\text{min}}$ über dem 53. Breitengrad zu sehen.

Berechnung der Länge des aufsteigenden Knotens zur errechneten Beobachtungszeit. In der Zeit 10 d 1 h 07 min, die seit dem 13. 9. 1972 $20^{\text{h}} 42^{\text{min}}$ vergangen ist, hat sich die Länge des aufsteigenden Knotens beträchtlich geändert. Um die Richtung des Überfluges am Beobachtungsort zu bestimmen, muß die Lage der Bahn zur Zeit der Beobachtung berücksichtigt werden.

Wenn man zunächst annimmt, daß sich die Lage der Bahn eines Satelliten im Raum gegenüber den Sternen nicht ändert, dann müßte der Knoten nach genau 10 Tagen, also am 23. 9. 1972 um $20^{\text{h}} 42^{\text{min}}$ (UT), auf einer Länge von $295,7^\circ$ W liegen. Den 53. Breitengrad N überfliegt der Satellit entsprechend der Berechnung erst um $21^{\text{h}} 49^{\text{min}}$, also 67 min später. Während dieser Zeit hat sich die Erde infolge der Rotation in der Bahnebene des Satelliten um etwa $16,8^\circ$ in östlicher Richtung weitergedreht. Betrachtet man die Lage der Satellitenbahn als unverändert, so hat sich die Lage des Knotens um annähernd $16,8^\circ$ in westlicher Richtung verschoben. Weiterhin hat sich die Erde in den verfloßenen 10 Tagen auf ihrer Bahn um die Sonne weiterbewegt. Auch für diesen Fall betrachtet man die Ebene der Satellitenbahn als raumstabil.

Da der Ablauf der Tageszeiten von der Rotation der Erde abhängt, jedoch nicht an die Bewegung der Erde in der Ekliptik gebunden ist, ändert sich die Lage des Meridiankreises nicht in Richtung zur Sonne (Bild 106/1), wohl aber

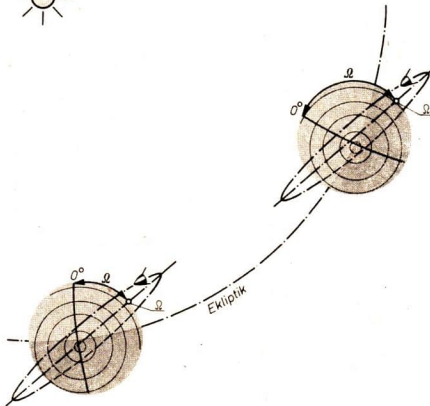


Bild 106/1
Knotenwanderung

gegenüber der Satellitenbahn. Daraus ergibt sich eine weitere Verschiebung x des aufsteigenden Knotens in Westrichtung. In 365 Tagen beträgt die Knotenverschiebung 360° . In 10 Tagen beträgt sie:

$$365 \text{ d} : 10 \text{ d} = 360^\circ : x$$

$$x = \frac{360^\circ \cdot 10 \text{ d}}{365 \text{ d}}$$

$$x = \underline{\underline{9,8^\circ \text{ (in 10 Tagen)}}}$$

Nun steht die Bahnebene des Satelliten aber nicht unbeweglich im Raum, sondern sie dreht sich wegen der Abplattung der Erde. Diese Bahndrehung wird Präzession oder Wanderung der Knotenlinie genannt. Sie hängt ab von der Bahnhöhe des Satelliten und von seiner Bahnneigung.

Bei Bahnneigungen von 0 bis 90° erfolgt die Drehungen entgegen der Erdrotation, bei mehr als 90° Bahnneigung mit der Erdrotation.

Die Präzession läßt sich nach folgender Gleichung näherungsweise ermitteln:

$$P = 10 \left(\frac{R}{R + h} \right)^{3,5} \cdot \cos i$$

Es bedeuten P : Präzession (in $^\circ/\text{Tag}$)

R : Erdradius

h : mittlere Höhe des Satelliten

i : Bahnneigung

Im vorliegenden Fall ist zu rechnen:

$$P = 10 \left(\frac{6370}{10570} \right)^{3,5} \cdot \cos \cdot 86,6^\circ.$$

Man erhält $0,1^\circ$ je Tag, das entspricht 1° in 10 Tagen.

Zusammenfassend ist festzustellen, daß der aufsteigende Knoten durch die Rotation der Erde, die Umlaufbewegung der Erde um die Sonne und die Präzessionsbewegung der Satellitenbahn verschoben wird. Im vorliegenden Falle erfolgen alle drei Verschiebungen in Westrichtung und können damit zum Wert (vom 13. 9. 1972) $20^{\text{h}}42^{\text{min}}$ addiert werden. Die neue Knotenlänge beträgt nach der Addition $323,3^\circ$ W.

Einrichtung des Globusmodells für die Beobachtungszeit

Um einen genaueren Überblick über die Sichtbarkeitsbedingungen zu erhalten und um auf den Ort am Himmel schließen zu können, an dem der Satellit zur errechneten Beobachtungszeit vom Beobachtungsort zu sehen sein wird, benutzt man das Globusmodell. Es wird in der gleichen Weise eingerichtet, wie es bereits auf S. 102 beschrieben wurde.

Zuerst korrigiert man die Stellung des drehbaren Meridiankreises; denn seit dem 13. 9. 1972 hat sich die Erde in der Ekliptik um $9,8^\circ$ weiterbewegt. Aus Bild 106/1 wird ersichtlich, daß der Winkel Ω um den gleichen Betrag größer werden muß. Betrug dieser Winkel am 13. 9. noch 81° , so muß er nach der Neueinstellung des drehbaren Längenkrees bereits den Wert von annähernd 91° angenommen haben.

Danach stellt man die Beobachtungszeit ein. Um 0^{h} (UT) stand der Meridian von Greenwich genau in der Ebene des drehbaren Meridiankreises auf der Schattenseite der Erde. Seitdem sind 21 h 49 min vergangen. In dieser Zeit hat sich die Erde um $327,3^\circ$ in Ostrichtung gedreht.

Nach der Einstellung muß der Längenkreis $327,3^\circ$ W (das entspricht $32,7^\circ$ O) auf der Nachtseite unter dem drehbaren Längenkreis stehen.

Zuletzt dreht man die Modellbahn des Satelliten so, daß der aufsteigende Knoten auf $323,3^\circ$ W (das entspricht $36,7^\circ$ O) liegt.

Schlußfolgerungen für die Beobachtung

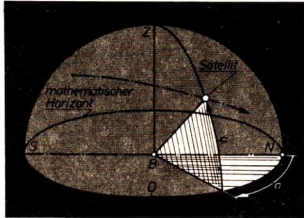
Aus einer Betrachtung des Globusmodells ist zu entnehmen, daß

- das gesamte Territorium der DDR im Erdschatten liegt,
- die Projektion der Satellitenbahn auf die Erdoberfläche eine Linie ergibt, die über das Territorium der UdSSR (in der Nähe von Moskau) läuft.

Das Ergebnis einer groben Schätzung ist weiterhin, daß man vom Beobach-

tungsort den Satelliten in Ostrichtung sehen wird und daß seine Höhe über der Horizontebene des Beobachters mindestens 50° betragen muß.

Da sich der Satellit vom aufsteigenden Knoten in Nordrichtung bewegt, kann man am Modell erkennen, daß der Beobachter den Satelliten von SO über O nach NO verfolgen kann (Bild 108/1).



108/1
Horizontkoordinaten

Der Nullpunkt der Teilung des Horizontkreises liegt im Norden. Die Zählung erfolgt im Uhrzeigersinn ($N = 0^\circ$, $O = 90^\circ$, $S = 180^\circ$, $W = 270^\circ$). Unter Azimut a versteht man den Winkel, der zwischen der Nordrichtung und der Richtung nach dem Fußpunkt des Vertikalkreises vom Satelliten auf den mathematischen Horizont liegt.

Die Höhe h eines Satelliten ist der Winkel, in dem der Satellit vom Beobachter über dem mathematischen Horizont zu sehen ist. Für das Auffinden des Satelliten Pageos reicht diese Genauigkeit in jedem Falle aus. Mit den folgenden Daten ist die theoretische Vorbereitung abgeschlossen:

Satellit: Pageos

Beobachtungszeit: 23. 9. 1973 21^h 49^{min} (UT)

a : 80°

h : 50°

Beachten Sie, daß die Angabe in Weltzeit erfolgt! Nach MEZ ist es dann bereits 22^h 49^{min}.

- ⊙ Überprüfen Sie, ob am 23. 9. 1974 der gleiche Satellit bei einem weiteren Durchgang vor oder nach der berechneten Durchgangszeit beobachtbar ist!

Die Überprüfung, ob der Satellit im Erdschatten oder im Sonnenlicht fliegt, ist bei einer durchschnittlichen Höhe von 4 200 km nicht notwendig, da er bei jedem günstigen Durchgang sichtbar ist.

Zusammenfassung

Die wichtigsten Schritte bei der theoretischen Vorbereitung auf die Satellitenbeobachtung mit einem Globusmodell sind:

1. Einstellung des drehbaren Längengrades am Globusmodell entsprechend der Position der Erde in der Ekliptik.
2. Einstellung der Erde auf die angegebene Weltzeit.
3. Einstellung der Modellbahn des Satelliten auf die angegebene Knotenlänge.
4. Berechnung der inzwischen erfolgten Anzahl der Umläufe.
5. Berechnung der Beobachtungszeit, zu der der Satellit die größte Annäherung an den Beobachtungsort erreicht.
6. Berechnung der Knotenlänge zur Beobachtungszeit unter Einbeziehung der Drehung der Erde, der Bewegung der Erde um die Sonne und der Präzessionsbewegung der Satellitenbahn.
7. Einstellung des Globusmodells auf die errechneten Daten.
8. Abschätzen von Azimut und Höhe des Satelliten zur Beobachtungszeit.

Die praktische Beobachtung

Ziele und Aufgaben der Beobachtung

Aufgabe einer jeden Satellitenbeobachtung ist es, mehrere Positionen des Satelliten festzustellen und die Beobachtungszeit hierfür anzugeben. Die Positionsmessungen können sowohl im Horizontsystem als auch im rotierenden Äquatorsystem vorgenommen werden.

Entscheidend für die Auswahl des Systems ist die Montierung des Beobachtungsgerätes und die Beobachtungsmethode.

Ziel eines jeden Beobachters muß es sein, möglichst genaue Angaben in den Winkelpositionen und in der Zeit zu erreichen. Der Genauigkeit sind durch die technischen Voraussetzungen (Winkelmeß- und Zeitmeßgeräte) natürliche Grenzen gesetzt. Entsprechend der Größe der Optik können nur Satelliten bis zu einer bestimmten Helligkeit mit dem Auge wahrgenommen oder auf der Filmschicht festgehalten werden.

Auch die zur Verfügung stehende Uhr (Armbanduhr, Stoppuhr oder elektronische Zeitanlage) entscheidet über den Grad der Genauigkeit. In jedem Falle sollte der Satellitenbeobachter einer Arbeitsgemeinschaft das gleiche Bestreben haben wie der international legitimierte Satellitenbeobachter. Er sollte seine technischen Möglichkeiten richtig einschätzen lernen und im Rahmen des Möglichen ein Höchstmaß an Genauigkeit anstreben.

Die Beobachtung mit dem bloßen Auge

Auch ohne technische Hilfsmittel kann eine Satellitenbeobachtung von Erfolg sein. Entscheidend ist, daß der Weg des Satelliten am Sternenhimmel so festgehalten wird, daß er zum Zwecke einer weiteren Auswertung rekonstruierbar ist. Es gibt genügend Beispiele, daß solche Beobachtungen von Fachwissenschaftlern gesucht wurden, z. B. wenn vom Verglühen eines Satelliten in der Erdatmosphäre keine Meßergebnisse von Beobachtungsstationen vorlagen. Gerade diese unwiderrufflich letzten Beobachtungen eines Satelliten sind für die Erforschung der Atmosphäre von besonderer Bedeutung.

Als Anhaltspunkte für die Beschreibung des Bahnverlaufes eines Satelliten bieten sich die Sterne an.

Orientierungsübungen am Sternenhimmel oder im Planetarium.

Bild 110/1 zeigt den möglichen Durchgang eines Satelliten durch den großen Wagen. Dabei durchläuft der Satellit Bahnpunkte, die mit anderen Sternen Dreiecke oder eine Gerade bilden.

Während der Beobachtung wird wie in Bild 110/1 eine Zeichnung der Positionen 1 bis 6 mit den dazugehörigen Vergleichssterne angefertigt. In dem Augenblick, in dem der Satellit die Verbindungslinie zweier Sterne in einem der Punkte P durchläuft, markiert ein Beobachter die Position in der Zeichnung, während ein anderer Beobachter die Zeit abliest und notiert.

Auswertung der Beobachtung. Die Meßpunkte werden von der Zeichnung in eine Sternkarte übertragen. Danach werden ihre Koordinaten am Rand der Sternkarte in Rektaszension und Deklination abgelesen und mit den Meßzeiten im Beobachtungsprotokoll aufgeführt (Bild 110/2).

Weitere Beobachtungen dieser Art an den folgenden Tagen lassen erkennen, wie sich die Bahn vom Beobachtungsort gesehen gegenüber den Sternen ändert.

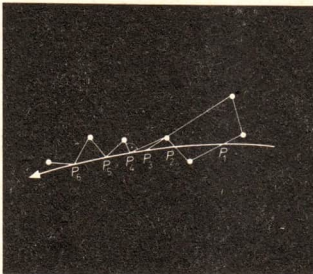


Bild 110/1
Satellitendurchgang

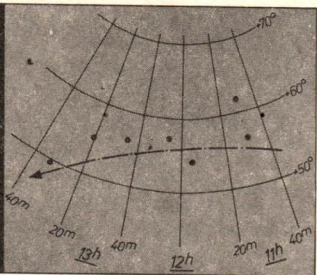


Bild 110/2
Positionen in der Sternkarte

Die Beobachtung mit einem Meßgerät

Wesentlich genauer ist die Beobachtung mit einem Meßgerät. Im Falle „Pageos“ ist die Messung der Positionen mit Hilfe des Schulfernrohres „Telememor“ oder eines Theodoliten möglich. Das Gerät wird dem Satelliten nachgeführt. Befindet sich der Satellit in der Mitte des Fadenkreuzes, wird die Zeit gestoppt und notiert. Danach werden die Positionen in Azimut und Höhe abgelesen und ebenfalls notiert. Diese Art der Beobachtung erfordert bereits einige Übung, da der Blickwinkel eines Fernrohres gemessen an dem des menschlichen Auges wesentlich kleiner ist.

Darüber hinaus muß eine wesentliche Voraussetzung erfüllt werden: Das Gerät muß hinreichend genau justiert sein. Die Achsen, um die das Fernrohr drehbar ist, müssen genau senkrecht bzw. waagrecht in der Horizontebene stehen. Zeigen beide Teilkreise die Einstellung 0 an, muß das Gerät in die Nordrichtung in Höhe des mathematischen Horizontes zeigen.

Im Ergebnis erhält der Beobachter Meßwerte in den Horizontkoordinaten.

Die photographische Beobachtung

Die photographische Beobachtung hat gegenüber den anderen beschriebenen Methoden den Vorteil, daß sie genauere Ergebnisse in den Positionen liefert, weil hierbei persönliche Fehler ausgeschlossen werden.

Jedoch gibt es nur wenige Objekte, die sich noch deutlich sichtbar als Bahnsuren auf der Filmschicht abzeichnen. Darüber entscheidet die Helligkeit des Satelliten und seine scheinbare Winkelgeschwindigkeit.

Unter scheinbarer Winkelgeschwindigkeit versteht man in diesem Falle die vom Beobachter festgestellte Bewegung des Satelliten in Grad je Sekunde. Ein „schneller“ Satellit bewegt sich z. B. mit 2° s^{-1} bis 3° s^{-1} , ein „langsamer“ Satellit mit $0,5^\circ \text{ s}^{-1}$ bis 1° s^{-1} .

Verwendet man für die Beobachtung einen Photoapparat mit kurzbrennweitigem Objektiv oder eine Astrokamera, so läßt sich „Pageos“ in jedem Falle auf einem lichtempfindlichen Film gut abbilden, weil er sich vom Beobachter aus gesehen sehr langsam bewegt und genügend hell ist, um die lichtempfindliche Schicht eines Films oder einer Photoplatte sichtbar zu schwärzen. Niedrig fliegende Objekte erscheinen dem Beobachter als sogenannte „schnelle“ Satelliten. Obwohl sie wegen ihres geringen Abstandes zum Beobachter heller erscheinen, ist ihre Winkelgeschwindigkeit für eine ausreichende Schwärzung zu hoch. Besonders geeignete niedrigfliegende Objekte sind solche, die wegen ihrer großen Abmessungen auffallend hell sind wie z. B. Raumfahrzeuge oder Raumstationen.

Photographische Beobachtungen können mit stehender Kamera (möglichst erschütterungsfrei auf einem Stativ) oder mit Nachführung (Aufbau auf einer

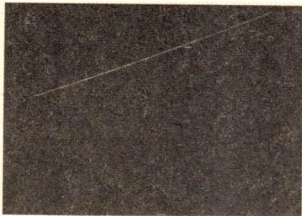


Bild 112/1
Satellitenspur



112/2 Bild
Satellitenspur mit Unterbrechungen

parallaktischen Fernrohrmontierung¹ mit elektrischem Antrieb) erfolgen. Die stehende Kamera liefert Aufnahmen, bei denen die Sterne als Strichspuren aufgezeichnet sind, während bei der nachgeführten Kamera die Sterne als Punkte erscheinen. Der Satellit zeichnet sich in jedem Fall als Spur ab. Es empfiehlt sich, mehrere Meßpunkte mit einer Aufnahme zu gewinnen. Zu diesem Zweck deckt man das Objektiv mehrmals während der Aufnahme ab, so daß die Satellitenspur Unterbrechungen zeigt. Zu jedem Öffnen oder Schließen des Objektivs ist die Zeit zu registrieren. Bild 112/1 zeigt eine Spur, bei der nur das einmalige Öffnen und Schließen der Blende des Photoapparates die beiden Meßpunkte lieferte. Durch zusätzliches Abdecken des Objektivs wurden auf Bild 112/2 mehrere Meßpunkte bei einer Aufnahme mit nachgeführter Kamera erzielt.

Nach Entwicklung der Negative erfolgt die Auswertung mit Hilfe einer Sternkarte in ähnlicher Weise wie bei der Beobachtung mit dem bloßen Auge. Zunächst muß die Gegend, in der die Aufnahme erfolgt ist, auf der Sternkarte aufgefunden werden. Deshalb wird empfohlen, das Sternbild, in dem die Aufnahme erfolgt ist, mit den hellsten Sternen in einer Skizze festzuhalten. Die größte Genauigkeit in der Festlegung der Positionen wird erreicht, wenn man mit Hilfe eines Vergrößerungsgerätes im abgedunkelten Raum das Negativbild in die Sternkarte hineinprojiziert. Durch entsprechende Einstellung der Vergrößerung werden die Sterne des Negativs mit denen in der Sternkarte zur Deckung gebracht und die Meßpunkte der Satellitenspur mit einem Bleistift in die Karte eingezeichnet. Danach können die Koordinaten der Meßpunkte aus der Sternkarte abgelesen werden.

Als Ergebnis erhält man Positionen in Rektaszension und Deklination, die mit den dazugehörigen Meßzeiten im Protokoll aufgeführt werden.

¹ Vgl. ABC der Astronomie, Leipzig: Verlag Brockhaus, 1960, S. 106

Beobachtung eines niedrig fliegenden Erdsatelliten

Wie bereits erwähnt, eignen sich für eine Erstbeobachtung besonders solche Satelliten, die in großer Höhe fliegen und auf Grund ihrer großen Abmessungen genügend hell erscheinen. Die Bahnstörungen (z. B. Änderung der Luftdichte) haben eine geringere Wirkung auf sie, als das bei niedrig fliegenden Satelliten der Fall ist. Deshalb lassen sich Beobachtungsdaten hoch fliegender Satelliten über längere Zeiträume mit größerer Sicherheit vorausberechnen.

Niedrig fliegende Objekte sind nur verhältnismäßig kurze Zeit sichtbar. Sie müssen deshalb mit größerer Genauigkeit berechnet werden.

Im folgenden Abschnitt sollen Methoden der Vorausberechnung von Beobachtungsdaten beschrieben werden, die auch für die Beobachtung niedrig fliegender Objekte hinreichend sind.

Auswahl eines geeigneten Satelliten

Auch bei der Auswahl eines niedrig fliegenden Objektes spielt die Helligkeit eine große Rolle. Besonders geeignet sind daher Objekte mit möglichst großen Abmessungen. Diese Voraussetzungen werden von Raumfahrzeugen wie z. B. „Sojus“ oder von Raumstationen wie „Salut“ erfüllt. Die Beobachtung solcher Objekte ist für alle Beobachter von besonderem Interesse. Wer möchte nicht mit eigenen Augen sehen, wie eine Raumstation, in der Menschen leben und arbeiten, ihre Bahn am Sternenhimmel zieht?

Allerdings muß man sich bei der Vorausberechnung der Beobachtungsdaten bisweilen mit nur wenigen Angaben begnügen, die durch Rundfunk und Presse bekanntgegeben werden.

Raumstationen werden aller Voraussicht nach in den nächsten Jahren häufiger zu sehen sein, weil sie bei der Erforschung des erdnahen Raumes von besonderer Bedeutung sind und über Zeiträume von Monaten und Jahren unsere Erde umkreisen werden. Da bereits heute an der Konstruktion sehr großräumiger Stationen gearbeitet wird, ist mit Beobachtungsobjekten außerordentlicher Helligkeit und langer Lebensdauer zu rechnen.

Anfertigung eines Bahnmodells

Nach bisherigen Erfahrungen wird die durchschnittliche Höhe einer Raumstation auch weiterhin zwischen 250 km und 600 km liegen, während Bahnneigungswinkel um 50° zu erwarten sind. Im Zuge einer Vorausberechnung mit Hilfe eines Bahnmodells ist es erforderlich, einen entsprechenden Draht-ring am Globus anzubringen.

Folgende Daten werden für den Start einer Raumstation angenommen:

Umlaufzeit: 90 min

Bahnneigung: $50,0^\circ$

mittlere Höhe: 300 km

Startzeit: 20. 6. 1973 5^{h} (UT) = 6^{h} (MEZ)

Zunächst ist die Länge des Drahtinges der Modellbahn zu berechnen.

Der Drahting ist entsprechend der Bahnneigung am Globus zu befestigen.

Es empfiehlt sich, eine Befestigung anzubringen, die eine Veränderung der Bahnneigung um $\pm 10^\circ$ ermöglicht, um Einstellungen mit verschiedenen Bahnneigungen ebenfalls vornehmen zu können.

Die geringe Entfernung des Drahtes von der Oberfläche des Globus (etwa 7,6 mm bei einem Globusradius von 17 cm) zeigt auf den ersten Blick, daß die Bahn nur dann vom Beobachter einzusehen ist, wenn sie in unmittelbarer Nähe des Beobachtungsortes verläuft.

Man nimmt weiter an, daß der Start in der UdSSR von Baikonur mit den Koordinaten $292,5^\circ$ W und $47,5^\circ$ N erfolgt ist.

Justierung des Bahnmodells

Die Justierung des Bahnmodells beginnt, wie schon beschrieben, mit der Einrichtung des drehbaren Längengrades entsprechend der Jahreszeit. Danach dreht man die Modellbahn so, daß sie genau über dem Startort liegt. Es ist zu beachten, daß Baikonur im aufsteigenden Ast, also bevor die Bahn den 50. Breitenkreis im Bahnscheitel taugiert, zu liegen kommt.

Den aufsteigenden Knoten findet man beim Eintritt der Raumstation in die Bahn etwa 9 min nach dem Abheben von der Startrampe auf dem 358. Längengrad (W).

Ausgangspunkt der weiteren Rechnung ist

Startzeit + 9 min = $5^{\text{h}}09^{\text{min}}$ (UT) = $6^{\text{h}}09^{\text{min}}$ (MEZ).

Festlegung der Beobachtungszeit

Bei einer Umlaufzeit von 90 min überfliegt die Raumstation alle 90 min den Breitenkreis des Startortes ($\varphi = 47,5^\circ$). Die größte Annäherung an den Beobachtungsort erreicht die Station jedoch erst dann, wenn sie den Bahnscheitel (Bild 115/1) durchläuft und dieser über dem Längengrad des Beobachters liegt. Da bis zur größten Annäherung an den Beobachtungsort die Raumstation nach jedem vollen Umlauf noch den Weg von Baikonur bis zum Bahnscheitel zurückzulegen hat, berechnet man die Zeit für diesen Weg aus dem Winkel S_1MS_2 und der Umlaufzeit (\nearrow S. 61).

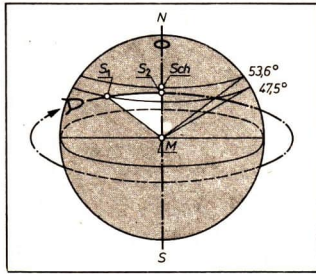


Bild 115/1
Bahnscheitel

Die Markierungen am Drahtmodell lassen einen Winkel von 16° erkennen, dem der Kreisbogen S_1S_2 zugeordnet ist. Die Rechnung ergibt, daß die Station den Kreisbogen S_1S_2 in 4 min durchläuft.

- Nach wieviel Umläufen liegt der Bahnscheitel über dem Längengreis des Beobachtungsortes?

Um $6^h 09^{min}$ (9 min nach der Startzeit beim Eintritt der Raumstation in die Umlaufbahn) liegt Ω auf der geographischen Länge von $358^\circ W$ und der Scheitelpunkt auf $268^\circ W$.

Die Berechnung der Knotenwanderung erfolgt in diesem Abschnitt gleichzeitig unter Berücksichtigung der Rotation der Erde, der Drehung der Erde um die Sonne und der Präzession bezogen auf einen ganzen Umlauf. Nach Rechnung (\nearrow S. 105 bis 106) erhält man infolge Erdrotation in der Zeit eines Erdumlaufes (90 min) eine Verschiebung des aufsteigenden Knotens um $22,5^\circ$ in westlicher Richtung.

Für die tägliche Präzession ergibt sich ein Wert von $5,68^\circ$ je Tag. Bei einer Umlaufzeit von 90 min erfolgen 16 Umläufe je Tag. Die Präzession je Umlauf beträgt $0,35^\circ$. Infolge der Erdbewegung um die Sonne verschiebt sich der aufsteigende Knoten nochmals um 1° je Tag in westlicher Richtung. Das entspricht einem Betrag von $0,06^\circ$ je Umlauf.

Der aufsteigende Knoten verschiebt sich um $22,5^\circ + 0,35^\circ + 0,06^\circ = 22,91^\circ$ je Umlauf.

Bei jeder Drehung des Globus um jeweils rund 23° wird deutlich, daß sich der Scheitelpunkt der Satellitenbahn dem Beobachtungspunkt beträchtlich nähert. Bei einem Start, der um 6^h MEZ erfolgt ist, hätte man nach 3 Umläufen eine Zeit von $10^h 39^{min}$ MEZ. Die Raumstation überfliegt zu dieser Zeit den Breitenkreis von Baikonur ($\varphi = 47,5^\circ$) und hat bis zum Bahnscheitel noch einen Bahnabschnitt von 16° zurückzulegen. Wegen der Himmelschellig-

keit ist um diese Zeit eine optische Beobachtung nicht möglich. Die Zeit ist jedoch geeignet, um mit Empfangsanlagen Ortungssignale oder Sprechfunkverkehr hörbar zu machen. Bisher waren die Signale sowjetischer Satelliten auf einer Frequenz von etwa 19,995 MHz zu empfangen. Jedoch zeichnet sich die Entwicklungstendenz, in Zukunft Frequenzen von ein oder mehreren hundert MHz für diese Zwecke zu benutzen, deutlich ab.

Mit Hilfe des Dopplereffektes ist es möglich, die Zeit der größten Annäherung an den Beobachtungspunkt festzustellen. Wer diese Möglichkeit nicht hat, kann mit Hilfe eines geeigneten Empfängers an der Lautstärke der empfangenen Signale die Zeit der größten Annäherung abschätzen. Auf diese Weise läßt sich die Raumstation über längere Zeit orten.

- ② Ermitteln Sie die günstigste Startzeit, wenn eine Raumstation, die mit den gleichen Parametern am 20. Juni 1973 startet, am Abend des gleichen Tages optisch beobachtbar sein soll!

Der Blick auf das Globusmodell verrät, daß wegen der niedrigen Höhe der Raumstation die Festlegung der Koordinaten in Azimut und Höhe sehr schwierig wird. Man sollte sich deshalb mit einer Azimutangabe für den Punkt der größten Annäherung begnügen, da in diesem Punkt die Raumstation ihre größte Höhe über dem Horizont des Beobachters erreicht. Das wird nach drei vollen Umläufen am 20. Juni 1973 etwa bei einem Azimut von 170° der Fall sein.

Im folgenden Abschnitt wird ein Rechenweg erläutert, der zu genaueren Positionen führt.

Ermittlung von Azimut, Höhe und Beobachtungszeit durch Rechnung

Für die Rechnung werden folgende Daten angenommen:

Start: 20. 6. 1973 18^h (MEZ)

Startort:

Baikonur ($\lambda = 67,5^\circ$ O,

$\varphi = 47,5^\circ$ N)

Mittlere Höhe: 300 km

Umlaufzeit: 90 min

Bahnneigung: 50°

Beobachtungsort:

Schwerin ($\lambda = 11,36^\circ$ O,

$\varphi = 53,6^\circ$ N)

Nach 3 vollen Umläufen (\nearrow S. 115) liegt die Satellitenbahn in einer günstigen Nähe des Beobachters.

Berechnung der Lage des aufsteigenden Knotens (Ω) der Satellitenbahn

(Zum Zeitpunkt des Eintritts des Satelliten in die Umlaufbahn:

$18^h + 09 \text{ min} = 18^h 09^{\text{min}}$ MEZ).

Die Länge des aufsteigenden Knotens ($\delta\lambda$) $\Delta\lambda_0$ ist

$$\Delta\lambda_0 = \lambda_B + \Delta\lambda, \quad (20)$$

sie wird nach der Neperschen Regel berechnet.

$$\sin \Delta\lambda = \cot i \cdot \tan \varphi_B \quad (21)$$

$$\sin \Delta\lambda = \cot 50^\circ \cdot \tan 47,5^\circ$$

$$\underline{\underline{\Delta\lambda = 66,3^\circ}}$$

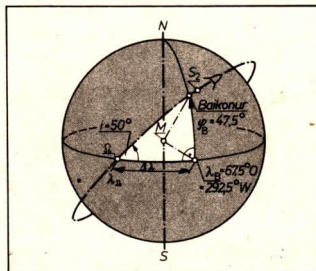


Bild 117/1

Lage der Satellitenbahn um $18^h 09^{\text{min}}$ MEZ

Berechnung der Länge des aufsteigenden Knotens (Ω) nach Gleichung (20):

$$\Delta\lambda_0 = 292,5^\circ + 66,3^\circ$$

$$\underline{\underline{\Delta\lambda_0 = 358,8^\circ \text{ W}}}$$

Verschiebung des aufsteigenden Knotens (Ω) nach 3 vollen Umläufen. Der Knoten verschiebt sich um $\Delta\lambda^\circ = 22,91^\circ$ je Umlauf in Westrichtung, nach 3 vollen Umläufen (270 min nach Eintritt des Satelliten in die Umlaufbahn) um $68,73^\circ$.

Die Länge des aufsteigenden Knotens (Ω) nach 3 vollen Umläufen ($\Delta\lambda_3$) beträgt nach

$$\Delta\lambda_3 = \Delta\lambda_0 + 3 \Delta\lambda_U \quad (22)$$

$$\Delta\lambda_3 = 358,8^\circ + 68,73^\circ$$

$$\underline{\underline{\Delta\lambda_3 = 67,53^\circ \text{ W}}}$$

Zu dieser Zeit befindet sich der Satellit über dem Breitengrad $47,5^\circ \text{ N}$.

Berechnung des Bahnbogens BS, den der Satellit noch bis zum Längengrad von Schwerin zurückzulegen hat.

$$\widehat{BS} = \widehat{\Omega S} - \widehat{\Omega B} \quad (23)$$

Berechnung des Bahnstückes vom aufsteigenden Knoten bis zum Schnittpunkt der Bahn mit dem Längengreis $11,36^\circ$ O von Schwerin.

Bekannt ist $i = 50^\circ$.

Die Seite mit den Endpunkten Ω λ_{Sch} ist die Summe der Seitenstücke $\Delta\lambda'$ und $\Delta\lambda''$ (Bild 118/1).

$\Delta\lambda'$ ist gleich der Länge des aufsteigenden Knotens (Ω) und beträgt daher $67,53^\circ$, während $\Delta\lambda''$ der Länge von Schwerin entspricht ($11,36^\circ$ O) und $11,36^\circ$ beträgt.

$$\text{Aus } \Delta\lambda_3 \lambda_{Sch} = \Delta\lambda' + \Delta\lambda'' \quad (24)$$

ergibt sich die Seitenlänge von $78,89^\circ$.

Die Errechnung der Seite mit den Endpunkten Ω S erfolgt nach der Gleichung

$$\cot l = \frac{\cos i}{\tan (\Delta\lambda' + \Delta\lambda'')} \quad (25)$$

$$\cot l = \frac{\cos 50^\circ}{\tan 78,89^\circ}$$

$$l = 82,75^\circ$$

Nach Rechnung mit Gleichung (24) beträgt $l = 82,75^\circ$.

Diesen Bahnabschnitt hat der Satellit nach Durchlaufen des aufsteigenden Knotens (Ω) bis zum Schnittpunkt der Bahn mit dem Längengreis

$\lambda_{Sch} = 11,36^\circ$ zurückgelegt.

Setzt man in Gleichung (25) den Wert für $\Delta\lambda$ ein,

$$\cot l' = \frac{\cos i}{\tan \Delta\lambda}$$

$$\cot l' = \frac{\cos 50^\circ}{\tan 66,3^\circ}, \quad \text{so erhält man}$$

$$l' = 74,24^\circ$$

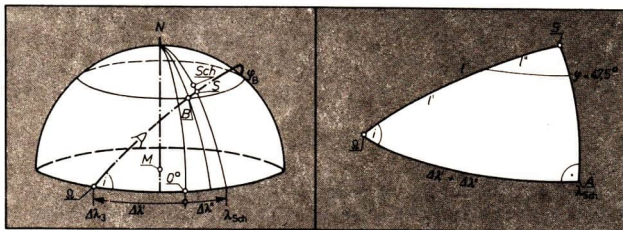


Bild 118/1
Bahnbogen BS

Bild 118/2
Dreieck $\Omega - \lambda_{Sch} - S$

Aus der Differenz von $l - l'$ ergibt sich die Größe des Bahnstückes BS, das der Satellit nach 3 vollen Umläufen vom Schnittpunkt der Bahn mit dem Breitenkreis $\varphi_B = 47,5^\circ$ bis zum Schnittpunkt der Bahn mit $\lambda_{\text{Sch}} = 11,36^\circ$ O noch zurückzulegen hat.

$$l - l' = 82,75^\circ - 74,24^\circ$$

$$\underline{\underline{l - l' = 8,51^\circ}}$$

Das Bahnstück beträgt $8,51^\circ$.

Berechnung der Beobachtungszeit. Aus $360^\circ : 8,51^\circ = 90$ min : x min läßt sich die Zeit des Überfliegens des Bahnwinkels von $8,51^\circ$ errechnen.

Sie beträgt 2,1 min.

Die Beobachtungszeit wird wie folgt errechnet:

$$\begin{aligned} 18^{\text{h}} \text{ MEZ} &+ 9 \text{ min (Bahneintritt)} \\ &+ 270 \text{ min (3 Umläufe)} \\ &+ 2,1 \text{ min} \end{aligned}$$

Die Beobachtungszeit ist $22^{\text{h}} 41,1^{\text{min}}$ MEZ.

Die Berechnung der Koordinaten des Satelliten für die Beobachtungszeit.

Da für die Beobachtungszeit der Schnittpunkt der Satellitenbahn mit dem Längenkreis von Schwerin gewählt wurde, ist die Berechnung des Azimutes überflüssig geworden. Die Bahnneigung der Satellitenbahn i ist kleiner als die geographische Breite des Beobachtungsortes φ_{Sch} .

Wegen $i < \varphi_{\text{Sch}}$ kann der Satellit selbst im Scheitelpunkt seiner Bahn φ_{Sch} nie überfliegen. (Das wäre für den Fall $i \geq \varphi_{\text{Sch}}$ möglich). Sein Azimut ist deshalb um $22^{\text{h}} 41,1^{\text{min}}$ MEZ von Schwerin aus gesehen $\underline{\underline{a = 180^\circ}}$.

Um die dazu gehörende Höhe zu errechnen, benötigt man den Winkelabstand γ vom Beobachtungspunkt, in dem der Satellit vom Erdmittelpunkt aus gesehen λ_{Sch} überquert.

Der Winkel γ ist die Differenz zwischen der geographischen Breite des Beobachters und der geographischen Breite des Subsatellitenpunktes S:

$$\gamma = \varphi_{\text{Sch}} - \varphi_s \quad (26)$$

Subsatellitenpunkt ist der Punkt der Erdoberfläche, durch den die Verbindungslinie vom Satelliten zum Erdmittelpunkt läuft.

Bekannt ist die geographische Breite des Beobachters:

$$\varphi_{\text{Sch}} = 53,6^\circ \text{ N.}$$

Aus dem Dreieck $\Omega \lambda_{\text{Sch}} \text{ S}$ (Bild 118/2) wird die geographische Breite φ_s nach Gleichung (26) errechnet.

$$\sin \varphi_s = \sin l \cdot \sin i \quad (27)$$

$$\sin \varphi_s = \sin 82,75^\circ \cdot \sin 50^\circ$$

$$\underline{\underline{\varphi_s = 49,45^\circ}}$$

Durch Einsetzen von q_s in (26) erhält man

$$\gamma = 53,6^\circ - 49,45^\circ$$

$$\underline{\gamma = 4,15^\circ}$$

Mit Hilfe von γ , dem Erdradius R und der Höhe des Satelliten h_s wird die Höhe des Satelliten h errechnet. Hierfür benutzt man den Tangenssatz der ebenen Trigonometrie (28), der von der numerischen Rechnung her weniger aufwendig ist als die im Mathematikunterricht behandelten Sinus- und Kosinussätze.

$$\frac{a-b}{a+b} = \frac{\tan \frac{\alpha-\beta}{2}}{\tan \frac{\alpha+\beta}{2}} \quad (28)$$

Nach Bild 120/1 ist

$$a = R + h_s$$

$$b = R$$

$$\gamma = 4,15^\circ.$$

Errechnet wird h .

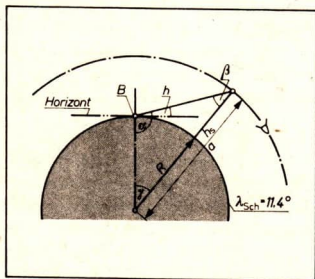


Bild 120/1
Berechnung der Höhe h

Es ist nach Einsetzen der Werte in Gleichung (28)

$$\frac{R + h_s - R}{R + h_s + R} = \frac{\tan \frac{\alpha - \beta}{2}}{\tan \frac{\alpha + \beta}{2}}$$

Da $\alpha + \beta = 180^\circ - \gamma$, (29)

folgt $\frac{\alpha + \beta}{2} = 90^\circ - \frac{\gamma}{2}$. (30)

Nach Umformung von (28) und Einsetzen von (30) in (28) erhält man

$$\tan \frac{\alpha - \beta}{2} = \frac{R + h_s - R}{R + h_s + R} \cdot \tan \left(90^\circ - \frac{\gamma}{2} \right).$$

$$\tan \frac{\alpha - \beta}{2} = \frac{6370 \text{ km} + 300 \text{ km} - 6370 \text{ km}}{6370 \text{ km} + 300 \text{ km} + 6370 \text{ km}} \cdot \tan \left(90^\circ - \frac{4,15^\circ}{2} \right)$$

$$\frac{\alpha - \beta}{2} = 32,31^\circ$$

$$\underline{\alpha - \beta = 64,62^\circ}$$

(31)

Durch Addition der Gleichungen (29) und (31)

$$\alpha + \beta = 180^\circ - 4,15^\circ$$

$$\alpha - \beta = 64,62^\circ$$

$$\hline 2\alpha = 240,47^\circ$$

erhält man $\alpha = 120,24^\circ$

Da aus Bild 120/1 ersichtlich ist, daß $h = \alpha - 90^\circ$, ist der Betrag für $h = 30,24$.

Die endgültigen Werte für die Beobachtung:

Beobachtungszeit: 22^h 41,1^{min} MEZ

Azimut: $\alpha = 180^\circ$

Höhe: $h = 30,24^\circ$

Überprüfen der Sichtbarkeitsbedingungen. Mit einer Höhe von $h = 30^\circ$ befindet sich der Satellit zur Zeit der Beobachtung genügend hoch über dem Horizont. Am angenommenen Beobachtungstage (20. 6. 1973) geht die Sonne für die Orte mit einer geographischen Breite von $\varphi = 53^\circ$ N um 20^h 29^{min} MEZ unter.¹ Um 22^h 41,1^{min} liegt der Beobachter im Erdschatten, und es ist hinreichend dunkel.

Am 20. 6. 1973 gelangt die Sonne während der gesamten Nachtzeit vom Horizont eines Ortes auf dem Breitenkreis $\varphi = 53^\circ$ N aus gesehen nicht tiefer als $13,5^\circ$ unter den Horizont, denn der Sonnenstand beträgt im Augenblick der unteren Kulmination bei einer Deklination der Sonne von $\delta \approx 23,5^\circ$

$$90^\circ - \varphi - \delta = 13,5^\circ.$$

Somit kann am Beobachtungstage auf einer Breite von $\varphi = 53,6^\circ$ die Sonne nicht unter $12,9^\circ$ stehen.

Ein Satellit fliegt von einem Beobachtungspunkt aus gesehen in jedem Falle durch das Sonnenlicht, wenn seine Höhe h über dem Horizont größer ist als der Sonnenstand unter dem Horizont. Da eine genaue Rechnung zu aufwendig ist, begnügt man sich mit einer Abgrenzung des Sonnenstandes zwischen den Werten 0° (Sonnenuntergang) und dem tiefsten Stand während der unteren Kulmination. Die Zeitgleichung, die Auskunft über die genaue Zeit der unteren Kulmination gibt, wird hierbei vernachlässigt. Die Untergangszeiten werden dem „Kalender für Sternfreunde“ entnommen, der noch einen Zwischenwert unter der Zeitangabe der astronomischen Dämmerung liefert, zu dem die Sonne 18° unter dem Horizont steht.

Spezielle Hinweise. Satelliten, die eine größere Bahnneigung haben als die geographische Breite des Beobachtungsortes, können Höhen von $h = 90^\circ$ erreichen und nördlich des Beobachtungsortes vorbeifliegen. Bei der rechnerischen Vorbereitung auf die Beobachtung können die gleichen Grundformeln verwendet werden wie auf S. 118 ff. Je nach der Lage der Bahn setzt der

¹ Vgl. Dr. Ahnert, Paul. Kalender für Sternfreunde 1973.

Beobachter fest, in welchem Azimut er beobachten will. Dementsprechend wählt er einen geeigneten Schnittpunkt der Satellitenbahn mit dem Längen- und Breitengrad.

Die folgende Darstellung gibt einen Überblick über die vier Möglichkeiten zur Beobachtung.

λ_B : Längengrad des Beobachtungs-
ortes in W

λ_s : Länge des Schnittpunktes in W

φ_B : Breitenkreis des Beobachtungs-
ortes

φ_s : Breite des Schnittpunktes

Schnittpunkt	Azimut	
$\lambda_s < \lambda_B$	90°	1
$\lambda_s > \lambda_B$	270°	2
$\varphi_s < \varphi_B$	180°	3
$\varphi_s > \varphi_B$	0°	4

Tabelle 122/1

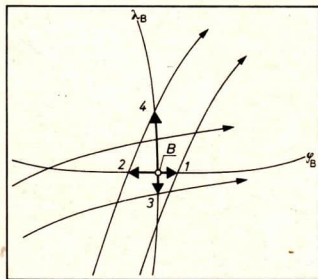


Bild 122/2

Die Raumfahrt ist heute ein wichtiges Forschungsvorhaben. Es erhebt sich aber dabei die Frage, ob der Nutzeffekt die entstehenden Kosten der Raumfahrt rechtfertigt und ob der Einsatz des Menschen als Raumfahrer in der gegenwärtigen Phase der Entwicklung notwendig ist. Eine befriedigende Antwort kann auf diese Frage nur gegeben werden, wenn die Entwicklung der Raumfahrt nicht nur aus technischer oder naturwissenschaftlicher Sicht, sondern umfassend in ihrer Bedeutung für alle Bereiche des gesellschaftlichen Lebens betrachtet wird.

Mensch — Automat

Durch den wissenschaftlich-technischen Fortschritt auf dem Gebiet der Technik und der Kybernetik ist es heute möglich, Automaten in zunehmendem Maße Tätigkeiten zu übertragen, für die bislang Menschen eingesetzt wurden. Automaten steuern heute Flugzeuge oder Fließfertigungsstraßen in der Produktion. Ganze Betriebsteile arbeiten bzw. werden in Zukunft voll automatisiert arbeiten, in denen Menschen nur noch kontrollierende Tätigkeiten ausüben.

Der Automat kann den Menschen unterstützen, kann ihm Arbeiten abnehmen, aber er kann den Menschen nicht ersetzen. Der Mensch verfolgt mit seiner Tätigkeit Ziele, die er sich bewußt setzt. Der Automat wird vom Menschen programmiert und führt die gestellten Aufgaben programmgemäß aus. Der Automat kann schneller und sicherer reagieren als der Mensch, aber er kann eine unvorhergesehene Situation nicht meistern, wenn sie in seinem Programm nicht enthalten ist.

Mit unvorhergesehenen Situationen aber muß beim Vordringen in unerforschte Gebiete des Weltraumes gerechnet werden. Auch bei technischen Störungen ist der Mensch auf Grund seines Urteilsvermögens in der Lage, sinnvoll Eingriffe vorzunehmen.

Zu bedenken ist aber dabei die Tatsache, daß der Mensch für den Aufenthalt außerhalb der Erdatmosphäre kostspielige technische Systeme benötigt, durch die alle erforderlichen Lebensbedingungen geschaffen und aufrechterhalten werden. Daher sind Raumflüge mit bemannten Raumfahrzeugen 10 bis 50mal teurer als der Einsatz von Automaten. Die sowjetische Forschung hat mit den Automaten vom Typ Lunochod bewiesen, daß entscheidende Kenntnisse über die Beschaffenheit unseres Mondes mit relativ geringem Aufwand zu gewinnen sind. Demgegenüber wurde mehrfach festgestellt, daß das US-amerikanische Apollo-Unternehmen einen im Verhältnis zum Ergebnis vielfach höheren Aufwand erfordert hat.

Gerechtfertigt in der gegenwärtigen Phase der Raumfahrt erscheint der Einsatz des Menschen in Raumstationen, wenn sie in erster Linie solche Aufgaben verfolgen, wie z. B. die Erde aus dem Weltraum mit neuen Forschungsmethoden zu untersuchen, um ihre Reichtümer schneller zu erschließen und für die Menschheit nutzbar zu machen. Im Rahmen dieser Forschungen, die von großem gesellschaftlichem Interesse sind, wird im Zusammenwirken von Mensch und Automat die Forschung zu optimalen Bedingungen und hoher Effektivität entwickelt werden können. Der Bau und die Stationierung einer Raumstation, die 50 und mehr Besatzungsmitgliedern über lange Zeit Arbeitsmöglichkeiten bietet, sowie der Einsatz von Raumtransportern, die im Gegensatz zu Trägerraketen mehrmals verwendungsfähig sind, werden in den achtziger Jahren die relativen Kosten der bemannten Raumfahrt wesentlich

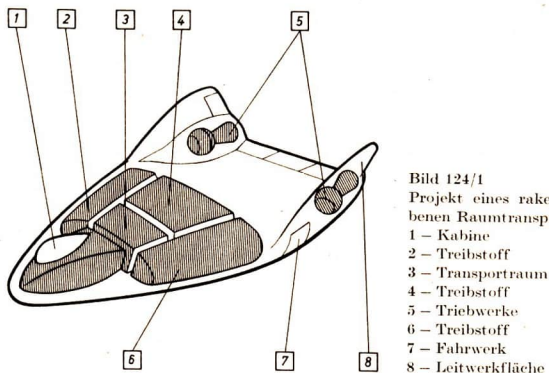


Bild 124/1
 Projekt eines raketentriebenen Raumtransporters
 1 – Kabine
 2 – Treibstoff
 3 – Transportraum
 4 – Treibstoff
 5 – Triebwerke
 6 – Treibstoff
 7 – Fahrwerk
 8 – Leitwerkfläche

senken. Die siebziger Jahre dienen der Erprobung kleinerer Stationen und der Beantwortung der Frage, inwieweit der Mensch in der Lage sein wird, unter kosmischen Bedingungen längere Zeit zu leben und zu arbeiten.

Der Raumflug des Menschen wirft eine Reihe von Problemen auf, die bis jetzt noch nicht gelöst sind.

Die auftretenden Probleme werden deutlich, wenn man die irdischen Lebensbedingungen aufzählt (Temperatur, Druck, Sauerstoff/Stickstoff-Atmosphäre, Strahlungsschutz, Gravitationsfeld) und erkennt, daß diese im leeren Welt- raum nicht existieren bzw. so stark von den irdischen Bedingungen abweichen, daß für den Menschen ohne lebenserhaltende Systeme der Aufenthalt im Weltraum nicht möglich ist. Für den ungeschützten Organismus macht sich beim Aufstieg bereits in 5 km Höhe die Sauerstoffknappheit bemerkbar. In 19 km Höhe ist der Druck schon so weit abgefallen, daß die Körperflüssigkeit bei normalen Temperaturen zu sieden beginnt. In 30 km Höhe wäre der Organismus der kosmischen Strahlung schneller Partikel, der infraroten und der ultravioletten Strahlung schonungslos ausgesetzt.

Probleme des bemannten Raumfluges

Geschwindigkeit und Beschleunigung

Bei seinem Vorstoß in den Weltraum muß der Mensch die Gravitationskraft der Erde überwinden. Begibt er sich in eine Erdumlaufbahn, so muß er sich auf dieser mit hoher Geschwindigkeit bewegen ($7,9 \text{ km} \cdot \text{s}^{-1}$ in einer Minimal- umlaufbahn). Mit Fahrzeugen, die auf der Erdoberfläche gebräuchlich sind, ist diese Geschwindigkeit nicht erreichbar.

- *Überlegen Sie, ob derartige hohe Geschwindigkeiten, die beim Verlassen des Gravitationsfeldes der Erde oder der Sonne noch wesentlich höher liegen, vom menschlichen Organismus ertragen werden! Ziehen Sie die Bewegung der Erde um die Sonne in Betracht!*
- *Prüfen Sie, mit welchem Sinnesorgan und unter welchen Bedingungen eine Geschwindigkeit als Quotient aus Ortsveränderung und Zeit wahrgenommen werden kann.
Unter welchen Bedingungen ist eine solche Wahrnehmung erschwert oder unmöglich?*

Das Ergebnis dieser Überlegungen muß lauten: Der Mensch besitzt kein geeignetes Sinnesorgan zum Wahrnehmen einer Geschwindigkeit im Weltraum.

- ② Berechnen Sie, wie schnell sich ein Punkt auf dem Äquator unserer Erde infolge der Erdrotation um die Erdachse bewegt!

Um einem Körper eine Geschwindigkeit zu erteilen, muß man ihn beschleunigen. Auf der Erde ist der Mensch ständig durch die Gravitation einer Beschleunigung von $1 g$ (Erdbeschleunigung) ausgesetzt. Obwohl man an diesen Zustand gewöhnt ist, können sich daraus Schwierigkeiten ergeben.

- *Überlegen Sie, warum man nach längerem Stehen die Ermüdung einiger Muskeln feststellen kann!*

Beschleunigungen können von den Sinnesorganen (Labyrinth im Ohr) wahrgenommen werden. Bei einer Fahrstuhlfahrt oder einem Flug kann sich jeder von der Funktionstüchtigkeit dieses Sinnesorgans überzeugen.

Beim Start einer Rakete treten bis zum Eintritt in die Erdumlaufbahn wesentlich größere Beschleunigungen von mindestens $4 g$ auf, die vom Kosmonauten für eine Zeit von etwa 10 Minuten ertragen werden müssen. Beim Eintauchen in die Atmosphäre können kurzzeitig Bremsverzögerungen (negative Beschleunigungen) von $7 g$ bis $8 g$ auftreten. Von den Weltraumfahrern wurden diese Belastungen gut überstanden.

Bisher hat der Mensch bei Raumflügen den erdnahen Bereich noch nicht verlassen. Flüge außerhalb unseres Planetensystems erfordern langfristig wirkende Beschleunigungen. Deshalb muß sehr gründlich untersucht werden, ob der Mensch, falls einmal die dafür notwendigen Antriebe zur Verfügung stehen, eine jahrelang anhaltende Beschleunigung aushalten wird, die ein Mehrfaches der Erdbeschleunigung betragen kann.

Schwerelosigkeit

Gegenwärtig bewegen sich alle Raumflugkörper innerhalb unseres Planetensystems noch auf antriebslosen Bahnen, soweit ihnen keine Steuerimpulse erteilt werden. Dabei tritt der Zustand der Schwerelosigkeit als Problem auf. Während der Raumflugkörper um einen Himmelskörper wie z. B. den Mond oder die Sonne kreist, besteht zwischen der zum Gravitationszentrum gerichteten Kraft und der Zentrifugalkraft Gleichgewicht; d. h. für den Menschen ist die Gravitationskraft in Form der Gewichtskraft mit den Sinnesorganen nicht spürbar.

Wie kann sich das Fehlen der gewohnten Erdbeschleunigung auswirken?

- *Versuchen Sie sich vorzustellen, welche Folgen Körperbewegungen eines Kosmonauten haben, wenn sie im schwerelosen Zustand mit der auf der Erde gewohnten Kraft ausgeführt werden!*

Bild 127/1

Kosmonautentraining im schwerelosen Zustand



Der Mensch muß lernen, sich mit jeder Bewegung dem schwerelosen Zustand anzupassen. Da die richtungsorientierende Schwerkraft nicht mehr auf das Gleichgewichtsorgan wirkt, geht für den Kosmonauten die Raumorientierung in der gewohnten Weise verloren. Er muß sich weitestgehend optische Eindrücke seiner Umgebung einprägen und sie für die Raumorientierung nutzen. Für den Kosmonauten ist die Umstellung auf solche Bedingungen von besonderer Bedeutung. Durch die Schwerelosigkeit wird ein starker Reiz auf das Nervensystem ausgeübt. Die Reaktionen darauf sind unterschiedlich. Während die einen die Schwerelosigkeit als einen angenehmen Zustand des Wohlbefehens empfinden, werden bei anderen Fehlhandlungen oder Angstgefühle ausgelöst. Derartige Erscheinungen können bei entsprechender Auswahl geeigneter Personen und ihrer systematischen Vorbereitung auf den Raumflug vermieden werden.

Welche Auswirkungen aber hat ein längerer Aufenthalt im Weltraum? Trotz aller Bemühungen, einen Ersatz für fehlende körperliche Anstrengungen zu schaffen, wurden bei längeren Raumfahrten an den Kosmonauten Muskelschwund und Kalkabbau im Knochenskelett festgestellt. Viele Raumfahrten mit Versuchstieren haben schon zur Klärung einiger Erscheinungen bei Schwerelosigkeit beigetragen.

Bei Raumfahrten, die sich über Monate und Jahre erstrecken, wird man einen Ersatz für die fehlende Schwerkraft schaffen müssen. Auch dazu liegen bereits zahlreiche Projekte vor. In allen Fällen ist beabsichtigt, durch Rotation des Raumfahrzeuges um eine Achse Fliehkräfte zu erzeugen, um so die fehlende Schwerkraft zu ersetzen. Für diesen Fall müssen die Raumfahrzeuge entsprechend groß ausgelegt werden, was wiederum einen hohen Aufwand erfordert.

Versuchen Sie, mit der Gleichung für die Radialbeschleunigung die Drehzahl zu errechnen, die man einer rotierenden Raumstation mit einem Durchmesser von 4,0 m erteilen muß, damit am Umfang eine Beschleunigung von $1g$ auftritt!

Welche Auswirkung hätte eine solche Drehzahl auf die Beobachtung der Erde?

Schädliche Strahlung

Die Sonne gilt als Energiequelle der Lebensprozesse auf der Erde. In einem breiten Spektrum strahlt sie diese Energie in den Weltraum. Während das Sonnenlicht bei der Assimilation notwendig ist, kann der ultraviolette Anteil der Strahlung bei Überdosierung starke Schädigungen organischen Gewebes verursachen. Die Lufthülle der Erde schützt uns vor schädlichen Strahlen, zu denen auch die kosmische Strahlung und die Röntgenstrahlung gehören. So gelangt nur ein geringer Teil der ultravioletten Strahlung bis an die Erdoberfläche, während der größte Teil dieser Strahlung in Höhen von 16 bis 50 km absorbiert wird (↗ S. 32). Der Raumfahrer, der sich außerhalb der Erdatmosphäre aufhält, muß vor der gesamten schädlichen Strahlung geschützt werden. Weit gefährlicher als die Strahlung der Sonne hat sich die kosmische Strahlung erwiesen. Das haben Untersuchungen an den Helmen der Astronauten von Apollo 11 und Apollo 8 ergeben. Durch einen Abguß mit Silikongummi konnten unter dem Stereomikroskop Einschußlöcher solcher Teilchen sichtbar gemacht werden. In den Helmen der Apollo-8-Astronauten konnten 0,6 Spuren je Quadratzentimeter gezählt werden, während sich in den Helmen der Besatzung von Apollo 11 15 Spuren je Quadratzentimeter nachweisen ließen. Da Apollo 8 bei starker und Apollo 11 bei schwacher Sonnenaktivität unterwegs waren, wäre ein umgekehrtes Verhältnis zu erwarten gewesen. Es hat sich aber gezeigt, daß ein starkes Magnetfeld der Sonne bei starker Sonnenaktivität im sonnennahen Raum die kosmische Strahlung in größerem Maße absorbiert als das schwächere Magnetfeld bei ruhiger Sonne. Obwohl die hochenergetischen Teilchen die Körper der Raumfahrer durchschlagen, führt das während eines mehrwöchigen Aufenthaltes im kosmischen Raum noch zu keiner spürbaren Schädigung. Weit ungünstiger wären die Auswirkungen bei einem etwa zwei Jahre andauernden Flug zum Mars. Berechnungen auf Grund von Forschungsergebnissen weisen nach, daß in einem solchen Zeitraum 0,5% der Netzhaut des Auges und 1,2% der Gehirnzellen so geschädigt werden, daß eine Regeneration nicht mehr möglich ist. Deshalb arbeiten sowjetische Wissenschaftler unter Verwendung der Erfahrungen mit Sojus 6, 7 und 8 an einem Strahlenschutzsystem.

Ernährung und Atmung

Zur Ausübung seiner wichtigsten Lebensfunktion benötigt der menschliche Organismus täglich 1 kg Sauerstoff zur Atmung, 2,5 kg Trinkwasser und 0,5 kg Trockennahrungssubstanzen (100 g Eiweiß, 100 g Fett und 300 g Kohlenhydrate, das sind insgesamt 2500 Kalorien).

Es ist nicht möglich, die Raumfahrzeuge beliebig groß zu bauen. Bei den Wostok-Raumfahrzeugen betrug der Kabinendurchmesser 2,30 m und der

Rauminhalt 6 m^3 . Der in diesem Raum enthaltene Sauerstoff ist in kurzer Zeit verbraucht und wird durch die von den Kosmonauten ausgeatmete Luft mit Kohlendioxid und Wasserdampf angereichert. Deshalb müssen auch für Raumflüge von nur wenigen Stunden oder Tagen bereits lebenserhaltende Systeme eingesetzt werden, die den überschüssigen Gehalt an Kohlendioxid der Luft binden und dem Kabinenraum neuen Sauerstoff zuführen. Gleichzeitig müssen diese Systeme so viel Luftfeuchtigkeit absorbieren, daß eine relative Luftfeuchtigkeit von 30 bis 70% erhalten bleibt. Hinzu kommt noch als weitere Aufgabe, die Temperatur im Kabinenraum bei etwa 20°C zu halten. Das ist mit Hilfe von Flüssigkeitskühlern zu erreichen, die überschüssige Wärme in den kosmischen Raum ableiten. Bei Verwendung chemischer Systeme zur Regenerierung der Luft werden die chemischen Substanzen umgesetzt und damit unbrauchbar. Derartige Systeme sind deshalb für längere Flüge nicht brauchbar. Diese Tatsachen waren bereits Ziolkowski bekannt. Um das Problem der Luftregenerierung zu lösen, greift man auf die Vorgänge in der Natur zurück. Bekanntlich stellt die Erde ein sich selbst regelndes System dar, bei dem die Photosynthese eine entscheidende Rolle spielt. Die Pflanzen nehmen tagsüber Kohlendioxid der Luft auf und bauen daraus unter Nutzung der Lichtenergie mit Wasser arteigene Kohlenhydrate auf. Dabei wird der überschüssige Anteil an Sauerstoff wieder an die Luft abgegeben.

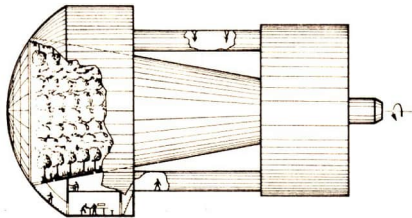


Bild 129/1
Projekt eines Raumschiffes
mit Orangerie von
Ziolkowski

Auf dieser Erkenntnis beruhen viele Projektstudien für Raumschiffe mit Grünanlagen an Bord, die aber meist wegen ihrer großen Abmessungen nicht verwirklicht werden können (Bild 129/1). Inzwischen haben sowjetische Wissenschaftler grundlegende Gesetzmäßigkeiten im Verhalten der Chlorella¹, einer in Gewässern weit verbreiteten Algenart, so gründlich untersucht, daß geeignete Formen ihrer Haltung in Raumfahrzeugen entwickelt werden konnten. Durch Steuerung von Licht und Temperatur kann der Stoffwechsel der Kulturen dieser einzelnen kugelförmigen Grünalge von etwa 0,02 mm Durchmesser so beeinflußt werden, daß die Regenerierung der atembaren Luft dem jeweiligen Bedarf des Kosmonauten angepaßt werden kann. 500 g Chlorella-Algen genügen, um

¹ Vgl. Lehrbuch Biologie für die Klasse 7. Berlin: Volk und Wissen Volkseigener Verlag, 1973, S. 28

den Sauerstoffbedarf eines Menschen, der in 24 Stunden 1 kg beträgt, zu decken. Ein automatisches Kontroll- und Regelsystem beeinflußt die Lebensprozesse der Algen so, daß sich das gesamte Regenerationssystem auf den Menschen einstellt. Steigt der Sauerstoffverbrauch des Kosmonauten bei anstrengender Tätigkeit oder sinkt er im Schlaf ab, werden entsprechend die Lebensprozesse der Algen beschleunigt oder verzögert.

Der hermetisch abgeschlossene Raum der Kosmonauten bildet eine kleine Welt für sich. Innerhalb des Raumfahrzeuges herrschen normaler Druck und normale Temperatur, und es ist atembare Luft vorhanden. Will nun der Kosmonaut diesen Raum verlassen und z. B. Arbeiten außerhalb des Raumschiffes durchführen, so müssen die oben genannten lebensnotwendigen Bedingungen auf noch kleinerem Raum, nämlich in seinem Raumanzug, gewährleistet werden. Dieser aus mehreren Schichten bestehende Weltraumanzug wird für jeden Kosmonauten nach Maß angefertigt. Er ist völlig luftdicht, da er ebenfalls ein hermetisch abgeschlossenes System darstellt. Der Raumanzug steht unter normalem Luftdruck. Ein Regenerierungssystem sorgt einige Stunden lang für Absorption des ausgeatmeten Kohlendioxids und die Zufuhr des erforderlichen Sauerstoffs. Der erste frei im Raum schwebende Mensch, der sowjetische Kosmonaut Leonow, atmete reinen Sauerstoff bei einem Druck von 0,4 at. Ein Regelsystem hält eine gleichbleibende Temperatur an allen Stellen des Raumanzugs aufrecht. Eine kleine Sende- und Empfangsanlage sorgt für die Verständigung mit den anderen Besatzungsmitgliedern. Die Vorräte an Energie und Sauerstoff sind allerdings nur für einige Stunden bemessen, nach denen der Kosmonaut wieder ins Raumfahrzeug zurückkehren muß.

Ebenso wichtig wie die Atmung ist für den Kosmonauten die Nahrungsaufnahme. Gegenwärtig werden Kosmonauten mit Nahrung versorgt, die mundgerecht verpackt ist, sich aber prinzipiell nicht von unserer üblichen Nahrung unterscheidet.

Bei dieser Form der Ernährung müßte eine dreiköpfige Besatzung für ein Jahr 11 Tonnen Verpflegung (einschließlich Verpackung) an Bord nehmen. Das

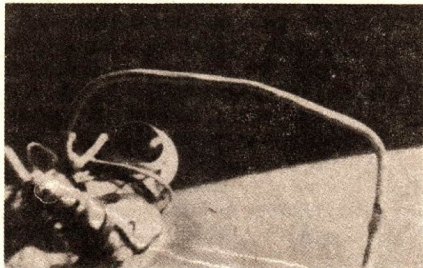


Bild 130/1
Leonow bei seinem Ausstieg aus Voschod in den Weltraum

Bild 131/1

Valentina Tereschkova bei der
Nahrungsaufnahme



übertrifft jedoch die Gesamtmasse eines Sojus-Raumschiffes um 40%. Wie aber soll die Ernährung auf einem mehrere Jahre andauernden Flug sichergestellt werden? Es liegt nahe, die Wasserversorgung zuerst zu sichern; denn der Wasserbedarf würde für eine dreiköpfige Besatzung in einem Jahr schon 2,8t betragen. Für die Lebenserhaltung ist Wasser von entscheidender Bedeutung. Das Wasser dient als Lösungsmittel und als Transportmittel für die Nährstoffe und als Energiespeicher für die Körperwärme sowie im Wärmeabregelprozeß des Körpers als Transportmittel für die Körperwärme.

Bei dieser Darstellung ist an den Wasserverbrauch für Hygiene noch nicht gedacht. Auch der Wasserhaushalt im abgeschlossenen System der Kosmonautenkabine muß in ähnlicher Weise gelöst werden wie auf der Erde im großen Maßstab, durch Regeneration. Das bedeutet, daß das Wasser aus Produkten der Lebenstätigkeit (Atmung, Urin, Schweiß usw.) durch einen Reinigungsprozeß aufgearbeitet werden muß.

Weiterhin ist die Bereitstellung von Nahrungsmitteln zu berücksichtigen, die in vakuumgetrockneter Form für eine dreiköpfige Besatzung für ein Jahr 0,5t ausmachen.

Dehnt sich ein Raumflug über mehrere Jahre aus, so kann die Versorgung mit Nahrungsmitteln auf bisher beschriebene Weise nicht mehr funktionieren, weil die mitzuführenden Massen zu groß sind. Hierfür erhalten die Algen wiederum große Bedeutung. Es ist bekannt, daß sie Kohlendioxid aufnehmen und die Besatzung mit Sauerstoff versorgen. Bei der Ausübung ihrer Lebensfunktionen zeigen Algen auch ein großes Wachstum. Sie würden sehr bald im Überfluß anfallen, über ihre Behälter hinauswachsen und müßten teilweise aus der Kabine entfernt werden. Da einige Arten von Algen wegen ihres hochwertigen Eiweißgehaltes für die Ernährung geeignet sind, können auf diese Weise zusätzliche Nährstoffquellen für den Kosmonauten erschlossen werden. Die einzellige Alge Chlorella z. B. enthält 50% Eiweiß, 35% Kohlenhydrate, 5% Fett sowie Aminosäure und Vitamine. Sie wird in Versuchsanlagen in zylinderförmigen Küvetten in 5mm starken Schichten zwischen Platten aus organischem Glas gehalten, die von innen mit Xenonlicht be-

leuchtet werden. 10 Quadratmeter einer solchen Algenkolonie würden schon ausreichen, um den Nahrungsbedarf eines Menschen zu decken, während 8 Quadratmeter genügen, um den zur Atmung notwendigen Sauerstoff zu liefern. Umfangreiche Untersuchungen ergaben jedoch eine schlechte Verdaulichkeit dieser Algenart für den Menschen. In jüngster Zeit scheint die Wolffia-Alge, deren Eiweiß leichter verdaulich ist, die Chlorella, die man schon die „Kosmos-Alge“ nennt, zu verdrängen. Bis die Zeit herangereift ist, in der mehrjährige Raumflüge durchgeführt werden, wird man sicher auch gelernt haben, mit wenigen Handgriffen aus Algen eine nicht nur bekömmliche, sondern auch wohlschmeckende Nahrung zu bereiten. Damit sind jedoch nur einige Probleme gelöst und einige Schwierigkeiten beschrieben.

Einige psychologische Probleme

Während eines Raumfluges, der den Kosmonauten in eine außerirdische und völlig anders geartete Umgebung führt, wirken ungewohnte spezielle Bedingungen auf seinen Organismus ein. Dazu gehören die Schwerelosigkeit, Beschleunigungen, Überbelastungen unterschiedlicher Art, Einschränkungen seiner Bewegungsfreiheit und seine Isolierung von der gewohnten Umwelt, aber auch der ständige enge Kontakt mit den Mitgliedern des Raumflugkollektivs. Alle Auswirkungen dieser Bedingungen sind sowohl psychischer als auch physischer Art. Sie können hier nicht umfassend und vollständig dargestellt werden.

Der Aufenthaltsraum des Menschen im Kosmos mit allen lebenserhaltenden Systemen muß aus technischen Gründen verhältnismäßig klein gehalten werden. Der Kosmonaut muß bei seinen Handlungen davon ausgehen, daß er für die Dauer eines Raumfluges auf kleinem Raum zu leben hat. Hinzu kommt, daß gewohnte Kontakte zu seiner Umwelt auf der Erde auf ein Mindestmaß eingeschränkt und nur über Funkverbindungen herstellbar sind. Da der Mensch seine Umwelt ständig und mit allen Sinnesorganen zu erfassen sucht, wird der im Raumfahrzeug auftretende Mangel an Informationen zu einem psychologischen Problem.

Auf der Erde hat der Mensch durchaus keinen Grund, sich über einen Mangel an Eindrücken und Informationen zu beklagen. Ständig verarbeitet er, hauptsächlich visuell und akustisch, Wahrnehmungen verschiedenster Reizstärke. Das menschliche Hirn ist an die ständige Zufuhr solcher Impulse und den damit verbundenen Informationsfluß gewöhnt. Das plötzliche Ausbleiben dieser Eindrücke, die das Gehirn auf Grund ständiger Gewöhnung braucht, führt zu einer verstärkten Eigeninformation, bei der durch Denkprozesse bestimmte Vorstellungen erzeugt werden. Das kann zu ernsthaften psychischen Schäden führen, weil solche erdachten Vorstellungen nicht immer den realen Bedingungen entsprechen.

Ein weiteres Problem ist das Auftreten psychologischer Besonderheiten bei der räumlichen Orientierung. Erfahrungsgemäß wird das Auge bei der Orientierung unter Sichtbedingungen vorrangig genutzt. Bei Flügen in Erdumlaufbahnen ist eine Sichtorientierung auch noch möglich. Bei interplanetaren Flügen wird wegen der großen Entfernungen des Raumfahrzeuges zu den benachbarten Himmelskörpern die Eigenbewegung mit den Sinnesorganen nicht mehr wahrgenommen. Deshalb muß sich der Kosmonaut auf die Anzeige seiner Orientierungsgeräte verlassen. Dabei kann es zu Sinnestäuschungen kommen, die zu falschen Vorstellungen über die räumliche Bewegung führen und im Widerspruch zur Anzeige der Geräte stehen. Es erfordert Willenskraft, Angstgefühle zu überwinden, den Instrumenten zu vertrauen und Affekthandlungen zu vermeiden.

Flüge von längerer Dauer werden schon heute nicht mehr von einzelnen Kosmonauten ausgeführt, da die Vielfalt der Aufgabenstellung immer mehr den Einsatz hochqualifizierter Spezialisten erfordert.

Die Erfahrung, daß ein Kollektiv schwierige Situationen eher überwinden kann als der einzelne Mensch, hat auch im Weltraum ihre Gültigkeit.

Das kollektive Zusammenleben mehrerer Kosmonauten in einem von der Umwelt hermetisch abgeschlossenen Raum über längere Zeiträume wirft aber eine Reihe neuer psychologischer Probleme auf. Das Zusammenleben auf engem Raum über längere Zeit setzt viel psychologische Kenntnisse und auch die Bereitschaft des gegenseitigen Verständnisses voraus. Die Stimmung der Menschen ist Schwankungen unterworfen, individuelle Eigenarten und Temperamente der einzelnen Besatzungsmitglieder sind unterschiedlich. In kritischen Situationen können bei nicht genügender Übereinstimmung und unzureichender Selbstbeherrschung völlig nebensächliche Anlässe zu Fehlhandlungen führen, die die Funktionsfähigkeit des Kollektivs stören oder gar unmöglich machen. Die Kompliziertheit des Systems „Mensch – Maschine“, die in einsitzigen Raumfahrzeugen auftritt, wird im System „Menschenkollektiv – Maschine“ eines Raumfahrzeuges um ein Vielfaches übertroffen. Deshalb ist die Zusammenstellung einer Besatzung vor dem Training für ein Raumflugunternehmen nicht nur eine Frage der Fähigkeiten ihrer Mitglieder, sondern auch ein Problem ihrer psychischen Eigenheiten. Eine Besatzung wird immer aus Spezialisten mit Fähigkeiten auf verschiedenen Gebieten und unterschiedlichen Persönlichkeitsmerkmalen bestehen. Trotzdem müssen alle Mitglieder harmonisch zusammenwirken und nötigenfalls kurzfristig Entscheidungen treffen können. Das setzt voraus, daß der einzelne nicht nur seine Funktion vollkommen beherrscht, sondern auch einen notwendigen Einblick in die Funktionen anderer Besatzungsmitglieder hat.

Neben gründlicher Auswahl bei der Zusammensetzung von Raumfahrerkollektiven ist auch die gegenseitige Erziehung und die Festigung des Kollektivs als Ganzes durch ein umfangreiches Training mit harten Bewährungsproben notwendig, um die Raumfahrer auf ihren Einsatz vorzubereiten.

Bordenergieversorgung

Raumflugkörper verfügen über eine umfangreiche Ausstattung mit technischen Geräten, die für wissenschaftliche Untersuchungen, zur Übertragung von Meßdaten, zur Steuerung und Navigation notwendig sind. Da fast alle diese technischen Einrichtungen Verbraucher von Elektroenergie sind, muß der anfallende Energiebedarf ständig gedeckt werden, wenn das Raumfahrzeug funktionstüchtig sein soll.

An die an Bord eines Raumfahrzeuges befindlichen Energiequellen werden die Forderungen gestellt, daß sie im Verhältnis zur erzeugten Energie möglichst kleine Masse besitzen, einen hohen Wirkungsgrad haben und über eine möglichst lange Zeit funktionsfähig sein sollen.

Die vorwiegend auf der Erde bewährte Praxis, Energie aus Brennstoffen zu gewinnen und durch Energiewandler in Elektroenergie umzuwandeln, wird den genannten Forderungen nicht gerecht. Da das Arbeitsprogramm eines Raumfahrzeuges in seiner Breite und in seinem Umfang hauptsächlich von der Lebensdauer der Energiequellen abhängt, erfordert die Raumfahrtforschung eine neue Qualität der Energiegewinnung. Dabei spielt die Energie-direktumwandlung eine entscheidende Rolle. Es ist naheliegend, die Energie der Sonnenstrahlung zur Deckung des Energiebedarfs der Bordsysteme zu nutzen († S. 76). Diese Methode ist besonders vorteilhaft, weil in diesem Falle kein Energieträger von der Erde aus mitgeführt wird. Nachteilig wirkt sich die geringe Energiedichte der Sonnenenergie aus. Zur Gewinnung größerer Energiemengen sind daher Anlagen mit großen Flächen notwendig. Für eine direkte Umwandlung von Sonnenenergie in elektrischen Strom eignen sich Solarzellen. Hierbei dienen Halbleiterphotoelemente¹ als Empfänger für das Sonnenlicht. Als Halbleiter wird vorwiegend Silizium verwendet. Die Solarzellen können bei Raumflugkörpern mit relativ geringem Energiebedarf auf der Außenhaut angebracht werden. Bei großem Energiebedarf werden großflächige Ausleger benutzt, die erst nach Durchfliegen der Erdatmosphäre entfaltet und dann ständig in Richtung der Strahlungsquelle räumlich orientiert werden. Der Wirkungsgrad solcher Systeme liegt mit 11% bis 14% im Falle des Siliziumelements sehr niedrig. Die Flächenleistung kann gegenwärtig bis zu $100 \text{ W} \cdot \text{m}^{-2}$ betragen. Die Kosten für eine 1kW-Anlage betragen mehr als 1 Million Mark. Um eine kontinuierliche Stromversorgung der Bordsysteme zu erreichen, werden Solarzellen mit Akkumulatoren (Ni-Cd oder Ag-Zn) zusammengeschaltet, die als Puffer- oder Speicherbatterien fungieren.

Eine weitere Möglichkeit zur Direktgewinnung von elektrischer Energie bieten Halbleiterthermoelemente². Als Solarausleger werden zwei Metall-

¹ Vgl. Lehrbuch Physik für die Klasse 12. Berlin: Volk und Wissen Volkseigener Verlag, 1973, S. 110.

² Vgl. ebenda, S. 107.

folien benutzt, die auf der Ober- und Unterseite der Ausleger befestigt sind. Die der Sonne zugewandte Seite wird stark aufgeheizt, während die andere Folie die Wärme abstrahlt. Beide Folien sind durch eine Vielzahl von Thermoelementen miteinander verbunden. Die unterschiedliche Temperatur der Metallfolien bewirkt einen Elektronenstrom und damit Energieerzeugung. Der so entstandene elektrische Strom wird über die Folien abgeführt, dem Verbraucher direkt zugeführt oder in Akkumulatoren gespeichert. Diese sogenannten „Schichtplattengeneratoren“ haben den Vorteil, leichter und unempfindlicher gegen Mikrometeoriten zu sein als die Solarzellen.

Bei größeren Raumflugkörpern werden Kernenergieanlagen an Bedeutung gewinnen. Gegenwärtig ist der Massenaufwand solcher Anlagen noch immer ein Problem, denn zum Schutz vor radioaktiven Strahlungen werden wirksame Abschirmungen notwendig. Die anfallende Wärme des Reaktors kann durch Wärmeaustausch an ein Arbeitsmedium (z. B. Quecksilber) abgegeben werden, das zum Antrieb eines Turbogenerators genutzt wird. Eine Anlage mit einer Leistung von 1 kW hat eine Masse von 1000 kg. Günstiger ist es, auch hier mit Thermoelementen als Energiedirektumwandler zu arbeiten, denn bei diesem Verfahren genügen Anlagen mit einer Masse von 400 kg bis 800 kg für eine Leistung von 1 kW.

Am gebräuchlichsten sind in den bemannten Raumflugkörpern der USA die Brennstoffzellen¹. Während bei Stromzufuhr in einer Elektrolysezelle Wasserstoff- und Sauerstoffgas gebildet werden, arbeitet die Brennstoffzelle in umgekehrter Weise, sie gibt bei der katalytischen Verbrennung von Wasserstoff- und Sauerstoffgas einen elektrischen Strom ab. Gleichzeitig entsteht aus den Ausgangsprodukten Wasser, das zur Versorgung der Besatzung aufbereitet werden kann.

Die Darlegungen dieses Abschnittes zeigen, daß die Anwesenheit des Menschen im Kosmos in jeder Weise einen hohen technischen Aufwand erfordert. Dieser Aufwand wiederum macht die Gewährleistung der vollen Funktionssicherheit und damit der Sicherheit der Weltraumfahrer kompliziert, und neue Erkenntnisse ziehen stets technische Veränderungen nach sich. Noch kann niemand sagen, welche Maßnahmen getroffen werden müssen, um dem Menschen einen gefahrlosen und längeren Aufenthalt im Weltraum zu ermöglichen. Deshalb wird man auch in Zukunft viele Arbeiten Automaten übertragen. Aber die Vielfalt der Aufgaben und der Anforderungen wird den Menschen bei der Erforschung des Weltraumes nicht ersetzen können.

¹ Vgl. Lehrbuch Physik für die Klasse 12. Berlin: Volk und Wissen Volkseigener Verlag, 1973, S. 106

Experimente

1. Reaktionsantrieb

Aufgabe

Ermitteln Sie theoretisch und experimentell die Beträge der Größen Schubkraft und Ausströmgeschwindigkeit eines Reaktionstriebwerkes!

Hinweise: 1. Als Dampferzeuger eignet sich eine Kondensmilchbüchse, besser aber ein noch kleinerer Behälter. Lötstellen sollen nicht von Heizflammen berührt werden.

Die Ausströmöffnung sollte einen Durchmesser von $d \leq 1$ mm erhalten.

Anregung: Nachdem im Abschnitt 2 die Seiten 34 bis 41 studiert wurden, sollte das Experiment unter Berücksichtigung der dort gegebenen Begriffe und Gleichungen wiederholt werden.

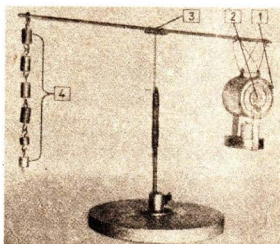


Bild 136/1

- 1 — Bohrung zum Einfüllen, mit Holzschraube verschlossen
- 2 — Ausströmöffnung; Durchmesser = Stecknadeldurchmesser; Stecknadel in größere Bohrung einlöten und herausdrehen
- 3 — Druckknopf-Stricknadel-Lager
- 4 — Wägestücke, dienen zum Einstellen des Gleichgewichts

Meßgrößen

m_G :	Masse des Gerätes (ohne Kerze, ohne Wasser)	des Drehens — „Schubaufbau“	
m_W :	Masse des Wassers	t_2 :	Zeit vom Beginn des Drehens bis zum Beginn der Messung von n Umläufen
m_K :	Masse der Kerze	t_3 :	Zeit der n Umläufe
t_0 :	Zeit vom Entzünden der Kerze bis Dampfaustritt	n :	Anzahl der Umläufe
t_1 :	Zeit vom Beginn des Dampfaustritts bis zum Beginn	m_R :	Masse des Triebwerkes nach n Umläufen (ist gleich m_L !)

Auswertung

1. m_o : Startmasse

$$m_o = m_G + m_W + m_K$$

2. m_T : Treibstoffmasse

(verbrauchter Treibstoff)

$$m_T = m_o - m_R$$

3. t_B : Brenndauer $t_B = t_1 + t_2 + t_3$

4. D : Durchsatz $D = \frac{m_T}{t_B}$

5. T : Zeit eines Umlaufes $T = \frac{t_3}{n}$

6. v_e : Endgeschwindigkeit $v_e = \frac{2\pi r}{T}$

$$r = 16 \text{ cm}$$

7. $\frac{m_o}{m_L}$: Massenverhältnis

8. v_{aEX} : „Praktische“ Ausströmgeschwindigkeit

$$m_T \cdot v_{aEX} = m_R \cdot v_e \quad v_{aEX} = \frac{m_R \cdot v_e}{m_T}$$

9. F_{sEX} : „Praktische“ Schubkraft

$$F_{sEX} = D \cdot v_{aEX}$$

10. v_a : „Theoretische“ Ausströmgeschwindigkeit

$$\frac{v_e}{v_a} = 2,3 \cdot \lg \frac{m_o}{m_L}$$

$$\frac{m_o}{m_L} = e \frac{v_e}{v_a} \quad v_a = \frac{v_e}{2,3 \cdot \lg \frac{m_o}{m_L}}$$

11. F_s : „Theoretische“ Schubkraft

$$F_s = D \cdot v_a$$

m_G	67,55 g	67,55 g	67,55 g
m_K	20,55 g	14,05 g	20,9 g
m_W	80,10 g	46,65 g	62,75 g
t_0	—	6 min 40 s	7 min 39,4 s
t_1	57,8 s	20,4 s	1 min 2,0 s
t_2	1 min 20,4 s	26,6 s	1 min 44,9 s
t_3	1 min 23,65 s	1 min 29,5 s	3 min 49,6 s
n	20	20	15
m_R	141,0 g	124,5 g	133,2 g
m_o	168,2 g	128,25 g	151,2 g
m_T	27,2 g	3,75 g	18,0 g
t_B	221,85 s	136,5 s	396,5 s
D	0,12 g · s ⁻¹	0,028 g · s ⁻¹	0,0454 g · s ⁻¹
T	4,18 s	4,575 s	15,3 s
v_e	24,02 cm · s ⁻¹	21,93 cm · s ⁻¹	6,57 cm · s ⁻¹
v_{aEX}	124,48 cm · s ⁻¹	728,0 cm · s ⁻¹	48,62 cm · s ⁻¹
F_{sEX}	14,95 g · cm · s ⁻²	20,38 g · cm · s ⁻²	2,3 g · cm · s ⁻²
$\frac{m_o}{m_L}$	1,19	1,03	1,135
v_a	137,36 cm · s ⁻¹	733,0 cm · s ⁻¹	51,9 cm · s ⁻¹
F_s	16,5 g · cm · s ⁻²	20,5 g · cm · s ⁻²	2,45 g · cm · s ⁻²
Ergebnis	m_W zu groß, Reibungskraft zu groß	brauchbare Meßwerte	starke Schräglage des Balkens, Rei- bungskraft zu groß

2. Wirkungsweise eines Kreisels

- Geräte:** Staubsauger oder kleiner Luftstromerzeuger oder Heißluftdusche (rund).
- Versuch:** Das Gerät wird so auf einen Tisch gelegt, daß es sich nach links (von der Anschlußseite gesehen) frei bewegen kann. Der Netzschalter ist einzuschalten. Durch Einstecken des Netzsteckers wird das Gerät berührungsfrei in Betrieb gesetzt.
- Auswertung:** Der in Uhrzeigerrichtung anlaufende Rotor des Gerätemotors versetzt das Gerät in eine entgegengesetzte Drehrichtung.
- Variante a)** Steht ein Experimentier-Drehstuhl zur Verfügung, kann einer auf dem Stuhl sitzenden Person ein rotierendes Rad (vom Fahrrad, die Felge mit Blei beschwert) überreicht werden. Durch Abbremsen des Rades mit der freien Hand, wird die Person in Drehung versetzt.
- Variante b)** Der auf dem Drehstuhl Sitzende hält das ruhende Rad so über sich, daß die Radachse parallel zur Stuhlachse steht. Setzt er nun das Rad in Drehbewegung, so beginnt er sich ebenfalls zu drehen. Durch Schwenken des Rades nach unten kehrt sich die Drehrichtung um.
- Anwendung:** Die Achse von Kreiseln bleibt im Raum stabil, Rotationsachse der Planeten (von vorhandenen äußeren Kräften einmal abgesehen), Geschosse werden durch gezogene Läufe in Drehung um die Längsachse versetzt, Raketen lassen sich durch Kreiselsysteme stabilisieren.

3. Prinzip der Schleierkühlung

(Kühlung an der inneren Brennkammerwand)

- Geräte:** Elektrische Kochplatte, Pipette.
- Versuch:** Auf die sehr heiße Kochplatte wird aus der Pipette ein Tropfen Wasser gegeben.
- Auswertung:** Ein Teil des Wassertropfens verdampft, dieser Wasserdampf isoliert eine Weile den restlichen Wassertropfen. (Leidenfrostsches Phänomen)

4. Bestimmen der Schubkraft

1. Kleiner Luftstromerzeuger
2. Meßstab
3. Kraftmesser
4. Tafelwaage
5. Wägesatz
6. Bindfaden

1. Das Rückstoßprinzip ist zu erklären.
2. Der Modellcharakter dieses Experiments ist herauszuarbeiten. Während hier im Modellversuch die Luft durch einen Elektromotor mit einer Luftschraube bewegt wird, ist es beim Strahltriebwerk die Verbrennung von Kraftstoff und die damit verbundene Ausdehnung der Verbrennungsgase.

Die Ausströmgeschwindigkeit wird durch eine Verengung des Ausströmkanals durch eine Düse vergrößert. Als Gemeinsamkeit kann aber herausgestellt werden, daß sowohl beim Strahltriebwerk wie auch hier im Modellversuch durch ausströmende Gase ein Rückstoß, die Schubkraft, erzeugt wird.

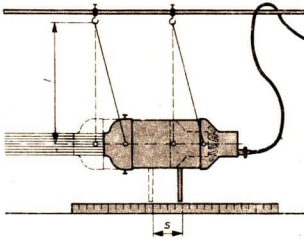


Bild 138/1

Bestimmung der Schubkraft eines Luftstromerzeugers durch Messen der Entfernung von der Ruhelage

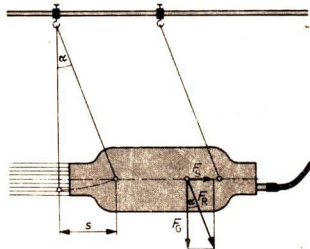


Bild 138/2

Kräfte an einem hängenden Luftstromerzeuger

Variante a

Man bestimmt zunächst die Masse des kleinen Luftstromerzeugers mit Hilfe einer Tafelwaage. Dann wird er mit Bindfäden an einer aus Stativteilen zusammengestellten Aufhängevorrichtung in horizontaler Lage so befestigt, daß sich sein Haltestab dicht über einem auf der Tischplatte liegenden Meßstab befindet. Die Entfernung zwischen den Aufhängepunkten und der Achse des Luftstromerzeugers soll mindestens 1000 mm betragen. Das Anschlußkabel wird über die Haltevorrichtung geführt, damit der Luftstromerzeuger möglichst leicht beweglich ist (Bild 138/1). Man mißt nun den Abstand l seiner Achse von den Aufhängepunkten. Seine Ruhelage wird aus der Stellung des Haltestabes über der Skala ermittelt. Nach dem Einschalten erfährt das Gerät einen

Rücktrieb und kommt nach kurzer Pendelbewegung zur Ruhe. Die neue Stellung des Haltestabes wird wiederum abgelesen und die Entfernung s von der Ruhelage bestimmt.

Auf den Luftstromerzeuger wirken bei diesem Versuch die Schubkraft F_s und seine Gewichtskraft F_G ein (Bild 138/2). Die Richtung der Resultierenden F_R entspricht der Richtung der Aufhängefäden. Wegen der Ähnlichkeit der Dreiecke bestehen die Gleichungen

$$\frac{F_s}{F_G} = \tan \alpha \quad \text{und} \quad \frac{s}{l} = \sin \alpha.$$

Da $\tan \alpha$ für kleine Werte von α nahezu gleich $\sin \alpha$ ist, kann man setzen

$$\frac{F_s}{F_G} \approx \frac{s}{l}.$$

Aus dieser Proportion ergibt sich für die Schubkraft die Näherungsgleichung

$$F_s = \frac{F_G \cdot s}{l}.$$

Beispiel:

Bei einem Versuch wurden folgende Werte ermittelt: $F_G = 3,67 \text{ kp}$; $l = 1000 \text{ mm}$; $s = 21 \text{ mm}$. Die Rücktriebskraft F_s des Luftstromerzeugers beträgt demnach 77 p .

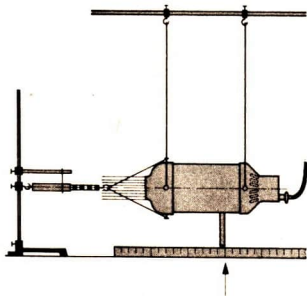


Bild 139/1

Messen der Schubkraft eines Luftstromerzeugers mit einem Kraftmesser

Variante b

Man kann die Schubkraft auch direkt mit einem Kraftmesser messen. Zu diesem Zweck wird in der oben beschriebenen Versuchsanordnung ein Kraftmesser zwischen dem Luftstromerzeuger und dem vor der Düse befindlichen Stativ mit Hilfe einer Hakenmuffe und einer Schnuröse befestigt. Der Kraftmesser wird so weit gespannt, daß der Luftstromerzeuger in die Ruhelage zurückgezogen wird (Bild 139/1). Schubkraft und Spannkraft der Feder halten sich hier das Gleichgewicht. Bei dem im Versuch benutzten Luftstromerzeuger wurde eine Schubkraft von 75 p gemessen. Dieser Wert entspricht mit hinreichender Genauigkeit dem durch Rechnung gefundenen.

6. Kopplung eines Raumfahrzeuges „Sojus“ mit einer Raumstation „Salut“

In einer durch die Arbeitsgemeinschaft aufzubauenden Modellanlage kann das Ankoppeln zweier frei im Raum beweglicher Raumfahrzeuge simuliert werden. Gesteuert werden entweder nur eines oder alle beide Modelle. Im aktiven Fall verändert die Raumstation „Salut“ ihre Lage nach einem festgelegten Steuerungsprogramm, in das nicht eingegriffen wird. Das Raumfahrzeug „Sojus“ muß vom Piloten an die Raumstation herangesteuert werden, bis die Ankopplung erfolgt ist.

Diese Aufgabe macht den jungen „Astronauten“ mit den Problemen einer dreidimensionalen Steuerung vertraut und führt ihn hin auf die vielfältigen, mit der Raumfahrt verknüpften physikalischen Erscheinungen bei freier Bewegung eines Körpers im Raum.

Das Gerät besteht aus:

1. Modell der Raumstation „Salut“,
2. Modell des Raumfahrzeugs „Sojus“,
3. Gestell mit Bewegungsanlagen für die beiden Modelle,
4. Steuerungssitz und Steuerpult,
5. elektrische Installation.

Modelle der Raumstation und des Raumfahrzeugs

Hierzu gibt es Abbildungen (Bilder 25/1; 89/1; 89/2 und 93/1), und es sind auch Fotografien veröffentlicht worden. Beim Anfertigen einer Zeichnung nach einem Foto müssen die Verfahren des Projektionszeichnens beachtet werden. Der Verkleinerungsmaßstab sollte so gewählt werden, daß die Modelle einen Durchmesser von ungefähr mindestens 150 mm bis 200 mm haben; denn erst bei solch großen Modellen kann ein ausreichend sicheres Steuern erreicht werden.

Gestell mit Bewegungsanlage für die beiden Modelle

Das Gestell besteht in seinem Grundaufbau aus den Untergurten (1) und den Obergurten (3), die durch die vier Stäbe (2) getragen werden. Ein Gestell (4) trägt an einem Arm (5) die Leitungen (6), die zu den zu steuernden Antriebsmotoren der beweglichen Plattform (7) führen. Die Leitungen müssen flexibel und so lang sein, daß die Plattform ausreichende Bewegungsfreiheit hat.

Die Plattform (7) ist auf beiden Seiten auf je zwei Modellbahnwagen – Spur HO – montiert, von denen einer ein elektrisches Radtriebwerk besitzt. Die Stromzufuhr erfolgt normal wie bei jeder elektrischen Modellbahn über die Schienen. Die Plattform muß vorwärts und rückwärts gefahren werden können. Auf der Plattform ist, ähnlich wie bei einer Krananlage, ein quer verschiebbares Hebezeug (8) aufgebaut. Die Querbewegung wird durch den Aufbau des Hebe-

zeugs auf einem Fahrgestell aus zwei Modellbahnwagen erreicht. Einer der beiden Wagen besitzt ein elektrisches Radtriebwerk. Die Stromzufuhr erfolgt über die flexible Leitung (6) von oben, das gleiche gilt sinngemäß für die Stromzufuhr zum Hebezeugmotor (9). Von einem selbstkonstruierbaren elektrischen Schalterpult aus kann das Raumfahrzeugmodell gesteuert werden. Bei der Installation der elektrischen Anlage kommt es darauf an, die Bewegungsgeschwindigkeiten so klein wie möglich zu halten; dadurch wird ein zu starkes Pendeln des Modells beim Ein- bzw. Ausschalten eines Antriebsmotors vermieden.

Das Raumstationmodell „Salut“ kann entweder fest oder beweglich aufgehängt werden. Im letzteren Falle sollten der Station verschiedene „Eigenbewegungen“ durch eine Steuerkurve als Programm übermittelt werden. Die Bewegungen müssen in diesem Falle durch eine bewegliche Plattform und ein Hebezeug, ähnlich wie für das Modell „Sojus“, auf das Modell „Salut“ übertragen werden.

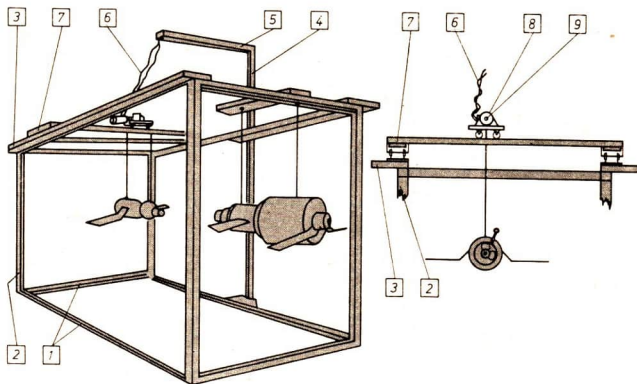


Bild 142/1 Gestell und Bewegungsplattform

- 1 – Untergurt
- 2 – Stab
- 3 – Obergurt
- 4 – Gestellstab

- 5 – Tragarm
- 6 – Leitungen
- 7 – Plattform
- 8 – Hebezeug
- 9 – Motor

Lösungen

- ① Behindert astronomische Forschung, reflektiert 42% der aus dem Weltraum kommenden Strahlung, besitzt unterschiedliche Durchlässigkeit für Strahlung verschiedener Wellenlängen
- ② Auftriebskraft am Tragflügel entsteht nur beim Umströmen desselben durch ein Gas bestimmter Dichte, in großer Höhe zu geringe Gasdichte, zu geringer Sauerstoffgehalt (zum Betrieb der Motoren)
- ③ „Rückstoßpistole“, mit einem Druckgas betriebenes Raketentriebwerk
- ④ $F = 12,9 \text{ kp}$ ⑤ $a = 0,83 \text{ m} \cdot \text{s}^{-2}$ ⑥ $F = 148 \text{ kp}$
- ⑦ $a = 1,55 \cdot g$ mit $g = 9,81 \text{ m} \cdot \text{s}^{-2}$
 $a = 15,3 \text{ m} \cdot \text{s}^{-2}$, die Rakete wird mit der Beschleunigung $a_R = 5,49 \text{ m} \cdot \text{s}^{-2}$ starten.
- ⑧ Massenabnahme durch Treibstoffverbrauch, bei Mehrstufenraketen Abtrennen ausgebrannter Raketenstufen. Schubkraftzunahme durch Abnehmen des Atmosphärendruckes mit zunehmender Höhe.
- ⑨ $F_s = 15 \text{ Mp}$ ⑩ $\frac{m_0}{m_L} = 7,4$ ⑪ $\frac{m_0}{m_L} = 42$ ⑫ $D = 1750 \text{ kg} \cdot \text{s}^{-1}$
 $m_T = 2250 \text{ kg}$
- ⑬ Sichtbarkeitsbedingungen günstiger, je größer die Abmessungen des Satelliten sind, je geringer seine Entfernung zum Beobachter.
- ⑭ Der sichtbare Teil der Bahn ist der Kreisbogen, der einem Winkel von $\approx 104^\circ$ entspricht.
- ⑮ Die maximale Sichtbarkeitsdauer beträgt 53,5 Minuten.
- ⑯ In die Satellitenbahn ist zu dieser Zeit einzusehen. Die Bahn verläuft von Ost nach Nord-West. ⑰ Gegen $21^{\text{h}} 20^{\text{min}}$ (UT)
- ⑱ Künstliche Satelliten haben eine geringere Entfernung von der Erde und damit eine kleinere Umlaufzeit.
- ⑲ Weil die Sonne nur in der Zeit der Morgen- und Abenddämmerung wenige Grade unter dem Horizont steht.
- ⑳ Beim folgenden Durchgang nach etwa 3 Stunden hat sich die Erde von W nach O um 45° unter der Satellitenbahn gedreht, der Satellit läuft fast senkrecht über den Beobachter.
- ㉑ Günstige Startzeiten liegen zwischen $17^{\text{h}} 30^{\text{min}}$ und 21^{h} (MEZ).
- ㉒ Ein Punkt auf dem Äquator bewegt sich mit einer Geschwindigkeit von $1\,673,8 \text{ km} \cdot \text{h}^{-1}$. Das sind $464,9 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$, also 1,4 mal so schnell wie der Schall. Äquatorradius r : $6\,378 \text{ km}$, Sterntag t : $23,93 \text{ h}$. $v = \frac{2\pi \cdot r}{t}$
- ㉓ Die Drehzahl der Raumstation um ihre Rotationsachse beträgt $0,35 \text{ s}^{-1}$, das entspricht einer Drehzahl von 20 min^{-1} . Diese Bewegung würde die Beobachtung der Erde mit Beobachtungsinstrumenten fast unmöglich machen und den Orientierungssinn der Raumfahrer verwirren. $a = 4\pi^2 \cdot r \cdot n^2$

Hinweise zur Literatur

Im Text befinden sich einige Aufgaben, zu deren Beantwortung auf Lehrbücher der zehnklassigen allgemeinbildenden polytechnischen Oberschule verwiesen wird. Der Text ist aber auch dann verständlich, wenn diese Bücher nicht zur Verfügung stehen.

In einigen Fußnoten wird auf Literatur verwiesen, die bestimmte Gedanken des vorliegenden Buches vertiefend behandelt.

Nachstehend wird Literatur angegeben, die Probleme der Raumfahrt zum Inhalt hat:

Eyermann/Sellenthin
Die Raumfahrt der UdSSR
Berlin: Zentralvorstand der DSF

Gagarin/Lebedew
Der Sprung ins Weltall
Berlin: Verlag Neues Leben

Gagarin J.
Mein Flug ins All
Berlin: Kongreß-Verlag

Kraft R.
Insel ohne Leuchtfeuer
Berlin: Verlag der Nationen

Leonow/Lebedew
Der Mensch im Weltall
Leipzig: Urania-Verlag

Lindner H.
Physik im Kosmos
Leipzig: Fachbuchverlag

Lindner K.
Astronomie selbst erlebt
Leipzig: Urania-Verlag

Mader J.
Das Geheimnis von Huntsville
Berlin: Deutscher Militärverlag

Mielke H.
Der Weg zum Mond
Berlin: Verlag Neues Leben

Mielke H.
Lexikon Raumfahrt
Berlin: Transpress-Verlag

Mielke H.
Zu neuen Horizonten
Berlin: Transpress-Verlag

Titow G.
700 000 Kilometer durch den Welt-
raum
Moskau: Verlag für fremdsprachige
Literatur

Tschernyschow
Über den Flug ins Weltall
Leipzig: Urania-Verlag

Quellennachweis der Bilder

APN: 6/1, 24/1. H. Mraß: 97/1, 101/1, 103/1, 103/2, 112/1, 112/2. M. Seifert: 85/1, 98/2. VWV Archiv: 9/1, 12/1, 13/1, 16/1, 19/1, 127/1. L. Willmann: 21/1, 23/1. Zentralbild: 22/1, 73/2, 130/1, 131/1. VEB Carl Zeiß Jena: 97/2.

Kurzwort: 08 17 01 Astronautik
DDR 3,15 M