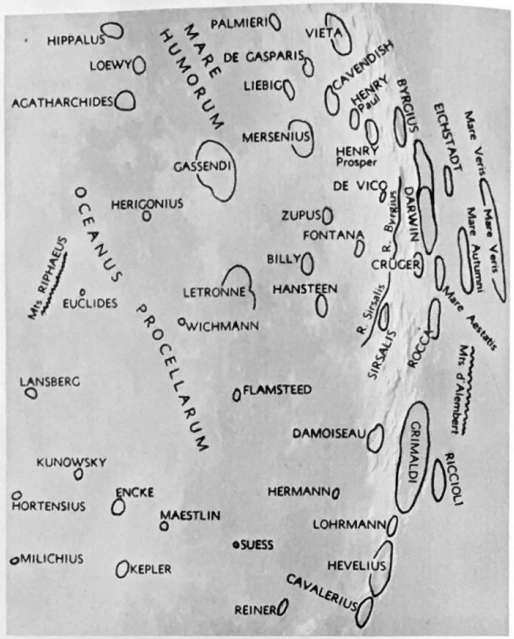



## TAFEL 20

*Auffällige Formationen*

BYRGIUS. Ringebene von 65 km Durchmesser. In der Librationszone dicht am Rande gelegen. Umwallung bis 2000 m ansteigend.

BYRGIUSRILLE. Eine charakteristische Rille, die viele andere Formationen der Mondoberfläche durchzieht, z.B. eine Erhebung, einen Kraterwall, den Kratergrund, den gegenüberliegenden Kraterwall, eine weitere Kuppe usw.

*BYRGIUSRILLE. 25. Aug. 1942 Photo 59.*

*GRIMALDI. 25. August 1942. Photo 60.*

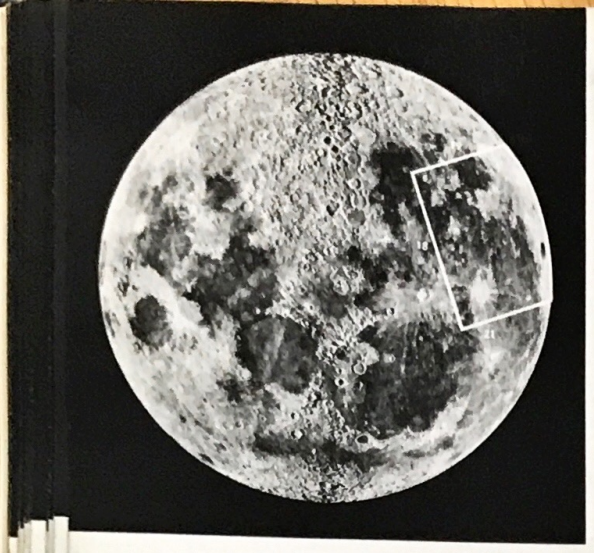
GASSENDI. Ungewöhnlich hohe Ringebene von 80 km Durchmesser. Umwallung mit Gipfeln bis 3000 m Höhe. Inneres liegt 600 m höher als das Nachbargebiet und ist von zahlreichen Runzeln und Spalten durchzogen. Massives Zentralgebirge von 1200 m Höhe.

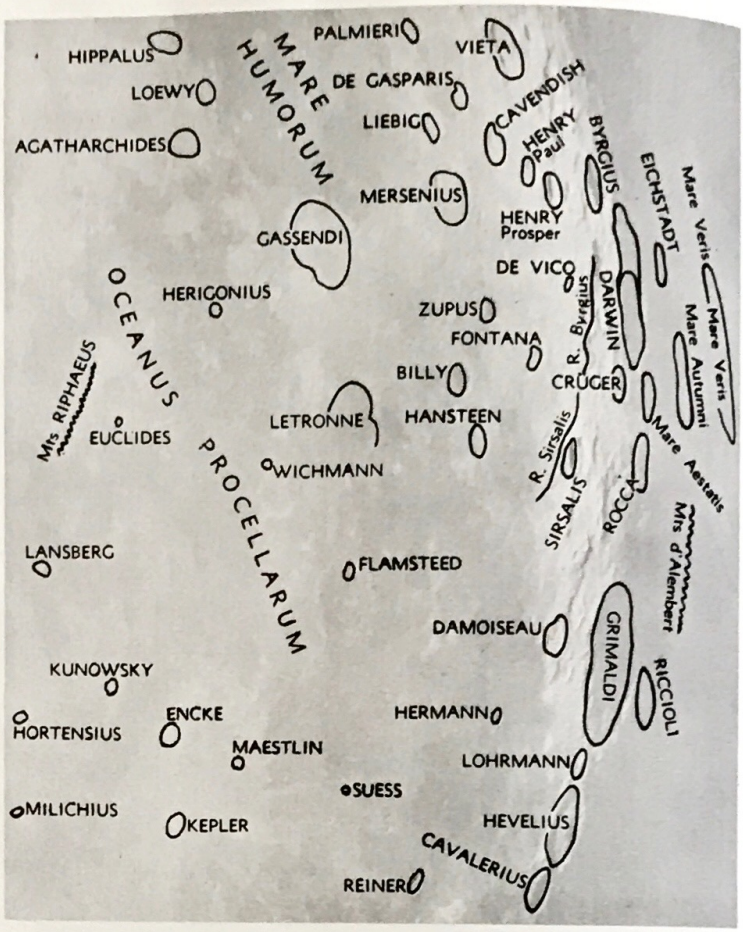
GRIMALDI. Große Wallebene von 200 km Durchmesser. Umwallung durchbrochen und stellenweise bis 1200 m ansteigend. Das Innere ist dunkelfarbig und vollständig eben. Die flüssige Lava hat wahrscheinlich anfangs eine größere Fläche des Nordteiles bedeckt und sich dann von der ursprünglichen Umrandung zurückgezogen, wodurch die nur zum Teil eingeebneten Geländeungleichmäßigkeiten wieder zutage getreten sind.

SIRSALISRILLE. Die längste der großen Rillen. Sie setzt sich nach S nach Durchkreuzen der Byrgiusrille in mehreren Verzweigungen fort.



*8. Januar 1944. Mondalter 12,79 Tage.*






8. Januar 1944. Mondalter 12,79 Tage.

## TAFEL 20

*Auffällige Formationen*

BYRGIUS. Ringebene von 65 km Durchmesser. In der Librationszone dicht am Rande gelegen. Umwallung bis 2000 m ansteigend.

BYRGIUSRILLE. Eine charakteristische Rille, die viele andere Formationen der Mondoberfläche durchzieht, z.B. eine Erhebung, einen Kraterwall, den Kratergrund, den gegenüberliegenden Kraterwall, eine weitere Kuppe usw.

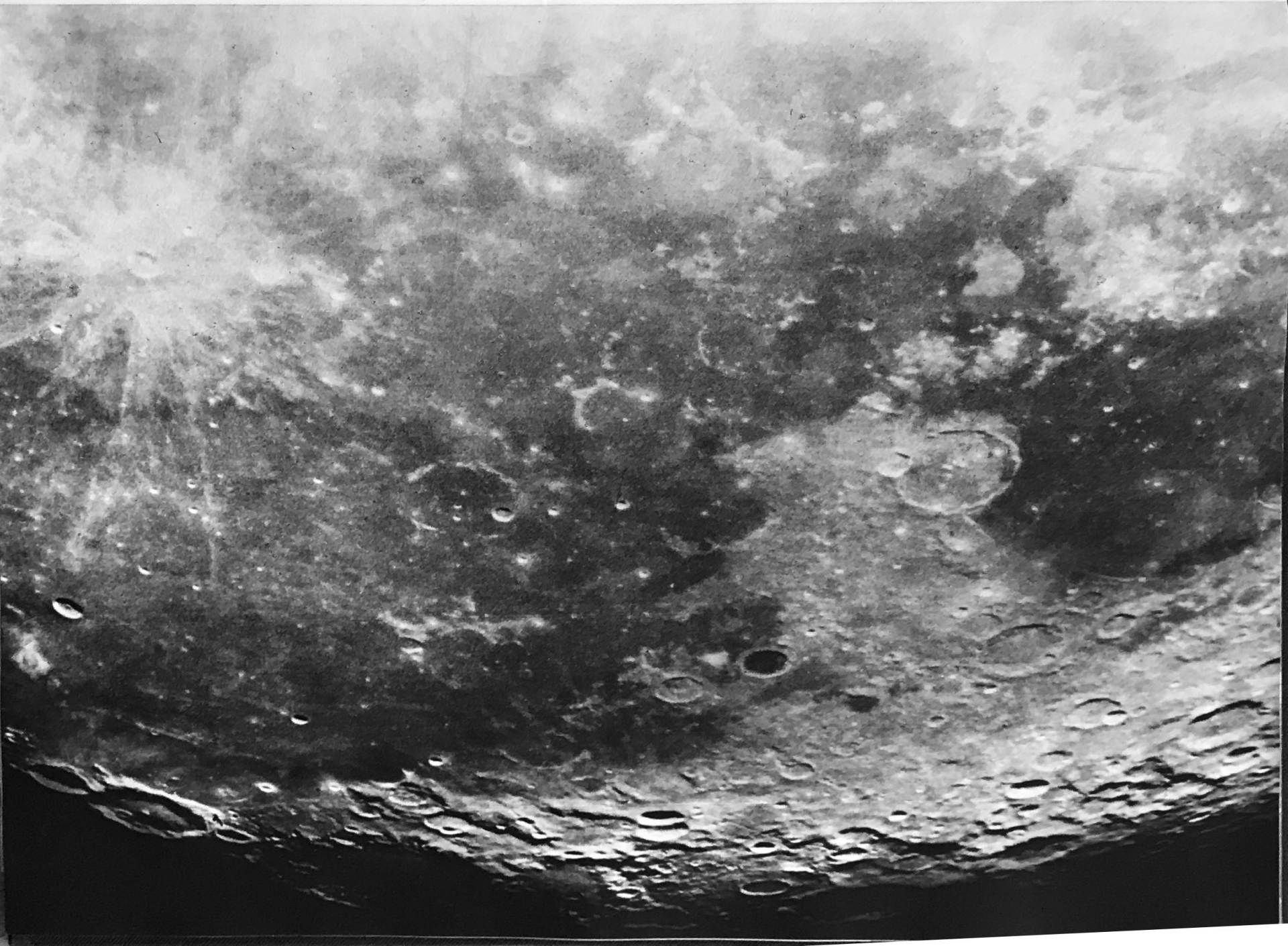
*BYRGIUSRILLE. 25. Aug. 1942 Photo 59.*

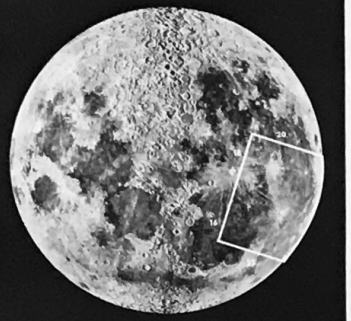
*GRIMALDI. 25. August 1942. Photo 60.*

GASSENDI. Ungewöhnlich hohe Ringebene von 80 km Durchmesser. Umwallung mit Gipfeln bis 3000 m Höhe. Inneres liegt 600 m höher als das Nachbargebiet und ist von zahlreichen Runzeln und Spalten durchzogen. Massives Zentralgebirge von 1200 m Höhe.

GRIMALDI. Große Wallebene von 200 km Durchmesser. Umwallung durchbrochen und stellenweise bis 1200 m ansteigend. Das Innere ist dunkelfarbig und vollständig eben. Die flüssige Lava hat wahrscheinlich anfangs eine größere Fläche des Nordteiles bedeckt und sich dann von der ursprünglichen Umrandung zurückgezogen, wodurch die nur zum Teil eingeebneten Geländeungleichmäßigkeiten wieder zutage getreten sind.

SIRSALISRILLE. Die längste der großen Rillen. Sie setzt sich nach S nach Durchkreuzen der Byrgiusrille in mehreren Verzweigungen fort.

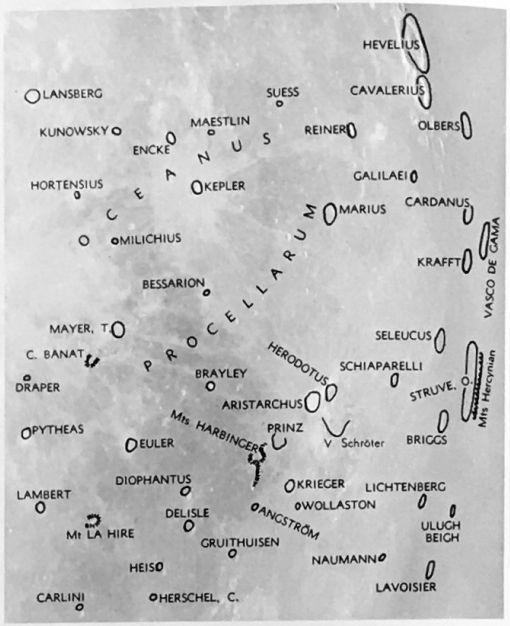




## TAFEL 21

*Auffällige Formationen*

ARISTARCHUS. Junge Ringebene von 45 km Durchmesser, deren hellfarbenes Inneres besonders bei Vollmond stark glänzt. Das Strahlensystem dehnt sich besonders nach S und SW aus. Die niedrigen Wälle steigen nur bis zu 650 m über die Umgebung an. Zentralgebirge von 300 m Höhe.



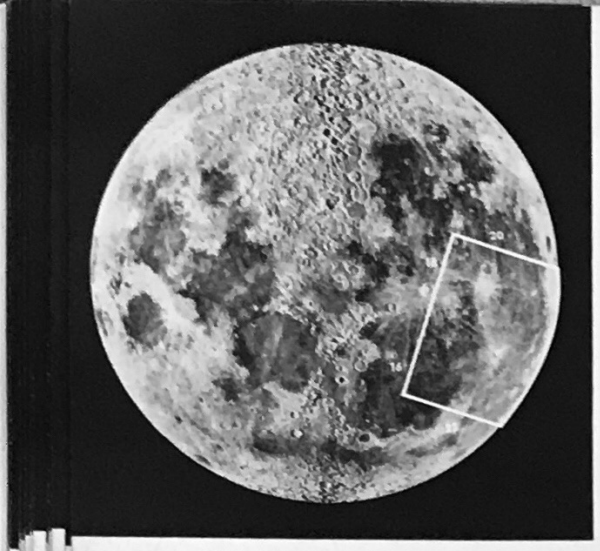

*8. Januar 1944. Mondalter 12.79 Tage.*

*ARISTARCHUS, HERODOTUS und SCHRÖTERTAL. Photo 61.*

HERODOTUS. Krater von 37 km Durchmesser, dessen dunkelfarbiges Inneres zu dem des benachbarten Aristarchus im Gegensatz steht. Steile Umwallung bis 1200 m ansteigend.

KEPLER. Krater von 35 km Durchmesser. Auffälliger Strahlenkranz, dessen Strahlen nach allen Richtungen auseinandergehen. Im NW kreuzen sie die von Aristarchus kommenden und im W die von Copernicus. Stufenförmige Umwallung bis 3000 m ansteigend.

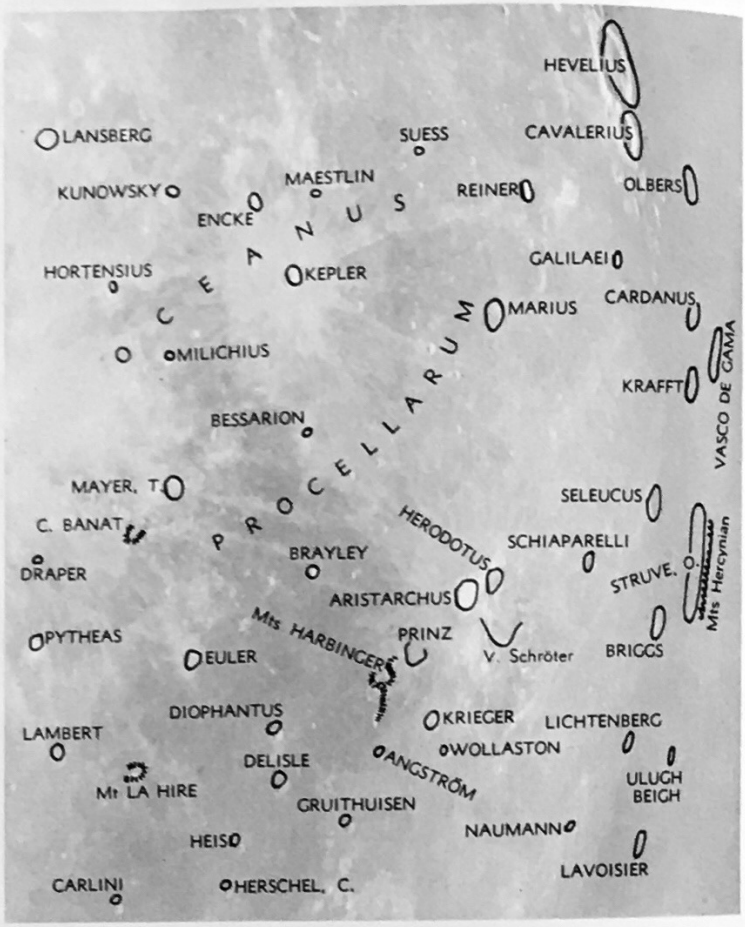
SCHRÖTERTAL. Bemerkenswerte Form einer Spalte, die sich in Form eines W über etwa 200 km erstreckt. Ein Ende berührt den Nordwall von Herodotus und ist mit Bruchstücken aus der Aristarchusgegend bedeckt. Auf Abhängen und Grund liegt eine körnige Schicht, was zeigt, daß die von Meteoriteneinschlägen und Temperaturänderungen abgetragenen Teilchen Vertiefungen und Öffnungen allmählich auffüllen. Das Schrötertal liegt in einer gebirgigen Gegend, die Rautenform hat und eine seltene gelbliche Färbung aufweist. Der auffällige Umriß dieser Formation scheint anzudeuten, daß das Tal durch einen Einschlag in das Mare Imbrium entstanden ist.



# TAFEL 21

*Auffällige Formationen*

ARISTARCHUS. Junge Ringebene von 45 km Durchmesser, deren hellfarbenes Inneres besonders bei Vollmond stark glänzt. Das Strahlensystem dehnt sich besonders nach S und SW aus. Die niedrigen Wälle steigen nur bis zu 650 m über die Umgebung an. Zentralgebirge von 300 m Höhe.



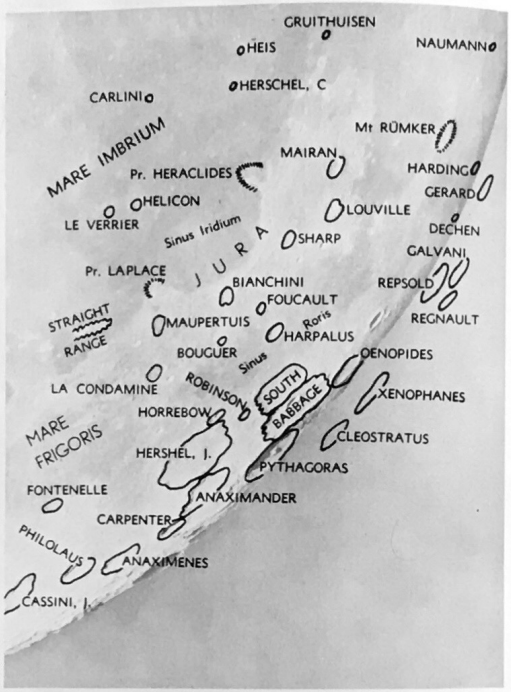

*8. Januar 1944. Mondalter 12,79 Tage.*

*ARISTARCHUS, HERODOTUS und SCHRÖTERTAL. Photo 61.*

HERODOTUS. Krater von 37 km Durchmesser, dessen dunkelfarbiges Inneres zu dem des benachbarten Aristarchus im Gegensatz steht. Steile Umwallung bis 1200 m ansteigend.

KEPLER. Krater von 35 km Durchmesser. Auffälliger Strahlenkranz, dessen Strahlen nach allen Richtungen auseinandergehen. Im NW kreuzen sie die von Aristarchus kommenden und im W die von Copernicus. Stufenförmige Umwallung bis 3000 m ansteigend.

SCHRÖTERTAL. Bemerkenswerte Form einer Spalte, die sich in Form eines W über etwa 200 km erstreckt. Ein Ende berührt den Nordwall von Herodotus und ist mit Bruchstücken aus der Aristarchusgegend bedeckt. Auf Abhängen und Grund liegt eine körnige Schicht, was zeigt, daß die von Meteoriteneinschlägen und Temperaturänderungen abgetragenen Teilchen Vertiefungen und Öffnungen allmählich auffüllen. Das Schrötertal liegt in einer gebirgigen Gegend, die Rautenform hat und eine seltene gelbliche Färbung aufweist. Der auffällige Umriß dieser Formation scheint anzudeuten, daß das Tal durch einen Einschlag in das Mare Imbrium entstanden ist.




*8. Januar 1944. Mondalter 12,79 Tage.*

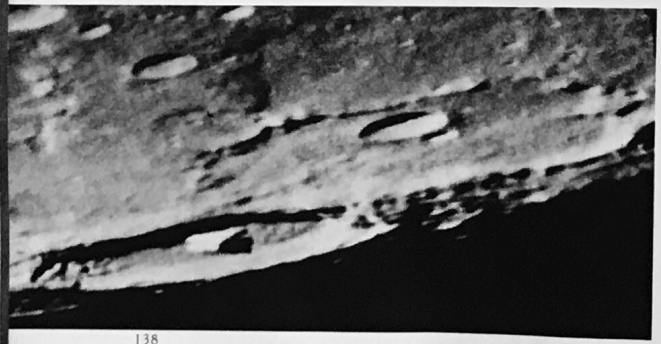
## TAFEL 22

*Auffällige Formationen*

HERSCHEL, J. Weit ausgedehnte, ziemlich unregelmäßige Formation von 150 km Länge, umsäumt von meist nur niedrigen Wällen. Oberfläche von Kraterhügeln und Runzeln bedeckt.

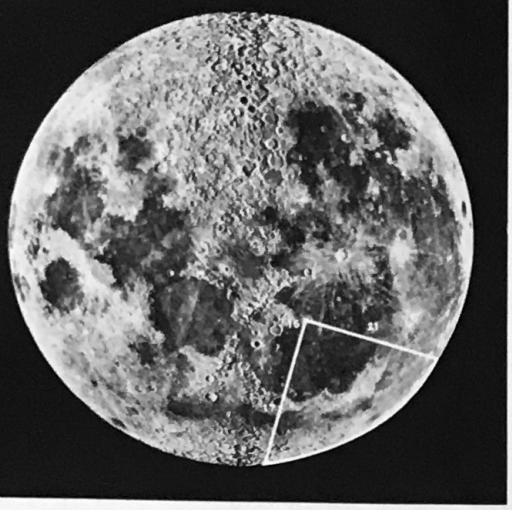
PYTHAGORAS. Große Wallebene von 120 km Durchmesser. Umwallung mit Terrassen durchsetzt und bis 5000 m Höhe ansteigend. Massives Zentralgebirge.

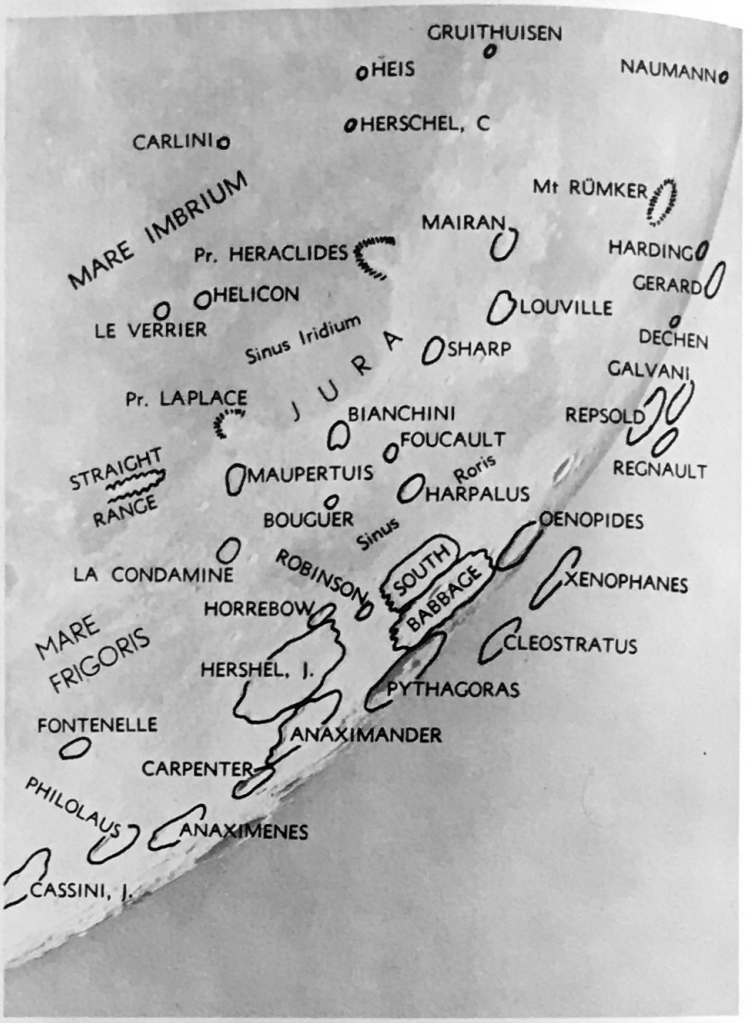
*PYTHAGORAS. 25. August 1942. Photo 62.*



SINUS IRIDIUM. Halbkreisförmige Bucht, die zusammen mit dem Mare Imbrium entstanden ist. Ihre Höhe senkt sich allmählich vom Mare Imbrium ausgehend um 600 m hinunter. Wird im NO vom Jura begrenzt, von dem einzelne Gipfel 6000 m Höhe erreichen. Außerdem ist Sinus Iridum von den Vorgebirgen Heraclides und Laplace eingerahmt, die bis 1200 bzw. 2700 m emporsteigen.

Die GERADE GEBIRGSKETTE. Gebirgszug von 65 km Länge, ziemlich schmal und niedrig. Höchster Gipfel 1800 m hoch.






*8. Januar 1944. Mondalter 12,79 Tage.*

## TAFEL 22

*Auffällige Formationen*

HERSCHEL, J. Weit ausgedehnte, ziemlich unregelmäßige Formation von 150 km Länge, umsäumt von meist nur niedrigen Wällen. Oberfläche von Kraterhügeln und Runzeln bedeckt.

PYTHAGORAS. Große Wallebene von 120 km Durchmesser. Umwallung mit Terrassen durchsetzt und bis 5000 m Höhe ansteigend. Massives Zentralgebirge.

*PYTHAGORAS. 25. August 1942. Photo 62.*

SINUS IRIDIUM. Halbkreisförmige Bucht, die zusammen mit dem Mare Imbrium entstanden ist. Ihre Höhe senkt sich allmählich vom Mare Imbrium ausgehend um 600 m hinunter. Wird im NO vom Jura begrenzt, von dem einzelne Gipfel 6000 m Höhe erreichen. Außerdem ist Sinus Iridum von den Vorgebirgen Heraclides und Laplace eingerahmt, die bis 1200 bzw. 2700 m emporsteigen.

Die GERADE GEBIRGSKETTE. Gebirgszug von 65 km Länge, ziemlich schmal und niedrig. Höchster Gipfel 1800 m hoch.

**LEGENDE**

- Formationen mit klarem Umriß
- Formationen mit weniger klarem Umriß
- Formationen mit noch unbestimmtem Umriß
- Formationen mit dunklerer Färbung als die Umgebung
- Formationen mit hellerer Färbung als die Umgebung

**SELENOGRAPHISCHE KOORDINATEN NEUBENANNTER MONDFORMATIONEN**

| Benennung | Länge | Breite |
|---|---|---|
| TSU CHUNG-CHI | 141° | + 18° |
| KURCHATOV | 144° | + 32° |
| JULES VERNE | 151° | − 37° |
| MENDELEEV | 167° | − 2° |
| POPOV | 99° | + 14° |
| HERTZ | 101° | + 11° |
| EDISON | 100° | + 24° |
| LOBACHEVSKY | 112° | + 9° |
| PASTEUR | 111° | − 10° |
| SKLODOWSKA CURIE | 102° | − 23° |
| TSIOLKOVSKY | 131° | − 22° |
| LOMONOSOV | 99° | + 28° |
| JOLIOT CURIE | 93° | + 25° |
| MAXWELL | 99° | + 30° |
| GIORDANO BRUNO | 103° | + 36° |
| MONTES SOVIETICI | 111° | + 19° |
| MARE INGENII | bis 124° | bis − 5° |
| MARE MOSCOVIENSE | 149° | + 27° |

*Diese Karte wurde dem ATLAS DER UNBEKANNTEN SEITE DES MONDES entnommen, Verlag Akademie der Wissenschaften UdSSR, Moskau 1960. Die Benennungen sind von der Internationalen Astronomischen Union anerkannt.*

**DIE RÜCKSEITE DES MONDES.** - *Diese Karte wurde nach den photographischen Aufnahmen zusammengestellt, die am 7. Oktober 1959 von der interplanetaren Rakete Lunik III aus mittels Fernsehsendung übertragen worden sind. Die Karte wurde in Zusammenarbeit des Institutes für wissenschaftliche Studien, Geodäsie und Kartographie mit dem Staatlichen Institut für Astronomie der UdSSR hergestellt.*

# DRITTER TEIL - Astronautische Grundlagen
## Der Flug zum Monde

# XVII Außerirdische Bahnen

Man kann sich schwer vorstellen, daß irgend etwas ebenso lange und mühsame Vorarbeiten erfordert hat wie die Eroberung des Raumes. Seit der Entdeckung des Gesetzes der allgemeinen Schwerkraft durch Newton haben die Menschen hartnäckig nach Mitteln gesucht, Körpern derartige Geschwindigkeiten zu erteilen, daß diese die Anziehung der Erde immer mehr überwinden konnten. Nahezu 300 Jahre mußten vergehen, bis ein Weg zur Lösung dieses folgenreichen Problems, das auf dem Papier so leicht zu lösen ist, gefunden wurde.

## Die Kreisbahngeschwindigkeit

Wenn die Erde keine Atmosphäre hätte, so würde, wie bereits gezeigt worden ist, ein Flugkörper, der mit immer größerer Geschwindigkeit horizontal abgeschossen wird, schließlich die Erde umkreisen. Die kritische Geschwindigkeit, die den Flugkörper genau parallel zum Erdboden herumträgt, hat den Namen Kreisbahngeschwindigkeit erhalten. Das ist offensichtlich ein rein theoretischer Begriff, da er das Nichtvorhandensein unserer Erdatmosphäre voraussetzt. Wie groß diese Kreisbahngeschwindigkeit ist, errechnet man aus der zahlenmäßigen Übereinstimmung von Fliehkraft und Schwerkraft.

Unmittelbar über dem Erdboden ist die Kreisbahngeschwindigkeit am größten, denn sie nimmt nach oben wie die Schwerkraft ab. Ein Körper am Erdboden erreicht die Kreisbahngeschwindigkeit, wenn er mit 7,9 km/s abgeschossen wird. Ein Abschuß in 10 000 m Höhe muß dem Flugkörper eine Geschwindigkeit von 4,94 km/s geben, wenn eine Kreisbahn durchlaufen werden soll. In 384 000 km Entfernung vom Erdzentrum braucht ein die Erde umkreisender Körper nur 1,017 km/s zu durchlaufen ; dieser letzte Wert bezeichnet die Geschwindigkeit, mit der der Mond der Schwerkraft der Erde ausweicht.

Diese Zahlenwerte sind nur dann richtig, wenn der Abschuß an einem der beide Erdpole in Richtung eines Meridians erfolgt. Erfolgt er am Erdäquator, so wirkt sich die Umdrehung der Erde auf die Geschoßgeschwindigkeit aus, und die aufzubringende Geschwindigkeit ist etwas anders ; außerdem hängt sie von der Abschußrichtung ab. Nach Osten abgeschossen, kommt dem Flugkörper die volle Umdrehungsgeschwindigkeit des Erdäquators zugute, das sind 465 m/s, und ebensoviel weniger ist dann aufzubringen. Beim Abschuß nach Westen wird die notwendige Abschußgeschwindigkeit um den gleichen Betrag erhöht.

Diese genannten Kreisbahngeschwindigkeiten liefern durch eine einfache Rechnung zugleich die Umlaufzeiten ihrer Flugkörper. In Bodenhöhe macht ein Flugkörper den ganzen Umlauf um die Erde in 84 Minuten, in 1000 m Höhe braucht er 1 Stunde 45 Minuten, und in Mondentfernung schafft er es, wie das Beispiel des Mondes zeigt, in 27 1/4 Tagen. Bemerkenswert ist noch der Fall, daß ein Satellit in der Äquatorebene nach Osten abgeschossen wird und in einer Höhe von 35 800 km über dem Erdboden, 42 200 km vom Erdzentrum entfernt, herumläuft. Er würde in genau 24 Stunden einmal herumkommen, was soviel bedeutet, daß er für uns immer unbeweglich am Himmel zu stehen schiene. Zahlreiche Zweige der Wissenschaft sind an derartigen Satelliten ebenso interessiert wie die Technik der drahtlosen Nachrichtenverbindung und die Landesvermessung. Für die Astronomen böte sich die Möglichkeit, eine Beobachtungsstation unter besonders günstigen Bedingungen darauf einzurichten.

Jedermann wird jetzt fragen, was geschieht, wenn einem Flugobjekt eine größere Geschwindigkeit als die der Kreisbahn mitgegeben wird. Die Flugbahn wird dann zu einer Ellipse, auf der sich der Körper den Keplerschen Gesetzen entsprechend bewegt ; das Erdzentrum ist dann nicht nur Schwerezentrum, sondern auch einer der beiden Brennpunkte der Bahnellipse. In dem Maße, in dem man die Anfangsgeschwindigkeit erhöht, weicht die Bahnellipse immer mehr von der Kreisbahn ab, wird länger und länger, wobei das Erdzentrum in jedem Falle seine Doppelrolle als Schwerezentrum und Brennpunkt der Ellipse weiterspielt und der andere Brennpunkt von dem ersten mehr und mehr wegrückt, bis er schließlich praktisch im Unendlichen liegt. Die Ellipse verformt sich dann zu einer Parabel, ihre Form ist nicht mehr geschlossen, und das bedeutet für den Astronauten, daß sich ein Flugkörper auf einer solchen Bahn auf Nimmerwiedersehn von der Erde entfernt.

## Die parabolische und die hyperbolische Geschwindigkeit

Die Anfangsgeschwindigkeit, die einen Flugkörper auf eine parabolische Bahn trägt, ist 11,2 km/s in Bodenhöhe, sie vermindert sich in 200 m Höhe auf 11 km/s und hat in 1000 m Höhe nur 10,4 km/s. Man nennt die parabolische Geschwindigkeit auch Entweichgeschwindigkeit, was auf das Entweichen bis in unendlich große Entfernung hinweisen soll, während das Entweichen von der Erde bereits von der Kreisbahngeschwindigkeit herbeigeführt wird. Es darf auch nicht angenommen werden, daß ein Körper mit Erreichen der Entweichgeschwindigkeit nicht mehr der Schwerewirkung der Erde unterliegt. Er bleibt beständig unter ihrem Einfluß, solange er nicht eine unendlich große Entfernung erreicht hat. Der Ausdruck parabolische Geschwindigkeit ist deshalb vorzuziehen ; er kennzeichnet die Flugbahn ganz genau. Auch muß man sich gegebenenfalls des Ausdrucks hyperbolische Geschwindigkeit bedienen, wenn man die die parabolischen Geschwindigkeiten übertreffenden Geschwindigkeiten, die zu den ebenfalls offenen Bahnformen der Hyperbeln führen, kennzeichnen will.

Zusammenfassend kann man über die verschiedenen Bahnen, zu denen horizontale Abschüsse von Flugkörpern führen, folgendes sagen (Abb. 53) :

Ist die Anfangsgeschwindigkeit kleiner als die der Kreisbahn, so fliegt das Geschoß auf elliptischer Bahn, immer den Einfluß der Erdatmosphäre außer acht gelas-

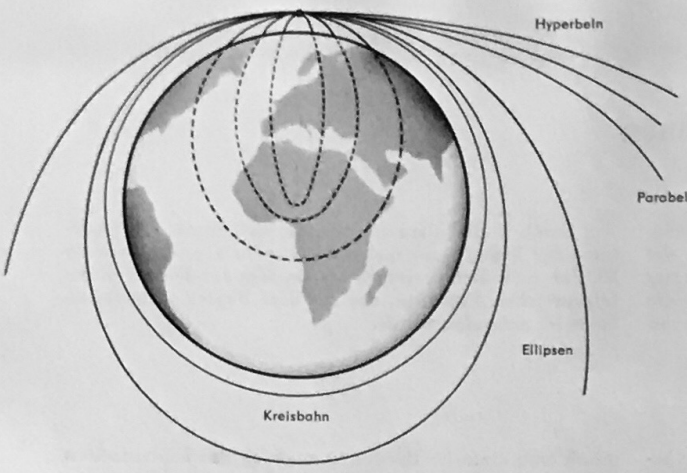



Abb. 53. - Theoretische Flugbahnen eines horizontal abgeschossenen Körpers. *Wegen des Widerstandes der Luft haben die hier gezeichneten Bahnen einen anderen Verlauf, solange der Abschuß innerhalb der Atmosphäre erfolgt. Von jedem Abschußpunkt geht eine unendlich große Zahl von elliptischen und hyperbolischen Bahnen, aber nur eine parabolische Bahn aus.*

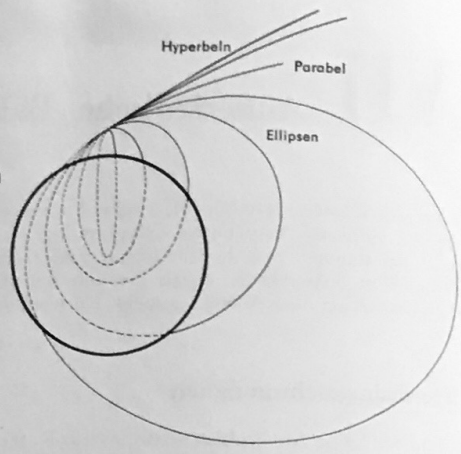



Abb. 54. - Theoretische Flugbahnen bei Abschuß schräg nach oben. *Es zeigt sich, daß man in diesem Fall keinen künstlichen Satelliten auf seine Bahn bringen kann, wenn man ihn mit seiner endgültigen Bahngeschwindigkeit abschießt. Entweder kehrt der Körper auf elliptischer Bahn zur Erde zurück, oder er enteilt auf parabolischer oder hyperbolischer Bahn.*

sen. Die Bahn weist ins Erdinnere, wobei ein Bahnbrennpunkt - der fernere - mit dem Erdzentrum zusammenfällt. Das Geschoß schlägt auf die Erdoberfläche auf.

Erreicht die Anfangsgeschwindigkeit die Kreisbahngeschwindigkeit, so kommt ein Umlaufen der Erde zustande. Die beiden Brennpunkte der Bahnellipse sind sozusagen in einem Punkt verschmolzen ; der Flugkörper schlägt nicht auf die Erdoberfläche auf.

Übertrifft die Anfangsgeschwindigkeit die der Kreisbahn, ohne die der parabolischen zu erreichen, so bleibt die Flugbahn elliptisch, wobei das Erdzentrum mit dem näheren Brennpunkt der Ellipse zusammenfällt. Der Flugkörper umläuft die Erde in wechselndem Abstande von der Erdoberfläche ; in seinem erdfernsten Punkte entfernt er sich von der Erde um so weiter, je größer die Anfangsgeschwindigkeit ist.

Sowie der Flugkörper mit der parabolischen Geschwindigkeit abgeschossen wird, entfernt er sich unwiderruflich von der Erde.

Steigert man die Anfangsgeschwindigkeit noch über die parabolische hinaus, so ist die Flugbahn ein Hyperbelbogen, und erst recht verläßt jetzt der Flugkörper die Erdnähe für immer.

Diese zusammenfassenden Ausführungen unterscheiden sich nur wenig von dem Fall, in dem der Abschuß schräg nach oben erfolgt. Die Bahnformen sind die gleichen, wenn die Anfangsgeschwindigkeit unterhalb der Kreisbahngeschwindigkeit liegt oder der parabolischen Geschwindigkeit gleicht oder sie übertrifft (Abb. 54). Ist aber bei dieser Abschußrichtung die Kreisbahngeschwindigkeit erreicht, so wird eine Ellipsenbahn durchlaufen, die ins Erdinnere weist ; das Geschoß fällt zurück zur Erde. Dasselbe tritt ein, wenn die Anfangsgeschwindigkeit zwischen Kreisbahn- und parabolischer Geschwindigkeit liegt.

Aus allem Vorhergehenden folgt, daß es im allgemeinen nicht möglich ist, einen Satelliten sofort mit seiner endgültigen Geschwindigkeit auf die Reise zu schicken. Nur im Falle eines horizontalen Abschusses ließe sich das erreichen. In der Praxis haben freilich derartige theoretische Überlegungen wenig Wert, weil das Vorhandensein einer Erdatmosphäre einfach nicht zu übersehen ist.

Auch ist ein Abschußmechanismus nach der Art eines Geschützes sowohl zum Losschicken von Satelliten als auch zum Starten von Raumfahrzeugen, die sich beliebig weit von der Erde entfernen, bereits aus diesen theoretischen Darlegungen heraus ungeeignet. Ebenfalls würde der ungeheure Widerstand der unteren Luftschichten zu einer derartigen Erhitzung des Geschosses führen, daß es binnen kurzem zerschmolzen wäre. Ein Abschuß mit hoher Anfangsgeschwindigkeit würde eher einer Explosion gleichen, die das Geschütz sofort zerreißt. Und selbst wenn Geschütz und Geschoß den Abschuß überstehen, so würde der Inhalt des Flugkörpers dabei zerkrümelt werden.

Heute sind sich alle Fachleute darüber einig, daß nur ein einziges Verfahren beim Start angewendet werden kann. Es besteht darin, den Flugkörper zunächst langsam in eine größere Höhe zu heben, damit der Luftwiderstand immer vernachlässigbar gering bleibt. Dazu erteilt man dem Körper eine beständig wachsende Geschwindigkeit, so daß die endgültige Geschwindigkeit erst im Gipfelpunkt der Flugbahn erreicht wird.

# XVIII Die Raketen

## Der Antrieb durch Rückstoß

Unter Rakete verstehen wir hier einen Antriebsmechanismus, der aus unverständlichen Gründen bis vor wenigen Jahrzehnten nur selten von den Spezialisten der Geschoß- und Flugbahnen eingesetzt worden ist. Das ist um so erstaunlicher, als sein Arbeitsprinzip, der Rückstoß, bemerkenswert einfach ist. Diesen kann man leicht erklären, wenn man beobachtet, wie sich eine frei ruhende Hohlkugel verhält, in deren Inneren ein Brennstoff abgebrannt wird (Abb. 55). Die Gase, die sich dabei entwickeln, üben einen Druck auf die Innenseite der Kugelwand aus ; ist diese vollkommen undurchlässig, so ändert sich nichts am Gleichgewichtszustand, weil der Gasdruck nach jeder Richtung den gleichen Wert hat. Wenn aber eine Öffnung in einem beliebigen Punkte der Wand ist, so entweicht das Gas an dieser Stelle, und der Gasdruck sinkt hier herunter. An der genau gegenüberliegenden Stelle der Kugelinnenwand wird der Gasdruck nicht mehr ausgeglichen, und die Kugel beginnt deshalb, sich in Richtung dieser letzten Stelle in Bewegung zu setzen. Die Antriebskraft, die im Innern entstanden ist, ist so groß wie der gesamte Druck, der auf den Oberflächenanteil, der so groß ist wie die Öffnung, ausgeübt wird. Man gibt die Größe des Antriebes durch das Produkt aus der in der Sekunde ausströmenden Gasmasse und der Geschwindigkeit des Ausströmens an und nennt dieses Produkt den Impuls oder die Bewegungsgröße oder noch gebräuchlicher den Schub.

In der Praxis arbeitet man nicht mit einer so einfachen Anordnung, wie sie soeben beschrieben worden ist, vielmehr werden Verbesserungen angebracht, durch die der Wirkungsgrad vergrößert wird. So wird eine Verbrennungskammer geschaffen, die so gebaut ist, daß der nach den Seiten wirkende Druck den nach der Öffnung hin wirkenden vergrößert. Auch wird an Stelle einer einfachen Öffnung ein Rohr eingesetzt, und dieses erhält eine bestimmte Hohlform, so daß die Ausdehnung des eingepreßten Gases einen möglichst großen Schub bewirkt.

In groben Zügen besteht eine Rakete gegenwärtiger Konstruktion aus einem langen Zylinder, dessen Kopf mit einer spitzen Kappe verkleidet ist und der von vorn nach hinten folgende Teile umfaßt (Abb. 56) : ein Abteil zur Aufnahme der Nutzlast - man gibt ihm meist die Bezeichnung Kapsel (Photo 63) -, ein Abteil für die Meßinstrumente, die Behälter zur Aufnahme von Treibstoff - bei Flüssigkeitsraketen : Brennstoff und Sauerstoff oder Aktivstoff -, die Fördergeräte (Pumpen), die Brennkammer, in der das eingespritzte Treibstoffgemisch zur Entzündung kommt, und endlich die Ausströmdüse, durch die Rückstände des verbrannten Gases entweichen.

Im Unterschied zum Flugzeug, das durch die Luft getragen wird, deren Sauerstoff zur Verbrennung des Brennstoffes dient, führt die Rakete den Brennstoff und alles zu seiner Verbrennung Notwendige mit sich und kann sich deshalb auch im luftleeren Raum fortbewegen. Hier kommt sie sogar am besten voran, denn die Lufthülle widersetzt sich in jedem Falle durch ihren Widerstand der Vorwärtsbewegung. Was die Lenkung einer Rakete anbetrifft, so wäre ein Steuerruder im luftleeren Raum völlig unwirksam, womit den Raketentechnikern ein gänzlich neues Problem zur Lösung aufgegeben ist. Eine erste Lösung besteht darin, das Rohrende mit kleinen Abschlußklappen, Deflektoren genannt, die als Steuerorgane dienen, zu versehen. Sie verändern ein wenig das Innenprofil der Brennkammer, so daß die Richtung des Schubes ein wenig abgelenkt wird, was zur gewünschten Richtungsänderung führt. Man kann auch das Strahlrohr auf eine Art Kugelgelenk montieren und damit die Richtung des gesamten Strahles der verbrannten Gase abändern ; auch hierdurch wird eine Richtungsänderung erzielt, und zwar eine viel größere.

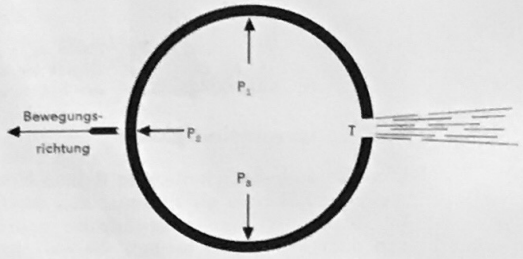



Abb. 55. - Prinzip des Antriebes durch Rückstoß. *Die Kugel enthält zusammengepreßtes Gas. Die Drücke an gegenüberliegenden Punkten heben sich gegenseitig auf. Der Druck in $P_1$ ist so groß wie in $P_3$. Ist in T eine Öffnung, durch die das Gas entweichen kann, so wird der Druck in $P_2$ nicht ausgeglichen, und die Kugel setzt sich in dieser Druckrichtung in Bewegung.*

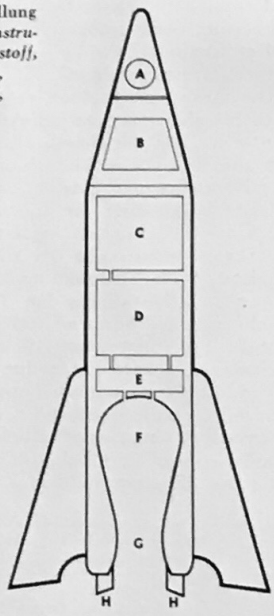



Abb. 56. — Schematische Darstellung einer Rakete. *A. Nutzlast, B. Instrumente, C. Brennstoff, D. Sauerstoff, Aktivstoff, E. Treibstoffpumpe, F. Brennkammer, G. Strahlrohr, H. Steuerorgane.*

Schließlich kann man an der Rakete kleine Zusatzstrahlrohre anbringen, Vernier-Raketen, die beliebig orientiert sind ; deren Betätigung verändert ebenfalls die Schubrichtung.

Photo 63. - Kapsel eines Raumschiffes. *Ein Aufzug zieht die Kapsel bis auf die Höhe des Trägergerüstes, wo sie als Spitze der Rakete aufgesetzt wird.* *U.S. Nachrichtendienst.*

Einer der größten Vorzüge der Rakete vor einem üblichen Geschoß ist der Langsamstart ; er erfolgt ohne Stoßen und Rucken, und keinerlei Bruchgefahr besteht für die mitgeführten Instrumente. Die Rakete setzt sich wie ein Körper in Bewegung, der beständig durch eine gleichgroße Kraft angetrieben wird ; sie wird gleichförmig beschleunigt, wie wir das an einem frei fallenden Körper beobachten können. Die Beschleunigung endet mit dem Augenblick, in dem der Brennstoff aufgezehrt ist ; dann verhält sich die Rakete wie jeder andre sonstwie abgeschossene Körper und folgt nur noch den Gesetzen des Wurfes. Daraus ist zugleich ersichtlich, daß die von einer Rakete nach Verbrauch des Brennstoffes erreichbare Geschwindigkeit um so größer ist, je mehr sie davon mitführen kann. Vergrößerung des Brennstoffvorrates geht aber auf Kosten anderer Teile der Rakete, sei es des Raketenkörpers oder der Nutzlast. Wie jedes andere Transportmittel hat auch die Rakete nur so viel Bedeutung, als sie Lasten zu tragen vermag, und deshalb heißt es auch in diesem Falle das Leergewicht oder tote Gewicht zu verringern. Das läßt sich nur in beschränktem Umfang durchführen und läuft schließlich auf einen Kompromiß hinaus.

## Die Endgeschwindigkeit

Die Endgeschwindigkeit einer Rakete hängt grundsätzlich von zwei Faktoren ab : einmal von der Geschwindigkeit, mit der das Gas aus dem Strahlrohr ausströmt, zum andern von dem Verhältnis, in dem die ursprüngliche Raketenmasse beim Start zur endgültigen Masse nach Verbrauch des Treibstoffes steht. Die Beziehung, die zwischen diesen Größen besteht, läßt sich in der Form $V_e = V_s \cdot \text{Log } Q_m$ darstellen. Hierin bezeichnet $V_e$ die Endgeschwindigkeit der Rakete, $V_s$ die Auspuffgeschwindigkeit der Gase aus dem Strahlrohr und $Q_m$ das dargelegte Massenverhältnis. Berücksichtigt man, daß der natürliche Logarithmus Log das 2,3fache des dekadischen Logarithmus log ist, so läßt sich die Raketengrundgleichung auch schreiben : $V_e = V_s \cdot 2{,}3 \cdot \log Q_m$.

Man sieht es dieser Beziehung sofort an, daß zur Vergrößerung der Anfangsgeschwindigkeit entweder die Auspuffgeschwindigkeit $V_s$ oder das Massenverhältnis $Q_m$ vergrößert werden muß.

Die Auswirkung einer vergrößerten Auspuffgeschwindigkeit auf die Geschwindigkeit der Rakete versteht sich von selbst. Da der Schub eines Rückstoßantriebes durch die ungleichmäßige Verteilung des Gasdruckes innerhalb der Brennkammer entsteht, ist er offensichtlich um so stärker, je schneller der Ausstoß des Gases auf Grund dieser Ungleichmäßigkeit erfolgt. Die Auspuffgeschwindigkeit hängt bereits von der Hitze ab, die das Brennstoffgemisch entwickelt ; man muß deshalb den Gemischen mit hoher Reaktionswärme den Vorzug geben. Die Auspuffgeschwindigkeit hängt weiterhin von dem Gewicht der ausgestoßenen Verbrennungsrückstände ab ; läßt man versuchsweise schwere und leichte Moleküle ausstoßen, so sind es die letzteren, die die höhere Geschwindigkeit erreichen. Leider haben die Brennstoffe, die zu leichten Rückständen verbrennen, einen empfindlichen Nachteil ; sie erfordern nämlich viel größere Behälter, was indirekt eine Verkleinerung des Massenverhältnisses $Q_m$ herbeiführt. Man muß deshalb bei diesem Problem einander widersprechende Gegebenheiten miteinander in Einklang bringen ; man muß einen Brennstoff-Zündstoff(oder Aktivstoff)-Satz großer Dichte, der zu leichten Rückständen verbrennt, finden.

Was nun den Einfluß des Massenverhältnisses auf die Endgeschwindigkeit anbetrifft, so läßt sich dieser nicht in einem abschätzen ; er folgt einem logarithmischen Gesetz, das nicht leicht zu übersehen ist. Einige Zahlenbeispiele werden diese Seite des Raketenproblems besser vor Augen führen, als es sonstige Überlegungen vermögen. Bezeichnet man mit M die Gesamtmasse der Rakete, Nutzlast eingeschlossen, jedoch Treibstoffmasse ausgeschlossen, und mit C die Masse des gesamten Treibstoffes, der Brennstoff und Oxydator oder Aktivstoff umfaßt, so wird das Massenverhältnis in obiger Raketengrundgleichung zu schreiben sein : $Q_m = \frac{M + C}{M}$

Das bedeutet, daß eine Rakete, die soviel Treibstoff aufnimmt, wie ihr eigenes Gewicht beträgt, durch das Massenverhältnis $Q_m = 2$ gekennzeichnet ist. Nimmt sie eine Treibstoffmenge auf, deren Gewicht das Doppelte ihres Eigengewichtes ist, so wäre das Massenverhältnis 3 usw. Die nachfolgende Tabelle zeigt, in welchen Maße die Massenverhältnisse geändert werden, wenn der Gewichtsanteil von Raketenleergewicht bzw. Treibstoffgewicht anwächst oder abnimmt.

An Hand dieser Tabelle ergeben sich aufschlußreiche Folgerungen :

1) Die Endgeschwindigkeit einer Rakete ist so groß wie die Auspuffgeschwindigkeit des Gases, wenn das Treibstoffgewicht 2/3 des Gesamtgewichtes der Rakete beim Start ausmacht. Damit nämlich in der Raketengrundgleichung $V_e$ so groß wird sie $V_s$, muß Log $Q_m$ gleich 1 sein, und das entspricht nach der Tabelle dem Massenverhältnis $Q_m = 2{,}718$ und den Gewichtsanteilen der leeren Rakete und des Treibstoffes von 36,8 % bzw. 63,2 %. Diesen Ge-

| Gewichtsanteil der leeren Rakete | 1/2<br>50 % | —<br>36,8 % | 1/3<br>33,3 % | 1/4<br>25 % | 1/5<br>20 % | 1/6<br>16,7 % | 1/7<br>14,3 % | 1/8<br>12,5 % | 1/9<br>11,2 % | 1/10<br>10 % | 1/20<br>5 % |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| Gewichtsanteil des Treibstoffes | 1/2<br>50 % | —<br>63.2 % | 2/3<br>66,7 % | 3/4<br>75 % | 4/5<br>80 % | 5/6<br>83,3 % | 6/7<br>85,7 % | 7/8<br>87,5 % | 8/9<br>88,8 % | 9/10<br>90 % | 19/20<br>95 % |
| Massenverhältnis $Q_m$ | 2 | 2,718 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 20 |
| log $Q_m$ | 0,301 | 0,434 | 0,477 | 0,602 | 0,699 | 0,778 | 0,845 | 0,903 | 0,954 | 1 | 3,01 |
| Log $Q_m$ | 0,692 | 1 | 1,097 | 1,384 | 1,608 | 1,789 | 1,943 | 2,077 | 2,184 | 2,3 | 6,9 |

wichtsverhältnissen entspricht eine Rakete, die bei einem Leergewicht von einer Tonne mit 1718 kg Treibstoff startet. Das Massenverhältnis ist dann tatsächlich

$$\frac{1000 + 1718}{1000} = 2{,}718.$$

2) Damit eine Rakete eine doppelt so hohe Endgeschwindigkeit wie die Auspuffgeschwindigkeit erreicht, genügt es nicht, das Massenverhältnis $Q_m$ zu verdoppeln, sondern man muß es vervierfachen. Um den dreifachen Effekt zu erzielen, muß das Massenverhältnis $Q_m$ verneunfacht werden. Das ist eine Folge des logarithmischen Charakters der Raketengrundgleichung.

3) Aus demselben Grunde wächst die Endgeschwindigkeit nicht im gleichen Maße wie die Treibstoffmenge erhöht wird ; vergrößert man einen großen Treibstoffanteil noch ein wenig, so erhöht sich die Endgeschwindigkeit viel mehr, als wenn man nur einen kleinen Treibstoffanteil erhöht. Das zeigt die Tabelle : geht man von 75 % des Gewichtsanteils Treibstoff auf 80 % über, so steigert sich Log $Q_m$ und damit $\frac{V_e}{V_s}$ von 1,384 auf 1,608 ; steigert man aber den Gewichtsanteil Treibstoff ebenfalls um 5 %, und zwar diesmal von 90 % auf 95 %, so schnellt das Verhältnis der Endgeschwindigkeit zur Auspuffgeschwindigkeit von 2,3 auf 6,9 hoch. Damit wird nochmals bestätigt, was bereits oben festgestellt worden ist ; um eine hohe Endgeschwindigkeit zu erreichen, muß eine Rakete vor allem ein großes Massenverhältnis besitzen. Dazu muß der Raketentechniker jedes nur erdenkliche Opfer bringen, um die Nutzlast klein zu halten. Außerdem müssen Metalle und Legierungen mit geringem Gewicht zur Konstruktion des Raketenkörpers verwendet werden.

Die bekannte $V_2$-Rakete, die 1944 zum ersten Male verwendet wurde, erreichte mit ihrer Endgeschwindigkeit von etwa 2100 m/s nahezu die Auspuffgeschwindigkeit ihrer Verbrennungsgasse. Kreisbahn- und parabolische Geschwindigkeit waren jedoch bei weitem nicht erreicht. Im Laufe der folgenden fünf Jahre bauten die Konstrukteure Raketen, deren Treibstoffanteil nicht bei 63 % stehenblieb ; vielmehr trieb man das Massenverhältnis immer höher und erreichte schließlich 90 %, was anscheinend ein Höchstwert bleiben wird. Man kann sich nur schwer einen derartigen Flugkörper vorstellen, bei dem Aufbau, Tanks und Nutzlast weniger als 10 % beanspruchen. Trotz aller Erfolge konnte aber keine Rakete dieser Art eine so große Endgeschwindigkeit erreichen, daß damit die Schwereanziehung der Erde gänzlich überwunden werden konnte. Dazu hätte man die Auspuffgeschwindigkeit der Gase ganz beträchtlich steigern müssen, etwa bis auf 3500 m/s ; derartige Treibstoffe sind bis jetzt noch nicht erfunden worden.

## Die Stufenrakete

Mit einem glücklichen Gedanken ist man weitergekommen und hat das dargelegte Problem indirekt gelöst, indem man die Rakete in mehrere Stufen unterteilt hat. So wie sich ein Flugzeug während des Fluges von der unnötigen Belastung seiner leergewordenen Tanks befreien kann, so kann auch eine Rakete im Fluge stufenweise alles abstoßen, was als totes Gewicht für den weiteren Verlauf des Fluges keine nutzbringende Rolle mehr spielt.

Der erste Versuch zur Verwirklichung dieses Gedankens wurde 1949 in den USA mit zwei aneinandergekoppelten Raketen durchgeführt. Einer $V_2$ wurde eine wesentlich kleinere Rakete, » Wac Corporal « benannt, aufgesetzt, und beide wurden derart hintereinandergeschaltet, daß sich diese zusätzliche Rakete von der Trägerrakete löste, sobald letztere ihren Treibstoff aufgebraucht hatte. Dieses Gespann startete zunächst unter dem Antrieb der $V_2$ allein, erhob sich bis zu 32 000 m Höhe und erreichte eine Geschwindigkeit von 1600 m/s. Dort wurde die » Wac Corporal « frei, und ihr Treibstoff wurde gezündet. Hatte die $V_2$ anfangs die gesamte Last emportragen und praktisch die ganze Atmosphäre durchstoßen müssen, so waren nunmehr die Umstände, unter denen die zweite Rakete ihre Aufgabe erfüllen mußte, viel günstiger. Sie hatte bereits die Endgeschwindigkeit der $V_2$ mitbekommen, konnte ihren eigenen Antrieb uneingeschränkt der Beschleunigung nutzbar machen, ohne gegen einen größeren Luftwiderstand ankämpfen zu müssen und hatte von Anfang an ein viel günstigeres Massenverhältnis, als wenn die Trägerrakete noch weiterhin mit ihr verbunden geblieben wäre. Auf diese Weise erhob sich » Wac Corporal « bis auf 130 000 m Höhe und erreichte am Ende seines eigenen Schubes eine Geschwindigkeit von 2250 m/s. Sie stieg sogar zufolge ihres eigenen Beharrungsvermögens bis auf 400 000 m hoch. Die Stufenrakete, die mit dem geschilderten Versuch im Jahre 1949 geschaffen worden war, ist für uns die klassische Rakete schlechthin. Sie besteht heute aus mehreren hintereinandergeschalteten, zu einem Raketenkörper zusammengefügten Stufen, die nacheinander hinten abgeworfen werden. Sie arbeitet wie jene Versuchsrakete, nur mit dem Unterschied, daß mehrere Stufen abgeworfen werden können. Die von den einzelnen Stufen erreichten Geschwindigkeiten addieren sich, so daß man versucht ist zu meinen, daß auf diese Weise jede gewünschte Geschwindigkeit erreicht werden kann, wenn nur eine genügend große Anzahl von Stufen eingebaut wird.

Photo 64. - Zweistufenrakete. *Schematischer Aufbau einer Zweistufenrakete. Die erste Stufe ist eine » Atlas «, die zweite eine » Agena B « und die Kapsel eine » Ranger «.*

*U.S. Nachrichtendienst.*

Photo 65. - Abschuß von Explorer XIII. *Am 25. August 1961 wurde die 4-Stufen-Rakete mit Explorer XIII gestartet. Er war der 50. Satellit, den die Amerikaner auf die Umlaufbahn brachten.*

*U.S. Nachrichtendienst.*

Das stimmt leider nur in der Theorie, während in der Praxis Schwierigkeiten entstehen. Eine mehrstufige Rakete ist ein sehr empfindlicher Apparat ; für jede Stufe muß eine gesonderte Regulierung eingebaut werden. Mit jeder Stufe wird es schwieriger, das Ganze in Gang zu bringen und Pannen zu vermeiden oder wenigstens ungenaues Arbeiten auszuschließen. Außerdem gehört zur Nutzlast jeder Stufe (die letzte ausgenommen) das Gesamtgewicht jeder folgenden. Das bedeutet nichts anderes, als daß die Nutzlast, die letztlich zur Verfügung steht, nur gering ist. Soll aber dennoch die letzte Stufe vernünftige Ausmaße haben, so müssen die vorausgehenden Stufen geradezu gigantisch groß sein, besonders wenn man die Anzahl der Stufen größer als drei macht. In dieser Richtung wird die Entwicklung eifrig voranbetrieben, und es ist nicht ausgeschlossen, daß die Anzahl der verwendeten Stufen, die gegenwärtig vier nicht übersteigt, in Zukunft noch wächst (Photos 64, 65, 66, 67 und 68).

Ungeachtet dessen hat der Einsatz von mehrstufigen Raketen einen neuen Faktor in die Berechnung der wesentlichen astronautischen Eigenschaften eines derartigen Flugkörpers eingeführt. Um das neu entstandene Problem zu verstehen, muß man wissen, welchen Einfluß jeder Einzelteil einer Rakete auf das betrachtete Endresultat hat. Zahlenbeispiele können diese Überlegungen besser vor Augen führen als theoretische Erörterungen.

Zunächst sei das Beispiel einer dreistufigen Rakete betrachtet. Jede Stufe habe dasselbe Massenverhältnis, nämlich :

| | |
|---|---|
| Treibstoff | 63 % |
| Raketenkörper und Instumente | 27 % |
| Nutzlast | 10 % |

Es handelt sich also um den Fall, in dem das Massenverhältnis $Q_m$ etwa den Wert 2,7 besitzt ; die Endgeschwindigkeit bei Ausscheiden jeder Stufe ist dann so groß wie die Auspuffgeschwindigkeit des Gases. Ist diese zu 2650 m/s angenommen, so würden die aufeinanderfolgenden Stufen bei ihrem jeweiligen Brennschluß folgende Geschwindigkeiten sicherstellen : 2650 m/s, 5300 m/s, 7950 m/s. Mit der letzten Stufe würde somit die Kreisbahngeschwindigkeit in Bodennähe zu erreichen sein.

Die folgende Tabelle gibt die Aufteilung der Gewichte auf die drei Stufen einer Rakete mit 10 t Gesamtgewicht :

| | I.Stufe | II.Stufe | III.Stufe |
|---|---|---|---|
| Treibstoff | 6300 kg | 630 kg | 63 kg |
| Raketenkörp., Instr. | 2700 kg | 270 kg | 27 kg |
| Nutzlast | 1000 kg | 100 kg | 10 kg |
| Gesamtgewicht | 10 000 kg | 1000 kg | 100 kg |

Wie man sieht, beträgt das Verhältnis von Gesamtgewicht beim Start zur endgültigen Nutzlast 1000, was nicht mit dem Massenverhältnis $Q_m$ verwechselt werden darf. Auch dieses Beispiel zeigt, was bereits gesagt wurde, daß mit jedem Zufügen einer weiteren Stufe deren Gesamtgewicht riesenhaft anwächst.

An Hand der obigen Tabelle kann man auch auf die Endgeschwindigkeit einer einfachen Rakete schließen, der die gleiche Menge Treibstoff (6993 kg) mitgegeben wird wie der dreistufigen und die außerdem dasselbe Gesamtgewicht (10 000 kg) besitzt. Ihr Massenverhältnis wäre annähernd $\frac{10}{10 - 7} = 3{,}33$,

und ihre Endgeschwindigkeit errechnet sich aus der Raketengrundgleichung zu $V_e = 2650 \cdot 2{,}3 \cdot \log 3{,}33$ oder $V_e = 3181$ m/s, ein dürftiges Ergebnis im Vergleich zu den oben errechneten 7950 m/s.

Was würde geschehen, wenn die in der letzten Tabelle genannte Massenverteilung einer Rakete dieselbe bliebe und lediglich die Auspuffgeschwindigkeit der Gase auf 4000 m/s, um ein Zahlenbeispiel zu geben, vergrößert würde ? Nach dem Abbrennen der ersten Stufe hätte unsere Musterrakete eine Geschwindigkeit von eben diesen 4000 m/s erreicht, nach Abbrennen der zweiten Stufe wäre die Geschwindigkeit bei 8000 m/s angelangt. Zwei Stufen würden in diesem Falle genügen, um die gleiche Endgeschwindigkeit zu erhalten, wie sie in obigem Beispiel mit drei Stufen erreicht wurde. Besonders wichtig erscheint, daß dann die Nutzlast sogar zehnmal größer ist, wie aus der letzten Tabelle folgt.

Im folgenden Beispiel wird gezeigt, wie sich eine Gewichtseinsparung von 10 % am Raketenkörper, wie sie durch Verwendung von Leichtmaterial erreicht werden kann, auswirkt, sofern diese Einsparung uneingeschränkt der Menge des Treibstoffes zugute kommt. Jetzt soll folgendes Massenverhältnis vorliegen :

| | |
|---|---|
| Treibstoff | 73 % |
| Raketenkörper und Instrumente | 17 % |
| Nutzlast | 10 % |

Das entspricht einem Massenverhältnis

$$Q_m = \frac{10}{10 - 7{,}3} = 3{,}7$$

Nimmt man an, daß die Auspuffgeschwindigkeit den oben zuerst angenommenen Wert von 2650 m/s hat, so werden von den drei Stufen nach und nach die Geschwindigkeiten 3462 m/s, 6924 m/s und 10386 m/s erreicht.

Um schließlich in einem letzten Beispiel eine Gewichtseinsparung der Nutzlast zukommen zu lassen, sei folgende Massenverteilung vorgenommen

| | |
|---|---|
| Treibstoff | 63 % |
| Raketenkörper und Instrumente | 17 % |
| Nutzlast | 20 % |

Photo 66. - Das Mittelmeer aus 800 km Höhe aufgenommen. *Die Aufnahme wurde am 11. September 1961 von dem Satelliten Tiros III aus gemacht. Er war dabei auf seiner 878. Umrundung der Erde.*

*U.S. Nachrichtendienst.*

Das Massenverhältnis $Q_m$ bleibt weiterhin 2,7, aber die Nutzlast ist gegenüber derjenigen in der letzten Tabelle in jeder Stufe verdoppelt. Bleiben unsere sonstigen Annahmen bestehen, so wird eine Endgeschwindigkeit von 7950 m/s erreicht, die zweite Stufe wird ein Gewicht von 2000 kg und die dritte von 400 kg haben, während die Nutzlast der Endstufe 80 kg umfaßt.

## Der Abschuß und die Stabilisierung

Die obigen Beispiele haben den Einfluß erkennen lassen, den jeder wesentliche Bestandteil einer Rakete auf den Ablauf des Fluges ausübt. Nunmehr bleibt noch zu prüfen, zu welchen praktischen Verwirklichungen die Raketentechniker gelangt sind und welche Verbesserungen sie erreicht haben.

Vor allem sei gefragt, wie der Abschuß einer astronautischen Rakete vor sich geht. Da es wichtig ist, die Rakete so bald wie möglich durch die Erdatmosphäre hindurchzubringen, kürzt man den Weg ab, indem der Senkrechtstart gewählt wird. Erst in einer bestimmten Höhe tritt ein Steuerorgan in Wirkung und neigt die Rakete nach und nach zur horizontalen Richtung hin. Besonders wenn ein künstlicher Erdsatellit gestartet wird, sieht die Vorausberechnung vor, daß die Bahn schließlich parellel zur Erdoberfläche verläuft (Abb. 57).

Unmittelbar nach dem Start muß für die Stabilisierung der Rakete gesorgt werden. Wie jedes Geschoß, das sich nicht schnell um seine Längsachse dreht, würde auch ein Raketenkörper Gefahr laufen, sich zu überschlagen ; dagegen sind Steuerorgane eingebaut. Warum es dazu kommt, daß sich eine Rakete überschlagen kann, läßt sich in wenigen Worten sagen. Solange die Rakete durch die Atmosphäre fliegt, stellt sie sich so ein, daß ihr die Luft einen möglichst kleinen Widerstand entgegensetzt. Zwingt man ihr eine Änderung der Flugrichtung auf, so sucht sie die Stellung des geringsten Luftwiderstandes wieder einzunehmen, sobald der Zwang zur Richtungsänderung aufgehört hat. Im luftleeren Raum dagegen, wo kein Widerstand herrscht und wo deshalb jede einmal eingetretene Bewegung weitergeht, verhält sich eine Rakete ganz anders. Sobald ein Steuerorgan eingeschaltet wird, wirkt es auf das Schwerezentrum der Rakete ein und lenkt es in eine andere Flugbahn. Damit ist aber zwangsläufig eine andere Bewegung der Rakete gekoppelt. Der Raketenkörper neigt sich nicht nur zur neuen Richtung hin, sondern er sucht sich um eine Achse zu drehen, die senkrecht zu seiner Flugrichtung liegt. Ein solches unerwünschtes Abweichen von der Flugrichtung kann schon sehr bald nach dem Start einsetzen, denn die geringste Ungleichmäßigkeit in der Massenverteilung bewegter Teile kann sie hervorrufen. Ein solches Verhalten verhindert man dadurch, daß die Rakete zu einem Kreisel gemacht wird. Man kann ihr eine Drehung um die Längsache beibringen und benutzt dazu kleine, seitliche Strahlrohre. Die Zusatzstrahlrohre, von denen oben die Rede war, müssen deshalb eine doppelte Rolle spielen : Sie sind nicht nur Steuer-, sondern auch Stabilisierungsorgane.

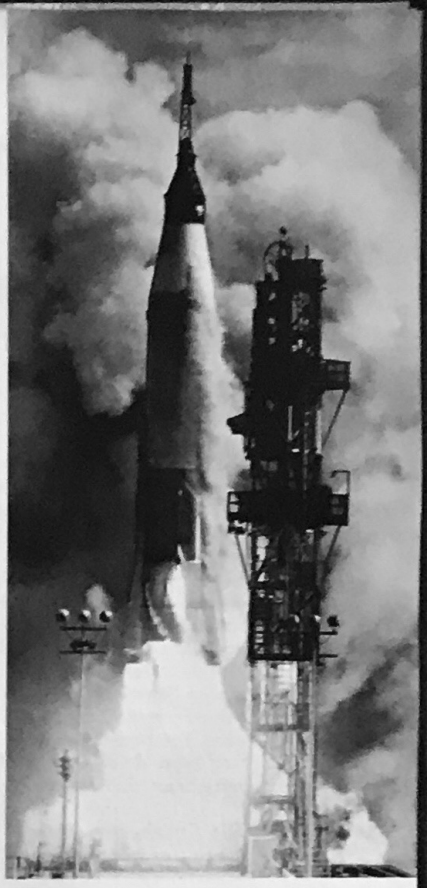
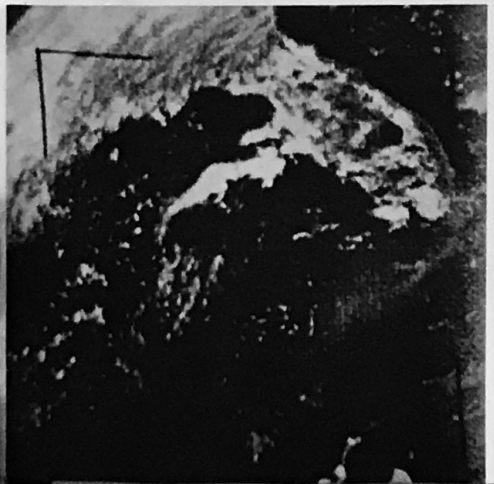


Photo 68. - Start der Rakete « Atlas D ». *Der Abschuß erfolgte am 13. September 1961 auf Cape Canaveral in Florida.* *U.S. Nachrichtendienst.*

Photo 67. - Florida aus 740 km Höhe aufgenommen. *Die Aufnahme wurde am 14. Juli 1961 von Tiros III aus bei seiner 33. Umrundung der Erde gemacht. Sie zeigt den Golf von Mexiko und Florida. Die Satelliten der Tiros-Serie dienen meteorologischen Zwecken. Sie sind mit photographischen Apparaten und mit Fernsehkameras ausgestattet.*

*U.S. Nachrichtendienst.*



## Treibstoffe

Die ausdauerndsten Bemühungen, die die Fachleute der Astronautik seit den ersten Tagen des Raketenzeitalters aufwenden, gelten dem Problem des Raketenantriebes ; denn die entscheidende Frage in der gesamten Astronautik ist vorerst die : Wie kann die Geschwindigkeit der Raketen erhöht werden ?

Die Vorgängerin unserer Raketen, die deutsche $V_2$, enthielt Äthylalkohol als Brennstoff und flüssigen Sauerstoff als Oxydator ; das Gemisch mußte gezündet werden. Dieser erste der modernen Raketentreibstoffe, die allgemein Propergole genannt werden, hatte den unbestrittenen Vorteil, bei der Verbrennung ein sehr leichtes Gas, nämlich Wasserdampf, zu erzeugen, jedoch war sein Wirkungsgrad nicht besonders groß. Der Nachteil konnte bald vermieden werden, als der Alkohol durch Kerosin ersetzt wurde. Dennoch galten die Bemühungen auch weiterhin derselben Frage; insonderheit hielt man in den verschiedenen Bereichen der chemischen und physikalischen Wissenschaft Umschau nach ergiebigen Energiequellen aus Stoffen niederen Atomgewichts.

Nach wie vor sind die chemischen Treibstoffe die praktisch allein verwendeten Raketentreibstoffe. Sie liefern die Antriebsenergie im Ablaufe einer Wärme freimachenden chemischen Reaktion, die mit zwei Molekulargattungen erzielt wird ; die eine ist der (Sauerstoff spendende) Oxydator, die andere der Brennstoff. Die verfügbare Wärmeenergie ist nicht proportional der chemischen Energie, dem Heizwert, sondern hängt auch von der Beschaffenheit des gegen Brennschluß gebildeten dissoziierten Stoffes ab.

Als Oxydatoren dienen flüssiger Sauerstoff oder sauerstoffhaltige Ableitungen wie Wasserstoffperoxyde, Salpetersäure und Perchlorate sowie Fluor. Als Brennstoffe nennen die Chemiker leichte Elemente wie Wasserstoff, Lithium, Bor, Kohlenstoff, Aluminium und Magnesium. Bei der Erprobung dieser Stoffe wurden aufsehenerre-

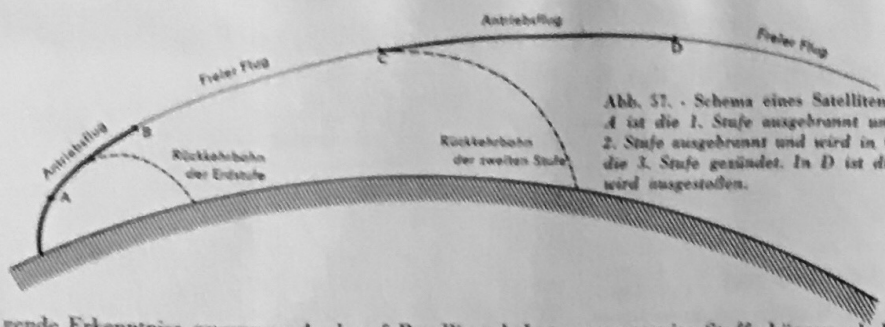



**Abb. 57. - Schema eines Satellitenstarts mittels Dreistufenrakete. In *A* ist die *1. Stufe ausgebrannt und wird abgeworfen. In B* ist die *2. Stufe ausgebrannt und wird in C abgeworfen;* zugleich wird hier *die 3. Stufe gezündet. In D* ist diese *ausgebrannt,* und der Satellit *wird ausgestoßen.*

gende Erkenntnise gewonnen. Auch auf Beryllium haben sich die Untersuchungen erstreckt, doch haben sich seine theoretischen Vorzüge noch nicht praktisch auswerten lassen. Helium braucht man wohl nicht ernstlich in Erwägung zu ziehen, denn es ist ein chemisch inaktiver Stoff.

Was Wasserstoff anbetrifft, so ist er nicht nur der leichteste aller Stoffe, sondern seine Verwendung wurde bereits in der Vorläuferin unserer Raketen vorweggenommen. Wurde er einmal wegen seiner geringen Dichte als ungeeignet angesehen, so hat man dennoch wieder auf ihn zurückgegriffen und betrachtet ihn sogar zuweilen als den besten Raketentreibstoff, obwohl seine technische Verwendung einige Schwierigkeiten bereitet. Seine Aufbewahrung und seine Verwendung im flüssigen Zustand erfordert nämlich eine Temperatur von — 253 Grad. Um zu begreifen, warum man dennoch auf Wasserstoff zurückgekommen ist, muß man sich an die Raketengrundgleichung erinneren :

$$V_e = V_s \cdot \text{Log } Q_m$$

Die Endgeschwindigkeit $V_e$ ist das Produkt aus zwei Faktoren ; es wäre unsinnig, wollte man den einen von beiden vergrößern, indessen sich der andere im gleichen Maße verringert. In diese Schwierigkeit ist man gekommen, als man anfangs den Wasserstoff als Treibstoff benutzte. Man erreichte wohl damit große Werte der Auspuffgeschwindigkeit $V_s$, aber dieser Treibstoff erforderte wegen seiner geringen Dichte wesentlich größere Behälter als die sonstigen Propergole. Das Gewicht des Raketenkörpers mußte auf Kosten der anderen Bestandteile verringert werden, was wiederum ein kleineres Massenverhältnis $Q_m$ ergab. Hierbei wirkte sich ein anderer Umstand günstig aus, er betrifft den Anteil des Raketenkörpers am Gesamtgewicht. Das Leergewicht war damals recht beträchtlich und machte rund 25 % des Gesamtgewichtes aus. Man konnte es nach und nach herabsetzen und ist heute bei einem Anteil von 10 % angelangt. Damit ist der untragbar große Anteil auf ein erträgliches Maß eingeschränkt worden, der zweite Faktor der Raketengrundgleichung ist größer als früher, und eine Vergrößerung von $V_s$ wird nicht durch ein kleines $Q_m$ abgebremst. Die Gewichtsverringerung wurde durch die Verwendung von speziellen Legierungen mit Titan als Grundstoff, dessen Eigenschaften den Erfordernissen der Astronautik besonders gut entsprechen, erreicht. Seine Dichte ist viel geringer als die des Eisens, und es ist mechanisch widerstandsfähiger.

Als weitere Brennstoffe können außer den bereits genannten Kohlenstoffzusammensetzungen (Kohlenwasserstoffe, Äthylalkohol) Stickstoffverbindungen (Ammoniak, Hydrazin, Amine) und Bor- und Lithiumverbindungen genannt werden. Die Borhydride oder Borane sind Stoffe, die den Kohlenwasserstoffverbindungen ähnlich sind, aber einen viel größeren Wirkungsgrad haben ; die technische Herstellung dieser Treibstoffe hat sich neuerdings beachtlich entwickelt. Dasselbe gilt von Lithiumverbindungen, in Sonderheit von Lithiumhydrid, das beim Verbrennen in Fluor eine unglaubliche Hitze, die heftigste Verbrennung, die man überhaupt kennt, erzeugt. Allerdings stellen sich einer praktischen Auswertung große Schwierigkeiten entgegen, denn Fluor greift praktisch alle Körper an, und nur ganz wenige Stoffe können als Behältermaterial für diesen Treibstoff oder für die Brennkammern Verwendung finden. Dabei muß auch berücksichtigt werden, daß Lithiumhydrid ein fester Brennstoff von pulveriger Beschaffenheit ist, was zunächst unerwünschte Folgen hatte. Mit der Verwendung von pulverförmigem Treibstoff geht man auf die ersten bekannten Anfänge der Raketentechnik zurück, denn die ältesten Raketen, von den Chinesen im 12. Jahrhundert benutzt, waren mit pulverförmigen Brandsätzen beschickt. Bei ihnen bestand die Schwierigkeit, daß der Verbrennungsvorgang nicht kontrolliert werden konnte, so daß der Treibstoff ungleichmäßig schnell abbrannte. Heute ist diese Schwierigkeit überwunden, denn es gibt Mittel, mit denen man den Ablauf des Entzündungsvorgangs regulieren kann. Somit bestehen auch keine Bedenken mehr gegen feste Treibstoffe, zumal sie den Vorzug haben, daß sie in großer Menge auf kleinem Raum untergebracht werden können. Feststoffraketen haben kürzere Brennzeiten als Flüssigkeitsraketen und eignen sich deshalb gut als Starthilferaketen.

Von den Raketentreibstoffen darf nicht gesprochen werden, wenn man nicht auch Antriebsarten erwähnt, die von den Wissenschaftlern bereits ernsthaft in Erwägung gezogen werden. Hier sind die freien Radikale zu nennen, die die Dissoziationsenergie wieder verwenden. Es handelt sich hierbei um die Verbindung von freien Atomen zu Molekülen. Herstellung und Lagerung verhindern jetzt noch eine praktische Ausnutzung. Bei der Verwendung von Ionentreibstoffen werden ionisierte Teilchen in Magnetfeldern gebündelt und zu mehr als herkömmlichen Geschwindigkeiten beschleunigt. Es ist schon vorgeschlagen worden, die Sonnenenergie zur Ionisierung und Schaffung von elektrischen Beschleunigungsfeldern zu benutzen. Schließlich soll mit einem Wort noch auf die eines Tages mögliche Nutzung von Kernenergie, von Kernfusion, von Umwandlung und Zerfall radioaktiver Isotope und von Kernspaltung hingewiesen werden. Eine technische Verwirklichung dieser Pläne ist noch nicht erreicht worden, und die Schwierigkeiten, die in den Atomkernen gebundenen Energien zu befreien, sind ungleich größer als bei den herkömmlichen Energiearten. Immerhin ist eine gänzlich neue Technik des Raketenantriebs im Begriff, sich zu entfalten, und man braucht nicht zu zweifeln, daß sich in der Astronautik genauso wie in den anderen Zweigen der Naturwissenschaft und der Technik eine Revolution anbahnt.

Wird eine Rakete mit neuartigen Treibstoffen, die eine ungewöhnlich große Hitze entwickeln, angetrieben, so müssen selbstredend Verbrennungskammern und Strahlrohre der hohen Temperatur angepaßt sein. Das erfordert Material, das entsprechend hohe Temperaturen ertragen kann, ohne daß es schmilzt. Diese Temperaturen liegen noch höher als der Schmelzpunkt des Graphits (3700 Grad). Auch auf diesem Sektor der Raketentechnik wurden wichtige Fortschritte erzielt ; so ist es gelungen, die thermische Widerstandsfähigkeit des Graphits über den genannten Schmelzpunkt hinaus zu steigern, indem man seltene Elemente wie Vanadium und Zirkon beigemischt hat.

# XIX Der Aufenthalt in einer Rakete

Eine unbemannte Rakete zum Monde zu schicken ist eine Aufgabe voller Probleme ; eine bemannte Rakete dorthin zu bringen rollt noch viel mehr Fragen auf. Ist die erste Aufgabe auch gelöst - insofern eine Rakete bereits auf den Monde geschossen wurde, die dort zwar nicht aufsetzte, vielmehr daraufgeschmettert wurde -, so kann man zur Lösung der zweiten Aufgabe überhaupt noch keine zuverlässigen Hinweise geben. Mit dem menschlichen Organismus kann man nicht so umgehen wie mit bloßer Materie, die sich durch die strengen physikalischen Gesetze der Mechanik beherrschen läßt, und der Widerstand des Lebendigen gegen schädliche Einflüsse läßt sich nicht beliebig steigern, so wie man das mit leblosen Stoffen tun kann.

Die gesamte Beschreibung der Mondoberfläche, die im Vorausgehenden gegeben wurde, führt die mannigfachen Gefahren vor Augen, denen die Astronauten ausgesetzt sind, wenn ihnen eine Landung auf dem Monde glücken sollte. Vergegenwärtigt man sich alle Umstände einer Raumfahrt zum Monde, so muß man leider feststellen, daß auch diese selbst voller Wagnisse und Gefahren steckt.

## Die Überschwere

Seit langem hat man sich die Frage vorgelegt, wie es einem Menschen in einer Rakete gelingen wird, die ganz ungewöhnlich großen Beschleunigungen zu ertragen. Diese Frage ist durchaus nicht überholt, obwohl bereits mehrere Menschen durch ihre Raketenflüge den Nachweis erbracht haben, daß der menschliche Organismus einer derartigen Belastung gewachsen sein kann. Dabei darf nicht übersehen werden, daß die ersten Astronauten sorgfältig ausgewählt und auf ihre Aufgabe gründlich vorbereitet wurden. Ihre Leistungen sind deshalb nicht von jedermann zu erwarten.

Eine hohe Beschleunigung erzeugt im menschlichen Organismus einen sofort einsetzenden Blutandrang ; liegt die Körperachse in der Antriebsrichtung, so wird das Blut in den Leib und in die Gliedmaßen gedrängt, und in den Arterien des Gehirns entsteht ein Blutunterdruck. Dann vermeint der Raketenmann jenen schwarzen Schleier zu sehen, der allen Flugzeugführern bekannt ist ; das kann sich bis zur Blindheit und bis zur Ohnmacht steigern. Ist die Beschleunigung ganz besonders groß, so besteht Gefahr, daß innere Zerreißungen und Bewußtlosigkeit, ja sogar der Tod, eintreten. Hierbei spielt auch die Dauer, während der eine Beschleunigung wirkt, eine große Rolle. Tiere, die man Beschleunigungsversuchen unterworfen hat, haben bis zu zwei Minuten lang Beschleunigungen ertragen, die zehn oder zwanzig Mal größer waren als diejenige, die unsere Erdanziehung auf uns ausübt. Andere waren nach zehn Minuten tot, wenn man sie ununterbrochen einer Überschwere von 10 g ausgesetzt hat. Die Beschleunigung an der Erdoberfläche bezeichnet man in diesem Zusammenhang abgekürzt mit g, so daß 2 g, 3 g usw. die 2fache, 3fache usw. Erdschwere kennzeichnen.

Die Gefahr, daß eine hohe Beschleunigung längere Zeit bei einem Raketenflug wirkt, braucht nicht sonderlich gefürchtet zu werden, weil der Brennstoffvorrat recht schnell aufgebraucht wird. Dennoch sind gewisse Vorsichtsmaßregeln zu beachten. Der Astronaut muß eine solche Lage in der Rakete haben, daß er quer zur Antriebsrichtung liegt ; diese Körperlage erfordert die Beschaffenheit unseres Organismus. Statt gewöhnlicher Kleidung muß er eine » Anti-g-Kombination « tragen ; das ist eine Spezialkleidung mit Polstern und Wülsten, die sich um so stärker aufblähen, je höher die Beschleunigung der Rakete ist. Sie preßt dann Leib und Gliedmaßen stärker zusammen und verhindert stärkeren Blutabfluß vom Gehirn. Eine zweckmäßige Maßnahme ist die Benutzung von geformten Sitzen, Konturenbett oder Konturenliege genannt, die sich vollkommen den Körperformen anpassen und die so eingestellt sind, daß der Rücken des Raumfahrers horizontal liegt (Photo 69).

Man unterwirft die Kosmonauten einem eigenen Beschleunigungstraining. Dazu werden sie in Zentrifugen, das

*U.S. Nachrichtendienst.*

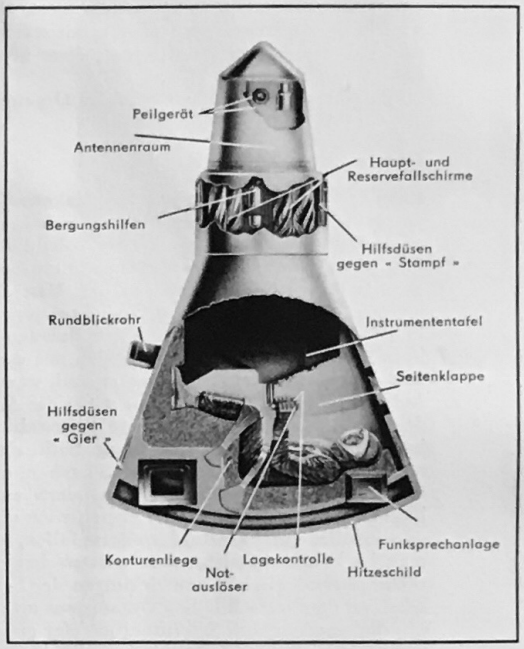



Photo 69. - Das Innere einer Kapsel. *Die Zeichnung zeigt die Einrichtung einer Kapsel, die zu einer Rakete gehört, mit der das Unternehmen » Projekt Mercury « durchgeführt wurde.*

Photo 70. - Schutzanzug Anti-g. *Anzug eines Raumfahrers.*

*U.S. Nachrichtendienst.*

Links :
Photo 71. - Die Konturenliege. *Die Liegepolster passen sich der Körperform des Raumfahrers genau an und werden horizontal in die Kapsel eingelegt.*
*U.S. Nachrichtendienst.*

Rechts :
Photo 72. - Letzte Vorbereitungen. *Die Druckkombination, die Alan B. Shepard jun. während seines Raketenfluges am 5. Mai 1961 trug.*
*U.S. Nachrichtendienst.*

sind Kabinen am Ende schnell umlaufender Drehachsen nach Art einer Göpelstange, gebracht. Die Versuchspersonen werden dann Fliehkräften ausgesetzt, die so stark sind wie Beschleunigungen von 12 g, somit stärker als sie beim Abschuß einer Rakete auftreten ; diese belaufen sich auf etwa 10 g (Photos 70, 71 und 72).

Die Wirkungen, die sich in einem Organismus beim Abbremsen - anders ausgedrückt : bei der negativen Beschleunigung oder Verzögerung - einstellen, sind genau dieselben wie beim Start. Deshalb brauchen hierfür keine besonderen Vorsichtsmaßnahmen ergriffen zu werden, nur muß der Körper wieder quer zur Flugrichtung lagern. Jedoch ist dazu kein Wechsel der Körperlage notwendig, weil die Rakete bei der Landung nicht rückwärts aufsetzt.

## Die Schwerelosigkeit

Die Überschwere zu Beginn eines Raketenfluges wird von der geradewegs entgegengesetzten Erscheinung der Schwerelosigkeit abgelöst. Diese setzt ein, sobald der Antrieb aufhört, sobald sich also die Rakete wie ein Geschoß verhält, das das Abschußrohr verlassen hat. Man darf aber nicht meinen, daß damit jegliche Beschleunigung endet ; lediglich die Beschleunigung durch den Raketenantrieb kommt in Wegfall. Dieser Zustand läßt sich mit dem vergleichen, dem Fahrstuhlbenutzer ausgesetzt sind, wenn plötzlich das Aufzugsseil reißt. Nach wie vor wirkt die Anziehungskraft der Erde, nur folgt der gesamte Fahrstuhl samt Insassen jetzt ungehemmt dieser Anziehung. Sollte einer der Benutzer einen Gegenstand aus der Hand geben, so würde dieser nicht von der Hand wegfallen, sondern an seinem Platz bleiben. In Wirklichkeit hört er natürlich nicht auf, genau so wie alles im Fahrstuhl weiterzufallen, aber das kann man im Fahrstuhl nicht ohne weiteres bemerken.

Die physiologischen Auswirkungen der Schwerelosigkeit scheinen dem menschlichen Organismus erträglich zu sein, wie die wagemutigen Satellitenflüge der ersten Kosmonauten erwiesen haben. Leider lassen sich hierzu weder wirklichkeitsgetreue Versuche noch Vorübungen durchführen ; denn es ist besonders schwierig, den Zustand der Schwerelosigkeit weitgehend zu erzeugen. Für kurze Zeit besteht dieser Zustand, wenn sich ein Fallschirmspringer nach dem Absprung frei fallen läßt, und in noch geringerem Maße erleben wir ihn, wenn wir uns im Wasser treiben lassen. Andeutungsweise spüren wir etwas davon, wenn wir in der Gondel eines Riesenschaukelrades abwärts schweben. Ebenso läßt sich der Zustand der Schwerelosigkeit in einem Flugzeug verwirklichen, solange es sein Pilot im Sturzflug steil abwärts sausen läßt. Die Empfindungen, die die Versuchspersonen in den kurzen Zeitspannen der Schwerelosigkeit haben, sind sehr unterschiedlich ; manche empfinden wahre Beklemmungen, verbunden mit Brechreiz, andere bezeugen ein ausgesprochenes Wohlbehagen. Allem Anschein nach spielt auch die Gewöhnung eine große Rolle (Photos 73, 74 und 75).

Bereits auf Grund dieser unzulänglichen Erfahrungen und Beobachtungen darf man versuchen, sich ein Bild vom Leben an Bord eines Raumschiffes zu machen, solange es ohne eigenen Antrieb fliegt. Die Mitfahrenden können sich darin nur dann mit Sicherheit bewegen, wenn sie sich an Griff und Handlauf festhalten können oder wenn sie Schuhwerk mit magnetischen oder mit Haftsohlen tragen. Vielleicht können sie sich auch mit einer Art Flügel in den mit Luft gefüllten Kabinen vorwärtsbewegen. Sie sind auch nicht imstande, aus einem Glase zu trinken oder eine Flüssigkeit aus einer Flasche zu gießen, es sei denn, sie führen mit dem Glase oder der Flasche stoßartige Bewegungen aus ; dann aber würde die Flüssigkeit in Tropfenform frei schweben. Sie könnten aber sehr wohl alles Flüssige mit Hilfe eines Halmes einsaugen, und sie hätten ebenso keinerlei Mühe, etwas hinunterzuschlucken, weil die Schwere für unsere Schluck- und Schlingbewegungen keine Rolle spielt. Weil die Begriffe *oben* und *unten* in einem Raumfahrzeug keinen Sinn haben, können die Mitfahrer auch nicht zwischen *aufrecht* und *liegend* oder zwischen *auf dem Kopf stehen* und *auf den Beinen stehen* unterscheiden, und *etwas aufheben* wäre unmöglich, weil in diesem Wort kein Sinn mehr liegt. Ein kleiner Stoß würde jeden Insassen an die gegenüberliegende Kabinenwand befördern, und um zu schlafen, müßte man sich festbinden.

## Temperatur, Luftdruck und Ernährung

Man vermutet, daß die Instrumente in der zur Venus abgeschossenen Raumrakete vorzeitig versagt haben, weil die Temperatur im Innern der Instrumentenkapsel nicht gleichmäßig genug gehalten werden konnte. Gleichmäßigkeit der Temperatur ist aber eine ganz grundwichtige Forderung, die nicht leicht zu erfüllen ist ; man braucht nur daran zu denken, daß bei der Wahl des reflektierenden Materials für die Außenwände einer Rakete den ganz ungewöhnlichen Temperaturunterschieden Rechnung getragen werden muß, die zwischen der Sonnenseite und der abgewandten Seite eines Flugkörpers bestehen. Weiterhin muß man sich fragen, bis zu welchen Maße die großen

Temperaturunterschiede innerhalb unserer hohen Atmosphärenschichten auf eine Rakete einwirken. Die alte Vorstellung, daß die Temperatur unserer Lufthülle mit der Höhe beständig abnimmt, ist längst überholt. Die Luftschichten werden nur bis etwa 10 000 m Höhe immer kälter, dann halten sie sich bis in eine Höhe von rund 25 000 m bei -55 Grad, werden wieder wärmer, um bei 50 000 m den Nullpunkt zu erreichen und fallen bis zur Höhe von 85 000 m wieder auf -90 Grad ab. Nach diesem Auf und Ab der Temperatur beginnt ein Anstieg, der in 500 und 1000 km Höhe bis zu 1000 Grad erreicht. Derartige Temperaturschwankungen bedeuten für die Erwärmung und Abkühlung eines Raketenmantels nicht viel, denn die Temperatur der Luftmoleküle wird nur von ihrer Bewegungsenergie bestimmt ; anders ausgedrückt, die Temperatur in den allerhöchsten Luftschichten ist hoch, weil sich die Moleküle dort schnell bewegen können. Zugleich ist auch der Luftdruck gering, was bedeutet, daß nur wenige Moleküle in jedem Kubikzentimeter umherfliegen und daß die Trefferanzahl auf die Raketenaußenwand nicht groß ist. Die Erhitzung, die diese Aufschläge in den höchsten Schichten erzeugen, ist deshalb gering, um nicht zu sagen vernachlässigbar.

Auch der Zustand der Luft im Innenraum einer Rakete oder eines Raumfahrzeuges erfordert sorgfältige Beachtung. Der Raketenkörper soll so leicht wie möglich sein, und die Raumkabine soll nicht unnötig hohem Innendruck ausgesetzt werden ; der Innendruck soll mit den Arbeits- und Lebensbedingungen gerade noch im Einklang stehen. Man schätzt, daß hierzu die halbe Größe unseres irdischen Normaldruckes ausreichen wird und daß dieser niedere Druck durch höheren Sauerstoffgehalt ausgeglichen werden kann. Wahrscheinlich kann man ein Verfahren benutzen, wie es in Unterseebooten Anwendung findet, wo die Luft unaufhörlich erneuert wird. Die ausgeatmete Luft läßt sich durch chemische Mittel binden, und der Wasserdampf der Atemluft und der Körperausdünstung wird zu Wasser kondensiert und dem Körper erneut zugeführt.

Das gleiche Verfahren unaufhörlicher Erneuerung und Wiederzuführung wird auch bei der Ernährung angewendet. Die Spezialisten der Raumfahrtmedizin suchen deshalb nach einem Nahrungsmittel, mit dem die Astronauten in ständiger Wechselwirkung stehen. Gewisse Algen scheinen diesen Anforderungen zu entsprechen. Sie sind ein vielseitiges Nahrungsmittel, lassen sich leicht und schnell züchten und brauchen zu ihrem Gedeihen nur Kohlensäuregas und etwas chemischen Dünger, zwei Dinge, die ihnen vom Raumfahrer leicht zugeführt werden können. Als Gegenleistung liefern sie Sauerstoff, den der Mensch zur Atmung verwenden kann.

## Vibrationen

In der Raumfahrtforschung tritt ein neuartiges physiologisches Problem auf, das zwei ganz verschiedene Seiten hat ; es ist das Problem des Lärmes und der vollkommenen Stille. Für beide ist der Mensch sehr empfindlich. Sobald der Antrieb einer Rakete geendet hat, werden die Raumfahrer von vollkommener Stille umgeben sein. Dieser Tatsache darf man nicht sorglos entgegensehen, und es ist wahrscheinlich, daß eine Gewöhnung an diesen bedrückenden Zustand vorausgehen muß. In diesem Zusammenhang erinnere man sich am besten der Erfahrungen, die in lärmfreien Räumen gemacht wurden, in

*U.S. Nachrichtendienst.*

Photo 73. - Rakete Redstone. *Die Rakete wurde am 5. Mai 1961 von Cape Canaveral aus gestartet und trug die Raumkapsel » Freedom 7 « mit Alan B. Shepard jun. als Kosmonauten. Sie wog eine Tonne, erreichte eine Höhe von 185 km und » wasserte « nach 15 Minuten Flugzeit im Atlantik in 486 km Entfernung vom Startplatz.*

Photo 74. - Zentrifuge. *Arme einer Versuchszentrifuge im Institut für See- und Luftfahrtuntersuchungen in Pennsylvanien.*

Photo 75. - Schwerelosigkeit. *Wirkung der relativen Schwerelosigkeit an Bord eines Flugzeuges, das auf dieselbe parabolische Bahn gesteuert wird, wie sie ein Flugkörper im luftleeren Raum befolgt.*

Photo 74. *U.S. Nachrichtendienst.*

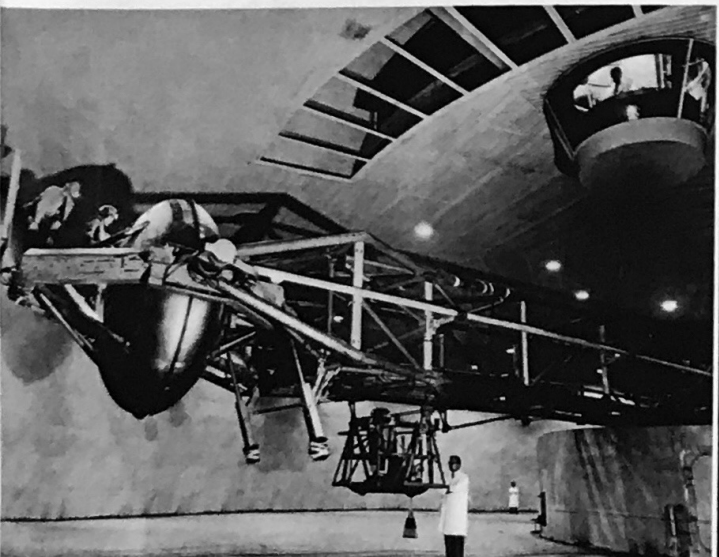


Photo 75. *U.S. Nachrichtendienst.*

denen Meßinstrumente höchster Präzision zur Feststellung jeglicher Art von Vibrationen aufgestellt sind. Personen, die sich zu lange darin aufgehalten hatten, zeigten zuweilen Beeinträchtigungen ihres Gemütszustandes.

Was den Lärm anbetrifft, so sind sowohl die äußerst hohen als auch die äußerst tiefen Vibrationen nur unter Schmerzen vom menschlichen Organismus zu ertragen. Vom ersten amerikanischen Astronauten, Alan B. Shepard, ist bekannt, daß er sich nur mühsam zurückhalten konnte, die Vorrichtung zu betätigen, die ihn aus der Rakete befreit hätte, weil ihm die Vibrationen durch den Strahlantrieb unerträglich schienen. Diese Erfahrung hat weitgehende Verbesserungen bemannter Raketen nach sich gezogen. Auch das Wiedereintauchen einer solchen Rakete in die tieferen Luftschichten kann sich schmerzhaft, wenn auch nicht ernstlich, auf den Organismus auswirken. Wirken die Bremsen, seien es Strahlrohre oder Klappen und Flügel, in ihrer Gesamtheit nicht in Richtung zum Massenzentrum der Rakete, so können sehr schnelle Schwingungen des Flugkörpers entstehen.

Bereits aus diesen kurzen Hinweisen muß geschlossen werden, daß Lärm- und Schwingungslosigkeit eines Raumfahrzeuges wesentliche Bedingungen für eine erfolgreiche Raumfahrt sind. Die Benutzung einer speziellen Kopfhaube ist für den Kosmonauten unerläßlich.

## Meteoritentreffer

Die Gefahr, die den Raketen und ihrer Bemannung durch Meteoriteneinschläge droht, ist von den Anfängen der Raketentechnik an Gegenstand zahlreicher Untersuchungen gewesen. Um die Trefferanzahlen zu messen, wurden künstliche Satelliten mit Meteoritendetektoren ausgestattet ; das sind kleine, elektrische Einrichtungen einfacher Art, die ein Funksignal auslösen, das uns über die Einschläge unterrichtet. Als Detektor kann ein gewöhnliches Mikrophon auf der Raketenwand so angebracht werden, daß es von den Meteoriten getroffen wird. Auch eine Anzahl von Metallgittern, die aus feinen, enggespannten Drähten aufgebaut sind, hat Verwendung gefunden ; bei Einschlag von Meteoriten einer bestimmten Mindestgröße werden die Gitter zerstört und lösen ein drahtloses Signal aus. Ein anderes Verfahren besteht darin, daß in regelmäßigen Zeitabständen die durch Meteoritentreffer herbeigeführte Beeinträchtigung der elektrischen Leitfähigkeit einzelner Wandstreifen gemessen wird ; die Widerstandsänderung wird durch Funksignal gemeldet. Zuweilen wurden auch Kombinationen von Zähl- und Registriereinrichtungen in Verbindung mit einem Magnetophon verwendet ; durch die Modulation der elektromagnetischen Schwingungen wird nicht nur die Anzahl der Treffer, sondern auch ihre Stärke gemessen. Die Ergebnisse, die man mit den bisherigen Meßmethoden erhalten hat, stimmen untereinander überein und besagen entgegen manchen Erwartungen, daß die Anzahl der Meteoritentreffer wesentlich geringer ist, als man annahm. Man darf deshalb hoffen, daß Meteoritentreffer praktisch keine Gefahr für eine Rakete darstellen.

## Strahlungsschäden

Schließlich sollen hier die Gefahren erwähnt werden, die den Weltraumfahrern durch Strahlen mannigfacher Art drohen. Zunächst müssen sich die Kosmonauten vor den Ultraviolett-Strahlen der Sonne schützen, indem sie nicht nur Filterbrillen tragen, sondern auch dieses Schutzglas in die Ausblicköffnungen der Kabine einsetzen. Von der kosmischen Weltraumstrahlung, die bereits erwähnt wurde, ist noch nichts Genaues über ihre schädliche Wirkung bekannt ; wir sind ihr - allerdings wesentlich verändert - auch auf der Erdoberfläche ausgesetzt. Sie ist eine Teilchenstrahlung, die sowohl von der Sonne als auch von anderen Zentren im Weltraum ausgeht und sich nahezu mit Lichtgeschwindigkeit ausbreitet. Dringt sie in unsere Atmosphäre ein, so werden beim Zusammenprall mit Luftmolekülen kleine Partikel erzeugt, die bis zu uns herunterdringen. Künstliche Satelliten wurden eigens zu dem Zwecke ausgesandt, um die Beschaffenheit dieser kosmischen Strahlung zu erforschen. Sie haben nicht nur unsere Kenntnisse im einzelnen erweitert, sondern sogar zu einer geradezu sensationellen Entdeckung geführt ; unsere Erde ist nämlich von einem doppelten Gürtel elektrisch geladener Teilchen umgeben. Die mittlere Entfernung des inneren Strahlungsgürtels ist 3000 km, die des äußeren etwa 25 000 km. Der amerikanische Physiker J. Van Allen hat diese Strahlungsgürtel eingehend untersucht ; sie werden deshalb auch mit seinem Namen Van-Allen-Strahlungsgürtel genannt. Der Entdecker betrachtet sie als eine Mischung von Elektronen und Protonen, die sich in dem die Erde umgebenden Magnetfeld angesammelt haben (Abb. 58). Es ist nicht ausgeschlossen, daß diese Teilchen Gewebezerstörungen im menschlichen Organismus hervorrufen. Die Raumfahrzeuge sind nicht gezwungen, durch diese Strahlungsgürtel hindurchzustoßen. Sollte von ihnen irgendeine Gefahr drohen, so kann eine Gegenmaßnahme ergriffen werden : Raketen verlassen dann unsere Erde über die Pole, weil darüber keine Strahlungsregionen bestehen.

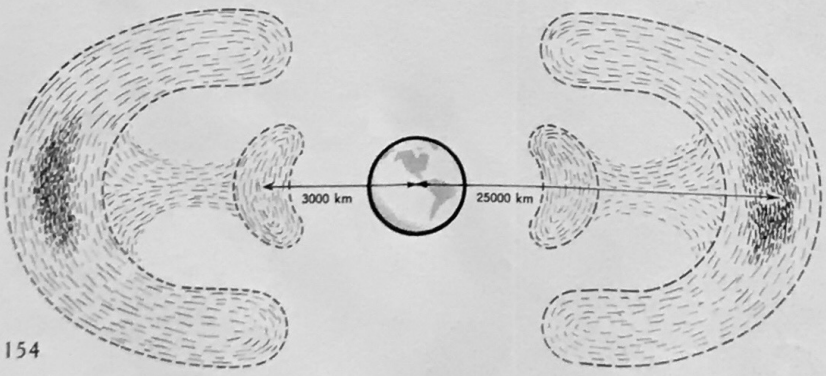



Abb. 58. - Die Van-Allen-Strahlungsgürtel. *Die Zeichnung zeigt einen ebenen Schnitt durch die Magnetachse der Erde. Die sichelförmig umrandeten Flächen stellen den inneren und äußeren Strahlungsgürtel dar. Ähnliche Formen erhält man, wenn Eisenfeilspäne auf einer Glasplatte, die man über einen starken Magneten hält, ausgestreut werden.*

# XX Die Etappen einer Mondreise

## Die vier Operationsabschnitte einer Mondreise

So wie sich eine Reise zum Mond voraussichtlich abspielt, kann sie in vier Operationsabschnitte eingeteilt werden : der Abflug von der Erde, die Landung auf dem Monde, der Abflug vom Monde und die Rückkehr zur Erde. Der Brennstoffbedarf für den ersten Abschnitt wurde bereits eingehend erörtert. Was für den zweiten und dritten Abschnitt vorgesehen werden muß, ist zweimal dasselbe und im Ganzen wesentlich geringer als für den ersten Abschnitt. Ein Flugkörper, der von einem beliebigen Punkte des Weltraumes aus zum Monde startet, erreicht ihn mit der gleichen Geschwindigkeit, mit der er den Mond wieder verlassen muß, wenn er zu seinem Startplatz zurückkehren will. Damit kein Bruchschaden entsteht, muß beim Aufsetzen auf dem Monde die Geschwindigkeit Null erreicht sein, und dazu muß das Raumfahrzeug oder die Rakete abgebremst werden, was im luftleeren Raum genausoviel an Energieaufwand erfordert wie das Beschleunigen aus der Ruhe bis zur ungehemmten Geschwindigkeit. Der einzige Unterschied zwischen Landung und Start besteht darin, daß Bremsschub und Antriebsschub einander entgegengesetzt sind ; werden besondere Bremsraketen eingebaut, so sind sie dem Strahlrohr des Antriebs entgegengesetzt. Weil die Anziehungskraft des Mondes sechsmal geringer ist als die der Erde, so sind auch die kritischen Geschwindigkeiten, wie Kreisbahn-, parabolische und hyperbolische Geschwindigkeit, kleiner, und das wirkt sich nur günstig auf den Brennstoffbedarf für eine Mondfahrt aus.

Fast ein eigenes Studium verdient die Rückkunft eines Flugkörpers zu unserer Erde, denn die Atmosphäre birgt für den Kosmonauten sowohl mannigfache Gefahren in sich, wie sie ihm auch Vorteile gewährt. Sie kann ihm zum Verderben werden, wenn er mit seinem Raumfahrzeug in ungehemmter Geschwindigkeit in die Lufthülle eintaucht und die Folgen zu großer Erhitzung und schädlichen Anschmelzens seiner Kabine nicht vermeiden kann. Sie bietet ihm aber auch den Vorteil, die Bremswirkung der Luftmoleküle in einem unschädlichen Ausmaße zu nützen und somit den Brennstoffbedarf niedrig zu halten (Photo 76).

Um den gesamten Energiebedarf für die vier Operationsabschnitte zuverlässig angeben zu können, haben die Raumfahrtspezialisten den ganz speziellen Begriff der charakteristischen Geschwindigkeit geschaffen, der einen ganz bestimmten Inhalt hat. Faßt man den gesamten Energiebedarf zur Erreichung einer bestimmten Geschwindigkeit zusammen, so kann man von dem Gesamtaufwand eines astronautischen Unternehmens sprechen und dessen Größe durch Angabe einer Geschwindigkeit kennzeichnen. Diese Geschwindigkeit erhält man, wenn zur Anfangsgeschwindigkeit alle im Laufe des Unternehmens erreichten zusätzlichen Geschwindigkeiten hinzugezählt werden. Wird die zusätzlich benötigte Energie ohne Unterbrechung eingesetzt, so ist die charakteristische Geschwindigkeit nichts anderes als die Endgeschwindigkeit. Das ist der Fall, wenn in einer Stufenrakete die einzelnen Stufen unmittelbar nacheinander zünden. Wirkt aber der Antrieb nicht ununterbrochen, so ist die charakteristische Geschwindigkeit nicht mehr eine Summe von Einzelgeschwindigkeiten und stellt keine wirkliche erreichte Geschwindigkeit dar. Trotzdem kennzeichnet sie eindeutig den benötigten Energieaufwand und gestattet Vergleiche zwischen mehreren Unternehmen. Sie wird ermittelt werden müssen, wenn man eine Raumfahrt zu einem Planeten mit Aufenthalt und Rückkehr plant. Auch bei sorgfältigster Vorausberechnung kann sie letzten Endes nur als eine Schätzung gewertet werden, weil sie von zu viel Faktoren abhängt, die von Fall zu Fall verschieden sind. Eine Fahrt zum Monde ist hierfür ein gutes Beispiel.

Um die charakteristische Geschwindigkeit einer Fahrt zum Monde zu ermitteln, muß vor allem die wichtigste Größe, die Abfluggeschwindigkeit von der Erde, ermittelt werden. Entscheidend ist hierbei, daß der Flugkörper eine Geschwindigkeit mitbekommt, die ihn bis zu jenem Punkt trägt, wo sich Erd- und Mondanziehung die Waage halten. Ist dieser Punkt erreicht, so überwiegt die Anziehungskraft des Mondes, und der Flugkörper beginnt, regelrecht auf den Mond zu fallen, sofern seine Bahnrichtung nicht zu weit von der Richtung zum Monde abweicht. Der Punkt gleicher Anziehung durch Erde und Mond, der neutrale Punkt genannt, liegt von der Erde in 9/10 der Gesamtentfernung. Nach Newtons Gesetz der universellen Gravitation wird seine Lage durch zwei Wirkungen bestimmt. Einesteils zieht die Erde einen Körper im neutralen Punkt 81mal stärker an als der Mond, weil die Erdmasse die des Mondes um dieses Vielfache übertrifft, andernteils wirkt der Mond 81mal stärker auf den Körper ein, weil die Entfernung zwischen beiden 81mal geringer ist als die des Körpers zur Erde. Die Wirkungen von Erde und Mond auf unsere Rakete heben sich gegenseitig auf, wenn sie sich in einer Entfernung von 345 000 km von uns und 38 000 km vom Mondzentrum befindet, wobei vorausgesetzt ist, daß sich der Mond in seiner mittleren Entfernung von der Erde befindet (Abb. 59).

Es ist offensichtlich nicht zu erwarten, daß ein Raumfahrzeug zum Monde genau mit der Geschwindigkeit Null im neutralen Punkte ankommt. Das bleibt immer ein Wagnis, denn wenn das geringste Versagen im Antrieb zu einer etwas zu kleinen Geschwindigkeit führt, fällt der Flugkörper unweigerlich zur Erde zurück. Dieser Fehlschlag kann um so leichter eintreten, als ebensoviele neutrale Punkte vorhanden sind wie mögliche Flugbahnen, deren

*U.S. Nachrichtendienst.*

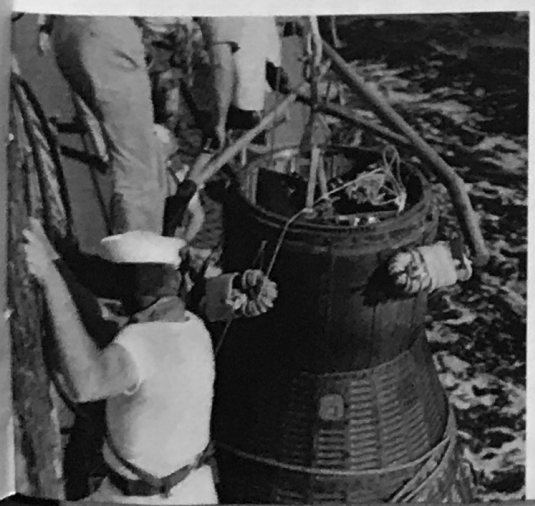


Photo 76. - Nach dem Bergen der Kapsel. *Die Kapsel mit dem amerikanischen Kosmonauten John H. Glenn wird am 20. Februar 1962 an Bord gezogen, nachdem sie drei Umläufe um die Erde vollendet hat. In 4 Std. 56 Min. wurden 130 000 km zurückgelegt. Erdferne war in 261,3 km, Erdnähe in 159,2 km.*

Verlauf sich ständig mit der gegenseitigen Stellung von Erde und Mond verlagert. Das zeigt deutlich, wie schwierig es ist, die Anfangsgeschwindigkeit einer Rakete, die den Mond erreichen soll, streng und unabänderlich vorauszubestimmen. Man errechnet, daß sie sich bei etwa 11 km/s befindet und somit nahezu der parabolischen Geschwindigkeit in Höhe des Erdbodens gleicht. Legt man die charakteristische Geschwindigkeit fest, so kommt man auf 11,2 km/s und hat damit zur Sicherheit einen unerläßlichen Spielraum frei gelassen.

Jenseits des neutralen Punktes erhöht sich die Fluggeschwindigkeit unter dem Einfluß der Mondanziehung von selbst und würde beim Auftreffen auf dem Monde die parabolische Geschwindigkeit von 2,3 km/s erreichen. Soll diese Geschwindigkeit bis zur Landung auf Null herunter-

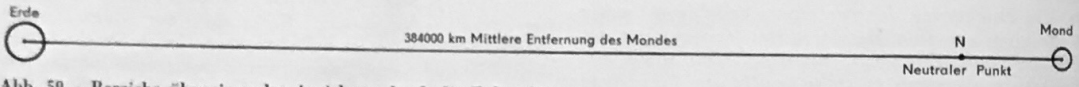



Abb. 59. - Bereiche überwiegender Anziehung durch die Erde oder den Mond. *Der neutrale Punkt (der Punkt gleicher Anziehung) liegt in 9/10 der Entfernung Erde-Mond, d.i. 345 600 km vom Erdzentrum und 38 400 km vom Mondzentrum entfernt, wenn sich der Mond im mittleren Abstand von der Erde befindet.*

gesetzt werden, so ist dazu derselbe Energieaufwand notwendig wie zum Erreichen derselben vom Monde aus. Die charakteristische Geschwindigkeit für eine Mondfahrt einschließlich Landung, jedoch ohne Rückflug, beläuft sich deshalb auf 11,2 + 2,3 = 13,5 km/s. Diese Summe zeigt, daß der Begriff der charakteristischen Geschwindigkeit nur theoretischer Natur ist, denn sie wird in Wirklichkeit nicht erreicht.

Die charakteristische Geschwindigkeit für die Rückreise vom Monde zur Erde ist keineswegs gleicherweise zu bestimmen, und längst hat man darüber Überlegungen angestellt. Auch sie setzt sich aus zwei Einzelposten zusammen; ist die Größe des ersten mit 2,3 km/s für den Start vom Monde aus auch bekannt, so ist die Größe des zweiten ungleich schwerer zu bestimmen, weil er davon abhängt, wie die Rakete beim Wiedereintritt in die Erdatmosphäre gesteuert und gebremst werden soll. Müßte man bei der geplanten Landung nicht mit dem Vorhandensein der Erdatmosphäre rechnen, so wäre der zweite Posten genausogroß wie die parabolische Geschwindigkeit am Erdboden beim Hinflug, und die charakteristische Geschwindigkeit hätte für den Rückflug dieselbe Größe, wie oben angegeben. Die charakteristische Geschwindigkeit für ein Unternehmen Erde-Mond-Erde erreichte dann den riesenhaften Betrag von 27,0 km/s. Wäre es zulässig, bei einer solchen Planung die Erdatmosphäre als ideale Bremse zu betrachten, das heißt, es würde beim Herabsetzen der Rückfluggeschwindigkeit in Erdnähe keinerlei Energie verbraucht, so beliefe sich die gesamte charakteristische Geschwindigkeit auf 15,8 km/s. Auch ohne weitergehende Berechnung läßt sich deshalb schon jetzt sagen, daß die endgültige Bestimmung der charakteristischen Geschwindigkeit einen Wert zwischen den beiden zuletzt genannten liefern wird.

## Der Abschuß

Im Schrifttum der Weltraumfahrt wird zuweilen der Ausdruck »Der Schuß zum Monde« gebraucht. Der darin zum Ausdruck gebrachte Vergleich darf nicht zu genau aufgefaßt werden, denn der Abschuß eines Flugkörpers zum Monde unterscheidet sich doch wesentlich von dem Abschuß üblicher Geschosse mit konventionellen Feuerwaffen. Höchstens kann man einen Vergleich mit dem Schießvorgang der Schiffsartillerie ziehen, bei dem ebenfalls Abschußbasis und Ziel beweglich sind. Trotzdem ist auch dieses Schießverfahren noch sehr verschieden von dem der Weltraumfahrt, weil hier unvergleichlich größere Entfernungen zu überbrücken sind und der Faktor Zeit eine entscheidende Rolle spielt. Außerdem ist neben dem bereits eingehend erörterten Problem des Treibstoffvorrates auch die erforderliche hohe Treffgenauigkeit von grundlegender Bedeutung.

Wie vorn gezeigt wurde, legt der Mond auf seiner Umlaufbahn in jeder Sekunde einen Kilometer zurück. Er durchläuft also in jeder Stunde eine Strecke von 3600 km, das ist etwas mehr als sein Durchmesser (3470 km). Man sieht sofort, daß ein Flugkörper, der beim Abschuß auf das Mondzentrum gerichtet ist und eine halbe Stunde zu früh oder zu spät in Zielnähe ankommt, kein Treffer wird. Das darf nicht überraschen ; zu leicht neigt man zu der Auffassung, daß das Geschoß von dem Augenblick an, in dem es in den Bereich überwiegender Mondanziehung eingedrungen ist, seine Flugbahn so ausrichtet, daß es sein Ziel erreichen muß. Das trifft aber im allgemeinen nicht zu, denn dabei wird übersehen, daß das Geschoß nicht mit der Geschwindigkeit Null an der Grenze jenes Bereiches ankommen wird und daß gerade dieser Umstand von Bedeutung ist. So wie sich die Anziehungskraft der Erde mit zunehmender Entfernung abschwächt, so wirkt auch der Mond auf entferntere Körper immer schwächer ein, und deshalb nimmt auch die parabolische Geschwindigkeit mit der Entfernung vom Monde ab. In 500 km Entfernung vom Monde ist sie 2 km/s, in 1000 km nur 1,9 km/s und in 6000 km nur 1 km/s. Das besagt nichts anderes, als daß ein Körper, der mit mehr als 1000 m/s in 6000 km Entfernung vom Mondzentrum vorbeifliegt, ohne daß seine Bahn zum Monde hin ausgerichtet ist, auch nicht durch die Anziehungskraft des Mondes aus seiner Flugbahn herausgeführt und zum Monde hingelenkt werden kann (Abb. 60).

Bei seinem Umlauf um die Erde bewegt sich unser Mond noch in einer zweiten Weise. Auf seiner elliptischen Bahn nähert und entfernt er sich periodisch von uns so weit, daß der Unterschied zwischen größter und kleinster Entfernung nicht weniger als 40 000 km beträgt. Dieses Näherkommen und Sich-Entfernen bringt eine neue Schwierigkeit in unser Problem des Schusses zum Mond. Es ist hierbei auch offensichtlich, daß ein solches Unternehmen am besten zur Zeit der Erdnähe unseres Satelliten durchgeführt wird.

Neben den beiden genannten Bewegungen unseres Mondes müssen noch andere, allerdings weniger wichtige, in die Planung unseres Mondfluges einbezogen werden, und sogar die Mondphasen darf man dabei nicht übersehen.

Die Anziehungskraft, die vom Monde her auf die Erde einwirkt, wechselt mit der Stellung der Sonne zu Erde und Mond ; sie ist z.B. bei Neumond am größten, weil sich dann ihre Anziehung derjenigen des Mondes unvermindert hinzufügt. Das wirkt sich so aus, als ob sich die Anziehungskraft der Erde periodisch ändert.

Alles in allem verlangen die verschiedensten Bewegungen unseres Mondes Berücksichtigung, wenn ein genauer Schuß zum Monde abgegeben werden soll. Die Einschränkungen, die dem Unternehmen auferlegt sind, werden durch den Faktor Zeit wesentlich verstärkt, wie an einem Beispiel gezeigt werden soll. Wenn die Abfluggeschwindigkeit eines Flugkörpers, der den Mond erreichen soll, von 11,2 km/s auf 11,4 km/s heraufgesetzt wird, was einer Steigerung von nur 2 % gleichkommt, so wird die gesamte Flugzeit bis zum Monde von 43 auf 30 Stunden abgekürzt ; das entspricht einer Senkung von 33 %. Wie weit ist dann der Mond auf seiner Bahn vorangekommen, wenn er sich doch in jeder Stunde um seine volle Breite verschiebt ?

Man muß gestehen : wollte man das Problem eines Schusses zum Monde mit den klassischen Verfahren der Schuß- und Fluglehre lösen, so hätte man recht geringe Aussichten auf Erfolg. Deshalb muß man einen ganz anderen Weg einschlagen. Zunächst muß eine nach räumlichem und zeitlichem Verlauf geradezu ideale Flugbahn entworfen werden, die allen astronomischen Gegebenheiten der Erd- und Mondbewegung während des Fluges Rechnung trägt. Danach wird die Flugzeit haargenau errechnet, was besagt, daß die Geschwindigkeit in jedem Augenblick und in jedem Punkte der Flugbahn ermittelt werden muß. Schließlich muß gewährleistet werden, daß sich die Rakete streng an den aufgestellten Flugplan hält. Dieser letzten Anforderung kann von seiten der Fernsteuerung, wie sie die moderne Radiotechnik in Zusammenarbeit mit der Feinmechanik einrichtet, auch wirklich genügt werden.

In aller Erinnerung wird der aufsehenerregende Erfolg bleiben, den russische Wissenschaftler und Techniker am 12./13. September 1959 errungen haben, als sie eine Rakete starteten, die als erstes Objekt von Menschenhand zum Monde gelangt ist. Dieser Erfolg war nur dank der Fernsteuerung möglich ; fast während seines ganzen Fluges blieb Lunik II in Funkverbindung mit Erdstationen, die seinen Flug verfolgten. Er konnte durch den größten Teil seiner Flugbahn ferngesteuert werden. Lunik II hat im übrigen auch dadurch Bedeutung erlangt, daß er vor seinem Aufprall auf dem Monde Signale gab, die das Fehlen eines lunaren Magnetfeldes zur Gewißheit machten.

## Die Geschwindigkeiten im Raume

Beim Start einer Rakete zum Monde können praktisch drei Geschwindigkeiten angestrebt werden : die elliptische, die parabolische und die hyperbolische. Nur zwei von ihnen kommen in Betracht, denn die parabolische Geschwindigkeit steht an der Grenze der beiden anderen und läßt sich deshalb nicht mit Sicherheit einhalten.

Die Geschwindigkeiten, die das Geschoß auf eine elliptische Bahn führen, bieten den wesentlichen Vorteil geringen Treibstoffverbrauchs. Sie reichen aus, wenn es darum geht, einen Körper in der Nähe der Erde zu halten, ohne ihn bald aufschlagen zu lassen, und ihn dennoch wieder in die Hand zu bekommen, wenn er eines Tages zwangsläufig auf die Erdoberfläche herunterkommt (Abb. 61, 62 und 63). Sie sind aber mit einem Nachteil behaftet, welcher der Treffsicherheit schadet. Die einzigen für einen Schuß zum Monde in Frage kommenden elliptischen Geschwindigkeiten belaufen sich auf mindestens 99 % der

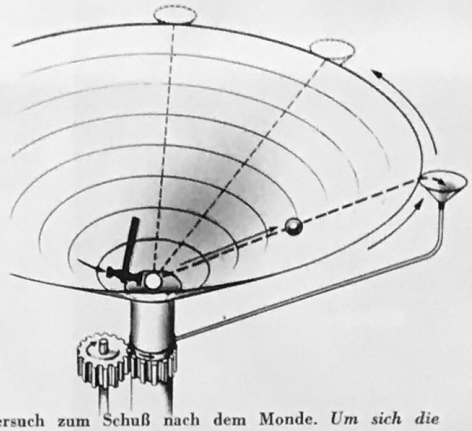


Abb. 60. - Versuch zum Schuß nach dem Monde. *Um sich die Schwierigkeiten eines erfolgreichen Schusses nach dem Monde vorzustellen, führe man folgenden Versuch durch : Ein kleiner Trichter umläuft ungleichmäßig schnell einen großen Trichter längs dessen Rand. Ein Ball soll vom tiefsten Punkt des großen Trichters in einer vorgegebenen Richtung so angestoßen werden, daß er in den kleinen Trichter fällt und darin bleibt. Dazu muß er den bezeichneten Randpunkt im gleichen Augenblick erreichen wie der kleine Trichter, und außerdem darf seine Geschwindigkeit nicht zu groß sein, damit er nicht wieder aus dem kleinen Trichter herausspringt.*

parabolischen Geschwindigkeit. Sie führen deshalb zu sehr langgezogenen Ellipsen, deren große Achsen im gleichen Maße einer unendlichen Ausdehnung zustreben, wie sich die elliptischen Geschwindigkeiten der parabolischen nähern. Diese einzelnen Ellipsen zeigen schnell anwachsende Abweichungen vom erstrebten Ziele (Abb. 64).

Unter diesem Gesichtspunkt betrachtet, haben die hyperbolischen Geschwindigkeiten einen Vorzug, der den Nachteil des von ihnen geforderten Treibstoffvorrates ausgleicht. Startet ein Flugkörper mit einer die parabolische Geschwindigkeit nur wenig überschreitenden Geschwindigkeit, so führt die geringste Abweichung von der vorgesehenen Geschwindigkeit zwar auch zu einer beträchtlich anderen Flugbahn, weil aber die einzelnen hyperbolischen Bahnen mit anwachsender Geschwindigkeit gestreckter werden, vermindert sich auch die Abweichung vom Ziele schneller als im vorhergehenden Falle.

In der Praxis wird eine hyperbolische Geschwindigkeit, die die parabolische nur wenig übertrifft, als die beste erachtet. Zu diesem Ergebnis sind sowohl die amerikanischen als auch die russischen Raketenspezialisten gekommen und haben deshalb die Mondraketen Pionier IV, Lunik I und Lunik II mit Geschwindigkeiten gestartet, die dicht über der parabolischen Geschwindigkeit lagen, nämlich genau 101 % der letzteren betrugen (Photo 77).

Ist unter Berücksichtigung der günstigsten astronomischen Gegebenheiten der Startzeitpunkt einer Rakete festgelegt und die Anfangsgeschwindigkeit bestimmt worden, so müssen alle Bahnelemente einer idealen Flugbahn, auf der die Rakete gehalten werden soll, einschließlich der Geschwindigkeiten in den einzelnen Bahnpunkten, errechnet werden. Daraufhin haben die Spezialisten der Astronautik die Aufgabe, nach dem Abschuß der Rakete unaufhörlich ihren Ort zu messen, die tatsächliche mit der geforderten Geschwindigkeit zu vergleichen und den einen oder anderen zusätzlichen Strahlantrieb zur Wirkung zu bringen, um notwendige Korrekturen zu geben.

Eine derartige Raketentechnik wäre noch vor 30 Jahren allein schon deshalb undenkbar gewesen, weil man damals noch nicht imstande war, in äußerst kurzen Zeitabständen Messungen durchzuführen, wie sie hier auf dem Gebiet der Weltraumfahrt erforderlich sind. Die elektronischen Rechenanlagen bringen neuerdings in wenigen Augenblicken Ergebnisse heraus, zu denen der Mensch Stunden

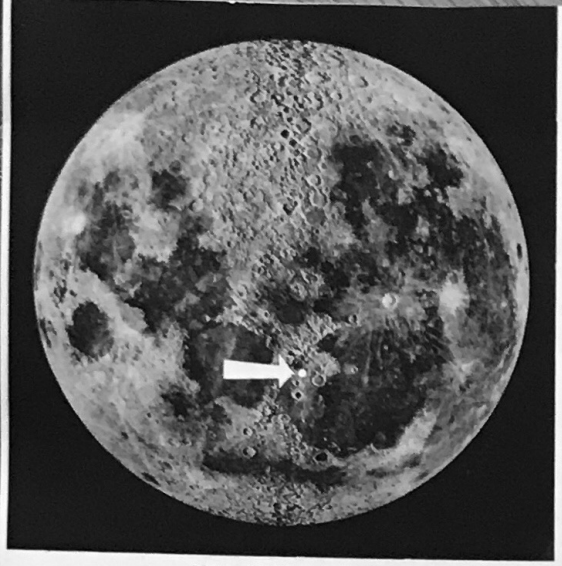


Photo 77. - Auftreffpunkt von Lunik II. *Die Einschlagstelle ist durch einen Pfeil gekennzeichnet.*

*Photo Lick-Sternwarte.*

oder Tage benötigt ; die Quarzuhren bestimmen die Zeit bis auf Millionstel von Sekunden ; Radaranlagen messen nicht nur fast augenblicklich, sondern auch höchst genau die Entfernungen, und die Kommandogeräte schließen oder öffnen auf eine Entfernung von Hunderttausenden von Kilometern Stromkreise in der Rakete.

## Das Netz von Fernleitanlagen

Die tägliche Umdrehung unserer Erde ist geeignet, die Fernsteuerung einer Rakete zu erschweren, und verbietet es, die Flugbahnüberwachung einer einzigen Erdstation zu überlassen. Vielmehr ist ein ganzes Netz von Fernleitanlagen erforderlich, in dem mehrere Ortungsstationen so weit wie möglich verteilt sind und über moderne Einrichtungen hoher Präzision verfügen : Radioempfänger, Verstärker, Komparatoren, Rechenanlagen und schließlich Sender, mit denen dem Flugkörper verschlüsselte Befehle übersandt werden. Dazu muß dieser freilich mit Empfängern ausgestattet sein, die diese Befehle aufnehmen, entschlüsseln und sofort den angesprochenen Antriebsorganen zuleiten. Auf diese Weise kann nicht nur der Beginn eines Verbrennungsvorganges angeordnet werden, sondern auch die Ausrichtung der Strahldüsen, die Einsatzdauer von Antriebsdüsen und jeder sonstige Steuerungsvorgang veranlaßt werden.

Einer der modernsten Zweige in Wissenschaft und Technik, die Kybernetik oder die Wissenschaft von Kontrolle und Information, bietet hier ihre nicht zu überschätzende Hilfe an. Bekanntlich richtet sie logische Verfahren ein, die von elektronischen Anlagen so nachgeahmt werden, daß sie befähigt sind, selbsttätig Entscheidungen zu treffen. Die elektronische » Schildkröte «, die sich von selbst auf ein ihr zuvor angegebenes Ziel zu bewegt, weil ihr ein Organ eingesetzt worden ist, mit dem sie sich selbsttätig z.B. zu einer Lichtquelle hin ausrichtet und zu dieser hineilt, ist ein einfaches, klassisches Beispiel einer kybernetischen Anordnung. Es spricht vieles dafür, daß in Zukunft viele Vorgänge in einer Rakete, die heute durch Fernsteuerung eingeleitet werden, von einem selbsttätigen Organ kybernetischer Art veranlaßt werden. Alles was z.B. in Lunik III vorging, als er sich so zum Monde ausrichtete, daß die Aufnahmen von dessen Rückseite gemacht werden konnten, war eine praktische Anwendung der Kybernetik.

## Die Rückkehr in die Atmosphäre

Unter allen Problemen, die vor Durchführung eines bemannten Fluges zum Monde gelöst sein müssen, ist eins so wichtig, daß sich die Fachleute vom ersten Tag der kosmonautischen Ära an darüber den Kopf zerbrochen haben ; es ist die Frage der Rückkehr auf den Erdboden. Die Gegebenheiten, denen man sich hier gegenübergestellt sieht, haben auf jeden Fall gezeigt, daß man nicht mit einer Landung rechnen kann, ohne das Vorhandensein der Erdatmosphäre zu berücksichtigen. Wäre die Erde von jeglicher Lufthülle entblößt, so verbrauchte die Landung unmäßig viel Brennstoff, der nicht zur Verfügung steht. Andererseits kann die Atmosphäre nur mit größter Behutsamkeit als Bremse benutzt werden, soll es nicht zu einer Katastrophe kommen. Deshalb darf das Raumschiff nicht senkrecht auf den Erdboden zurückgefürt werden ; es würde dabei zu schnell in die immer dichter werdenden Luftschichten eintauchen und einer Reibungshitze ausgesetzt sein, von der es bald aufgezehrt wäre. Der Winkel, unter dem es in die Atmosphäre wieder eindringt, spielt deshalb eine wichtige Rolle.

Einer der Vorkämpfer der Weltraumfahrt, der Deutsche Hohmann, hat deshalb schon vor Jahren ein Landungsverfahren vorgeschlagen, das ein zu schnelles Eindringen des Flugkörpers in die Lufthülle der Erde umgeht. Nach ihm soll das Raumschiff zuerst nur streifend und in großer Höhe, wo der Luftwiderstand und demgemäß die Erhitzung gering sind, in die Atmosphäre eintreten und sofort einer merklichen Bremsung unterliegen. Die Flugbahn wird dadurch umgeformt und nimmt die Gestalt einer langgestreckten Ellipse an. Der Flugkörper entfernt sich wieder etwas in den Raum hinaus, umrundet dabei die Erde, kehrt in nunmehr geringerer Höhe in das Luftmeer zurück, wo die Dichte größer und die Bremswirkung heftiger ist. Danach wiederholt sich der Vorgang. Die Bahnellipsen, die nacheinander durchlaufen werden, sind mehr und mehr abgerundet ; die Geschwindigkeit verringert sich bis zu dem Augenblick, in dem der endgültige Eintritt in die unteren Schichten vollzogen werden kann und schließlich die Landung mittels entfalteter Fallschirme durchgeführt wird. Diese Methode der Hohmannschen Schleifen ist vom ökonomischen Standpunkt aus verlockend, weil für dieses Landungsmanöver kein Treibstoff benötigt wird. Es ist aber auch langwierig, umständlich, muß genau eingehalten werden und ist deshalb schwer durchführbar ; bei dem geringsten Versehen, das den Flugkörper vorzeitig in eine zu dichte Luftschicht führt, könnte der Flug mit einer Katastrophe enden (Abb. 65).

Ein entscheidender Fortschritt zur Lösung des Rückkehrproblems wurde erzielt, als es gelang, das Profil der Raketenkapsel und das Material, aus dem sie gebaut ist, aufeinander abzustimmen. Heutzutage ist es bereits möglich, daß eine Raketenkapsel, die als künstlicher Satellit im Schwerefeld der Erde kreist, ohne Schaden zur Erdoberfläche zurückkommt. So groß dieser Fortschritt auch ist, so löst er doch nicht das Problem in seinem ganzen Umfang. Künstliche Satelliten haben eine Geschwindigkeit von 8 km/, während ein Raubfahrzeug vom Monde mit etwa 11 km/s in die Nähe der Erde zurückkehrt. Dieser Unterschied bedeutet viel, wenn es gilt, die Hitzemauer zu durchbrechen, das heißt die Geschwindigkeit so herabzusetzen, daß eine niedrige Landungsgeschwindigkeit erreicht wird. Das Hitzehindernis, dem man in Anlehnung an den Begriff Schallmauer den obigen Namen gegeben hat, besteht darin, daß sich vor dem schnell bewegten Flugkörper ein Luftkissen bildet, das äußerst stark zusammengepreßt wird und eine Temperatur von mehr als

Abb. 61. - Die Flugbahn von Lunik III (4. Oktober 1959). *Lunik III wurde mit ellipsoidischer Geschwindigkeit gestartet, weil seine Bahn den Mond umrunden sollte; aber die Geschwindigkeit näherte sich zu sehr der parabolischen und betrug mehr als 99 % der letzteren. Die Flugzeit bis zum Monde war wesentlich länger (60 Stunden) als die von Lunik II (36 Stunden). Tatsächlich flog er weiter als vorgesehen hinter dem Monde herum; seine größte Entfernung von der Erde betrug 470 000 km.*

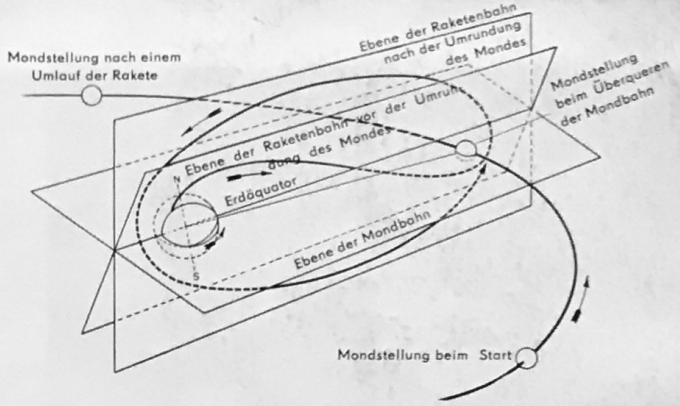
*Die Flugbahn war so berechnet worden, daß die Anziehungskraft des Mondes der Bahnebene eine geringe Drehung geben sollte, damit die Kapsel wieder auf die nördliche Erdhalbkugel zurückkehren würde. Wird nämlich eine Rakete von der Nordhalbkugel der Erde abgeschossen, so trifft sie bei einer Rückkehr auf die Südhalbkugel der Erde auf. Das aber sollte vermieden werden, damit die russischen Radiostationen leicht mit Lunik in Verbindung bleiben konnten.*

10 000 Grad annimmt. Es geht nun darum, diese fürchterliche Hitze beiseitezubringen oder aufzubrauchen. Das ist die genau entgegengesetzte Aufgabe, die den Flugzeugkonstrukteuren gestellt ist, wenn die durch Luftwirbel entstehenden Energieverluste vermieden werden müssen. Die Flugzeuge werden deshalb in Übereinstimmung mit den Gesetzen der Luftströmung gebaut ; man gibt ihnen Formen und Umrisse, an denen die Luft entlanggleitet, ohne zu wirbeln. Im Gegensatz dazu ist der Flug der Satelliten und Raumfahrzeuge beim Wiedereintauchen in die Erdatmosphäre durch eine Hitzeenergie gekennzeichnet, deren Entstehen absichtlich nicht vermieden wird, die vielmehr aufgebraucht werden soll. Man gibt deshalb den Vorderteilen der Kapseln keine aerodynamisch günstige Form, sondern gestaltet sie mit Bedacht rund. Mittels dieses besonderen Umrisses gelingt es, 99 % der entstehenden Hitze zu verbrauchen.

Das Material, das zum Anfertigen der Kapseln geeignet ist, wurde in den letzten Jahren eingehend untersucht und sorgfältig hergestellt. Es muß nicht nur den mechanischen Beanspruchungen während des Fluges gewachsen sein, sondern muß die Wärme schlecht leiten, damit diese nicht schnell ins Innere der Kapsel eindringt. Ideal wäre ein Stoff, der sich bei sehr hoher Temperatur so umwandelt, daß er möglichst viel Wärme verbraucht und zugleich seine mechanischen Eigenschaften verbessert. Diesem doppelten Ziel ist man heute bereits näher gekommen, weil es den Spezialisten gelungen ist, geeignete Stoffe herzustellen ; es handelt sich um keramisches Material, dessen Eigenschaften dem Ideal einigermaßen nahekommen.

Ein weiteres neues Verfahren hat das Problem des Wiedereintritts in die Atmosphäre nochmals einen Schritt vorwärtsgebracht. Es besteht darin, das Übermaß an Hitze zum Aufzehren eines Teiles der Kapselwand zu benutzen. Zu diesem Zwecke wird diese mit einer Schicht bedeckt, die abschmilzt und deshalb die Innenteile vor Erhitzung bewahrt. Als Schutzschicht kann teilweise Wasser benutzt werden, das die aufgenommene Wärme zum Verdampfen verbraucht. Selbstredend hat dieses Verfahren nur Bedeutung, wenn das durch die Hitze aufgezehrte Material weniger wiegt als der Treibstoff, der zum wirkungsvollen Betätigen der Bremsstrahlrohre notwendig wäre.

Dank dieser verschiedenen Verfahren und Maßnahmen sind gegenwärtig sehr befriedigende Ergebnisse bei der Rückkunft von Flugkörpern erzielt worden, solange deren Geschwindigkeit die von künstlichen Satelliten nicht überstieg. Diese Erfahrung hat man mit Raketenkapseln gemacht, die sich im Schwerefeld der Erde bewegten. Das ganze Landungsmanöver dauert in diesem Falle nur wenige Minuten, in denen die Erhitzung ganz beträchtlich wird und in denen der Körper eine horizontale Entfernung von mehr als 2000 km durchläuft (Photo 78).



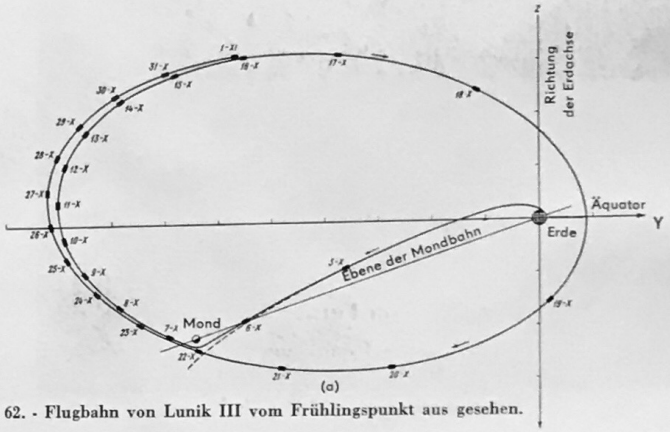




Abb. 62. - Flugbahn von Lunik III vom Frühlingspunkt aus gesehen.

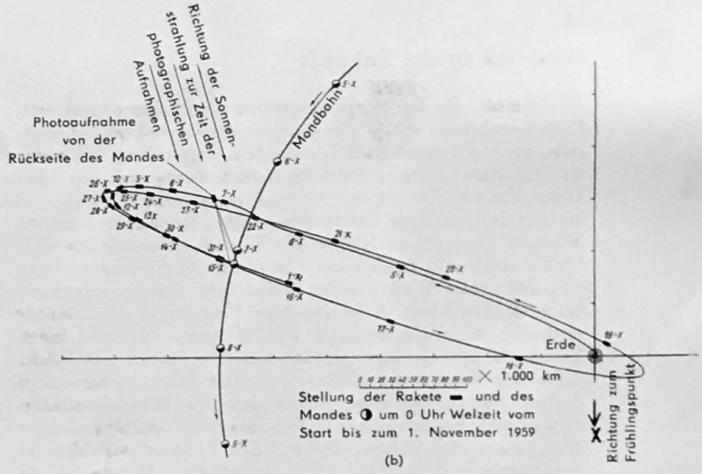
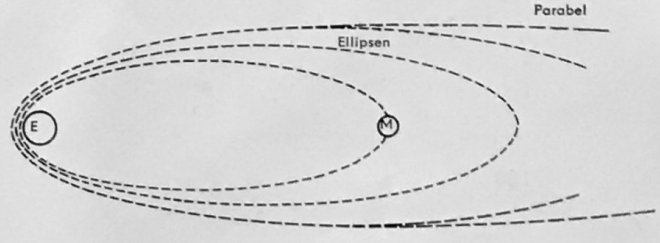



Abb. 63. - Flugbahn von Lunik III auf die Ebene des Erdäquators projiziert.

Abb. 64. - Elliptische Flugbahnen zum Monde. *Die Ellipse, die dicht an Erde und Mond vorbeigeht, ist so verlängert, daß sie nahezu eine Parabel ist. Bei geringen Erhöhungen der Geschwindigkeiten verlängern sich die entstehenden Ellipsen in immer höherem Maße; sie weichen deshalb bald weit vom Monde ab.*



*U.S. Nachrichtendienst.*

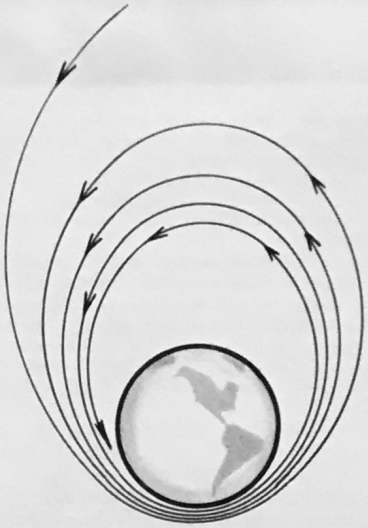


Abb. 65. - Die Hohmannschen Schleifen. *Das Raumschiff berührt die Erdatmosphäre in sehr großer Höhe. Es streift zunächst nur dünne Luftschichten, die seine Geschwindigkeit so hemmen, daß die Flugbahn zu einer langgestreckten Ellipse um die Erde herum wird. Der Körper taucht wieder in die Atmosphäre ein, jetzt in geringerer Höhe über dem Erdboden, so daß die Bremswirkung verstärkt wird und er in seiner Bahn zum 2. Male einen Punkt größter Erdnähe durchläuft. Dieser Vorgang wiederholt sich, bis die Geschwindigkeit so gering ist, daß eine Landung möglich wird.*

Photo 78. - Einfangen einer rückkehrenden Kapsel. *Am 14. November 1961 wurde die Kapsel des Satelliten Discoverer XVII durch ein Flugzeug C 119 eingefangen, nachdem sie 38 Umrundungen vollendet hatte. Dieses Verfahren wurde damit zum dritten Male erfolgreich durchgeführt. Die Kapsel wog 136 kg.*

## Ausblick in die Zukunft

Die Pläne, die im vorausgehenden über die wichtigsten Einzelprobleme einer Reise zum Monde entworfen wurden, sollten hauptsächlich darlegen, in welcher Richtung weitere Bemühungen anzusetzen sind, damit sich ein jahrtausendealter Traum der Menschheit erfüllt. Sind in den letzten Jahren auch Leistungen vollbracht worden, die an Wunder grenzen, so bleibt der Weg des Fortschritts weiterhin steil, und noch viele Ziele müssen erreicht werden, ehe das große Wagnis einer Reise zum Monde unternommen werden kann. Gegenwärtige Planungen sehen unter anderem eine Umrundung des Mondes, wie sie durch Lunik III bereits durchgeführt wurde - jedoch mit Rückkehr der Kapsel zur Erde -, vor. Das könnte eine nochmalige photographische Aufnahme der Mondoberfläche aus kurzer Entfernung möglich machen und Film- oder Plattenmaterial liefern, das auf der Erde entwickelt und ausgewertet würde. Eine Landung auf dem Monde könnte ein Mensch erst dann wagen, wenn ihm eine Anzahl von Robotern in vorherigen Flügen vorausgegangen ist, die zuverlässige Informationen über die Beschaffenheit der Mondoberfläche, insbesondere über die Dicke der bedekkenden Staubschicht, über Temperatur, Ausstrahlung des Mondgesteins usw., geliefert haben. Die Tecknik der Nachrichtenübermittlung ist gegenwärtig so weit entwickelt, daß man mit Zuversicht einem Unternehmen entgegensehen kann, bei dem eine Anzahl geeigneter Meßapparaturen auf dem Monde abgesetzt wird, Apparaturen, die etwa auf einem Raupenfahrzeug umhergefahren werden und in bestimmten Zeitabständen Mitteilungen über ihre Meßergebnisse zur Erde funken.

Es muß auch damit gerechnet werden, daß manches Projekt durch die Weiterentwicklung von Wissenschaft und Technik der Raumfahrt überholt sein wird, bevor an seine Verwirklichung gedacht werden kann. Die Grundtatsachen aber bleiben immer dieselben, und wer diese kennt, wird auch immer ohne sonderliche Mühe den Weitergang ihrer Verwirklichung verfolgen können.



PRINTED IN BELGIUM
ASAR - BRUSSELS

S
N
Clavius
Maginus
Longomontanus
Maurolycus
Tycho
Wilhelm
Petavius
Purbach
Frascatorius
MARE NECTARIS
Catharina
Cyrillus
Theophilus
Langrenus
MARE NUBIUM
MARE HUMORUM
Gassendi
Arzachel
Alphonsus
Ptolemaeus
Hipparchus
MARE FECUNDITATIS
Taruntius
Grimaldi
OCEANUS PROCELLARUM
MARE TRANQUILLITATIS
MARE VAPORUM
Copernicus
Kepler
Eratosthenes
MARE CRISIUM
MARE SERENITATIS
Aristarchus
Herodotus
Autolycus
Archimedes
Posidonius
Geminus
Aristillus
MARE IMBRIUM
Atlas
Hercules
Eudoxus
Aristoteles
Plato
Endymion
MARE FRIGORIS
Pythagoras
la Vierge
le Serpentaire
Pégase
Le Dauphin
LE VERSEAU
LE CAPRICORNE
LE SCORPION
Andromede
COPERNICUS
GALILÆI
E. LENSSENS.