

ALTE PROBLEME — NEUE LÖSUNGEN IN DEN EXAKTEN WISSENSCHAFTEN

Fünf Wiener Vorträge
Zweiter Zyklus

MENGER:

Ist die Quadratur des Kreises lösbar?

THIRRING:

Kann man in den Weltraum fliegen?

MARK:

Kann man Elemente verwandeln und
komplizierte Naturstoffe herstellen?

SCHEMINZKY:

Kann Leben künstlich erzeugt werden?

† HAHN:

Gibt es Unendliches?

ALTE PROBLEME — NEUE LÖSUNGEN IN DEN EXAKTEN WISSENSCHAFTEN

Fünf Wiener Vorträge

Zweiter Zyklus

MENGER:

Ist die Quadratur des Kreises lösbar?

THIRRING:

Kann man in den Weltraum fliegen?

MARK:

Kann man Elemente verwandeln und
komplizierte Naturstoffe herstellen?

SCHEMINZKY:

Kann Leben künstlich erzeugt werden?

† HAHN:

Gibt es Unendliches?

1934

FRANZ DEUTICKE / LEIPZIG UND WIEN

Alle Rechte, besonders das der Übersetzung in fremde Sprachen,
vorbehalten.

Copyright 1934 by Franz Deuticke, Leipzig und Wien.

Verlags-Nr. 3630.

Druck: Paul Gerin, Wien.

Kann man in den Weltraum fliegen?

Von

HANS THIRRING.

Die Frage, ob man in den Weltraum fliegen kann, wird von der Mehrzahl der Fachleute etwa in folgendem Sinne beantwortet: Eine prinzipielle Unmöglichkeit besteht keineswegs; wohl aber sind die praktischen Schwierigkeiten eines Weltraumfluges so groß, daß beim gegenwärtigen Stand der Technik an eine Verwirklichung derartiger Flüge nicht gedacht werden kann. Deswegen spielt die Behandlung dieses Problems in den einschlägigen akademischen Vorlesungen und in der wissenschaftlichen Fachliteratur eine geringe Rolle: Die Physik und Technik hat dringendere und aktuellere Probleme zu lösen, bevor sie an die Bewältigung der Aufgabe gehen kann, ein bemanntes Flugzeug jenseits der Grenze der irdischen Schwerkraft zu befördern.

Im Gegensatz zu dieser skeptischen Haltung der Fachgelehrten sind in einer ganzen Reihe von Ländern Vereinigungen unternehmungslustiger Amateure entstanden, die zum Teil auf eigene Faust, zum Teil sogar mit Unterstützung aus öffentlichen Mitteln Experimente mit Raketenflügen durchführen, deren Endziel der Flug in den Weltraum bildet. Obwohl in diesen „kosmonautischen“ Vereinigungen neben ganz begabten erfinderischen Köpfen zum Teil auch hoffnungslos unbelehrbare Phantasten eine Rolle spielen, deren Pläne nicht ernst genommen werden können, wäre es voreilig, Bestrebungen dieser Art einfach in Bausch und Bogen zu ignorieren. Man darf nicht vergessen, daß es die Amateure Orville und Wilbur Wright waren, denen wir das Fliegen überhaupt verdanken und daß ferner eine Reihe von Radioamateuren, deren Namen nie in die breite Öffentlichkeit gedrungen sind, zuerst den experimentellen Beweis dafür erbrachten, daß man auch mit Kurzwellen drahtlose Signale über den Ozean senden kann. In beiden Fällen hatten gerade die Outsider unbeschwert durch tiefgehende Fachkenntnisse, aber ausgerüstet mit der nötigen Portion an Unternehmungsgest, Optimismus und zäher Ausdauer etwas erreicht, woran sich die Fachleute in ihrem Skeptizismus nicht herangetraut hatten. Es schadet der Wissenschaft deswegen

gar nichts, wenn sie von Zeit zu Zeit von ihrem hohen Stuhl herabsteigt und unvoreingenommen auch solche technische Entwicklungsmöglichkeiten prüft, die auf den ersten Blick utopisch erscheinen mögen.

Wir wollen uns daher im folgenden nicht davon abschrecken lassen, daß im Zusammenhang mit interplanetarischen Verkehrsprojekten viel blühender Unsinn geschrieben und geredet worden ist, sondern wollen ganz sachlich und kühl diskutieren, worin die Schwierigkeiten bestehen, die einen Weltraumflug gegenwärtig unmöglich machen, und wollen uns überlegen, wie diese Schwierigkeiten vielleicht später einmal überwunden werden könnten. Wie schon eingangs erwähnt, bezieht sich die Negierung der Möglichkeit eines solchen Fluges auf den heutigen Stand der Technik; es besteht also derzeit *praktisch* nicht die Möglichkeit, in den Weltraum vorzudringen; keinesfalls liegt aber eine grundsätzliche Unmöglichkeit in der Art vor, wie es grundsätzlich und in alle Ewigkeit unmöglich ist, ein Perpetuum mobile herzustellen.

Auch hinsichtlich einer rein praktischen Unmöglichkeit gibt es noch Abstufungen: Es können Probleme, deren Lösung heute nicht gelingt, in absehbarer Zeit als lösbar betrachtet werden oder sie können, obwohl grundsätzlich keine Unmöglichkeit besteht, dennoch praktisch auch in Zukunft unlösbar bleiben. Als Beispiel dafür könnten wir uns etwa im Anschluß an die zwei sehr bekannten Romane von Jules Verne die Frage vorlegen: Was wird sich eher verwirklichen lassen, die Reise zum Mittelpunkt der Erde oder die Reise zum Mond? Darauf können wir mit Sicherheit antworten: Obwohl die Reise zum Mond bedeutend weiter ist als die erstere, könnte sie vielleicht einmal zwischen dem Jahre 2000 und 3000 durchgeführt werden, während die Reise nach dem Mittelpunkt der Erde innerhalb der nächsten Jahrmillionen bestimmt nicht zur Ausführung gelangen kann. Denn es gibt auf der ganzen Erde und auch wahrscheinlich im Weltall keinen Baustoff, der es gestattet, einen Schacht auszukleiden, der dem Druck und der Temperatur des Erdinneren standhalten könnte. Mit der Reise zum Mittelpunkt der Erde müßte die Menschheit also wohl noch die paar Milliarden Jahre warten, die vergehen werden, bevor das Erdinnere hinreichend abgekühlt ist, um einen Besuch zuzulassen. Im Vergleiche damit und im Maßstab geologischer Epochen gerechnet wäre also die Fahrt in den Weltraum schon in einer viel näheren Zukunft fällig und das Interessanteste an dem ganzen Problem ist eine nüchterne Diskussion der technischen Schwierigkeiten, die momentan einer Lösung der Aufgabe entgegenstehen.

Erinnern wir uns zunächst daran, wie sich die Autoren bekannter utopischer Romane die Fahrt in den Weltraum vorgestellt hatten. Da ist in erster Linie der berühmte Roman von Jules Verne „Die Reise zum Mond“ zu erwähnen, dessen Autor zwar ein physikalischer Laie, aber immerhin scheinbar ein ganz heller Kopf war, der in einem anderen bekannten Roman mit richtigem technischen Instinkt das erste Unterseeboot beschrieben hatte, lange bevor noch irgendwo ein derartiges Boot wirklich auf Stapel gelegt worden war. Jules Verne geht von der richtigen, jedem Physiker damals schon seit 200 Jahren geläufigen Voraussetzung aus, daß eine endliche kinetische Energie, entsprechend einer Geschwindigkeit von rund 11 km/sec genügt, um das Schwerkraftfeld der Erde zu überwinden und bis in planetarische Räume vorzudringen. Dagegen ist, abgesehen von der Vernachlässigung des Luftwiderstandes, nichts einzuwenden. Die Art und Weise aber, wie der Autor seinem Raumschiff diese Geschwindigkeit verleiht, ist zu brutal, als daß es die Insassen überleben könnten: er läßt es nämlich aus einem riesigen in die Erde vertikal versenkten Kanonenrohr gegen den Himmel schießen. Man kann sofort ausrechnen, daß selbst bei Verwendung eines kilometerlangen Rohres die Beschleunigung durch die Pulvergase, die aufgewendet werden muß, um eine Mündungsgeschwindigkeit von 11 km/sec zu erzielen, viel größer ist als das Höchstmaß dessen, was der menschliche Organismus aushalten kann. Die Reise im Kanonengeschöß hat also aus einer ernsthaften Diskussion unbedingt auszuscheiden.

Viel humaner wäre die Lösung, die der deutsche Schriftsteller Kurd Laßwitz dem Problem der Weltraumfahrt in seinem Roman „Auf zwei Planeten“ gegeben hat. Laßwitz zeichnet sich vor anderen Autoren utopischer Romane durch seine naturwissenschaftliche Bildung aus. Er war selbst Physiker und hatte im Jahre 1890 eine „Geschichte der Atomistik vom Mittelalter bis Newton“ geschrieben, die heute noch als historisches Standardwerk auf ihrem Gebiete gelten kann. In seinem Roman „Auf zwei Planeten“, der übrigens in jeder Hinsicht sehr lesenswert ist, kommen die Marsbewohner, die sich gegenüber den Menschen durch viel ältere Kultur auszeichnen, auf die Erde. Sie verwenden dabei für Flüge innerhalb der Planetenatmosphäre das Rückstoßprinzip. Um dagegen aus der Atmosphäre in den Weltraum zu dringen, stellen sie sich ein „abarisches“, d. h. ein schwerkraftfreies Feld her. Die Utopie, die Fessel der Schwerkraft abstreifen zu können, indem man einfach das Gravitationsfeld *abschaltet*, hat natürlich etwas Bestechendes für sich und

zur Zeit als Laßwitz seinen Roman schrieb, konnte man wohl auch noch nicht mit Sicherheit sagen, daß sie sich nie realisieren lassen würde. Man stand damals vielleicht mehr noch als heute unter dem Eindruck der Wunder, die durch die Elektrotechnik eröffnet worden waren. Einen Riesenelektromagneten, der imstande war, eine tonnenschwere Last zu tragen, konnte man mit einem Handgriff ausschalten, ein elektrostatisches Feld zwischen zwei Kondensatorplatten kann man spielend nach Belieben schwächen, ganz abschalten oder kommutieren. Warum also, so mochte man damals glauben, sollte das einer verfeinerten Technik nicht auch mit der Schwerkraft gelingen, die ja in mancher Hinsicht gewisse Analogien zu Elektrizität und Magnetismus aufweist; man denke nur an das Coulombsche Grundgesetz der Elektrostatik, das bekanntlich dem Newtonschen Gravitationsgesetz ganz analog gebaut ist.

Betrachten wir nun die Laßwitzsche Utopie des abarischen Feldes vom reiferen Standpunkt der gegenwärtigen Physik aus, die inzwischen durch Einsteins Untersuchungen ganz neue Einsichten in das Wesen der Gravitationskräfte gewonnen hat. Da müssen wir leider feststellen, daß es sich bei dem abarischen Feld um einen schönen Traum handelt, der sich niemals verwirklichen lassen wird. Alle materiellen Körper sind mit dem Fluch — oder Segen, wie man es nimmt — einer schweren und trägen Masse auf Ewigkeit behaftet. Diese Bürde können sie nie ganz abwerfen, während elektrische Ladungen durch Kompensation mit den entsprechenden entgegengesetzten Ladungen ohne weiteres unwirksam gemacht werden können. Selbst ein prozentuell verschwindender Massenverlust, wie etwa die sogenannten Massendefekte der höheren, aus mehreren Wasserstoffkernen zusammengesetzten Elemente kann nur durch ungeheure Energieabgabe erzielt werden, die im großen verheerend wirken würde. Die Schwerkraft, die sogar die Geometrie des Raumes in der Umgebung schwerer Massen zu beeinflussen vermag, erweist sich als ein mächtiges unzerstörbares Agens, von dessen Fesseln wir uns nie befreien können, solange wir uns in Erdnähe befinden. Ein Emporsteigen in den Weltraum wird also immer einen bestimmten Arbeitsaufwand erfordern, der durch irgendeine andere, der Schwerkraft entgegenwirkende Kraft gedeckt werden muß, wie ja auch schon zum Fluge innerhalb der Erdatmosphäre immer ein gewisser Auftrieb erforderlich ist, der statisch sein kann, wie bei den Luftballons, oder dynamisch wie bei den Flugzeugen. Nebenbei bemerkt ist es noch sehr fraglich, ob die Möglichkeit der Herstellung abarischer Felder überhaupt erstrebenswert wäre. Man stelle sich etwa vor, wir

könnten in einem nach oben unbegrenzten vertikalen Zylinder, der über diesem Häuserblock errichtet wird, die Schwerkraft abschalten. Da würde nicht nur die in diesem Zylinder befindliche Luft plötzlich entspannt werden und mit ungeheurer Geschwindigkeit in den Weltraum hinausströmen, sondern es würde auch die Luft aus der Umgebung mit derartiger Wucht nachstürzen, daß unter dem Einfluß des so entstehenden Orkanes die ganze Stadt binnen wenigen Sekunden in einen rauchenden Trümmerhaufen verwandelt würde.

Es besteht aber, wie gesagt, die Möglichkeit der Herstellung eines schwerkraftfreien Feldes auf der Erde überhaupt nicht, so daß einerseits die Gefahr der eben geschilderten Katastrophe nicht drohen kann, während andererseits natürlich auch die Möglichkeit einer Weltraumschiffahrt im abarischen Felde nicht vorhanden ist.

Nachdem wir uns nun eine Zeitlang damit aufgehalten haben, zu diskutieren, warum die von phantastischen Romanschriftstellern erdachten Möglichkeiten einer Weltraumreise nicht ausführbar sind, wollen wir uns endlich überlegen, welche Methoden für den Himmelsflug dann überhaupt ernsthaft in Betracht gezogen werden können. Aus den bekannten Daten über die Masse und den Radius der Erde kann man sich leicht ausrechnen, daß die Mindestgeschwindigkeit, die ein vertikal in die Höhe geschleudertes Körper haben muß, um dem Schwerkraftfeld der Erde zu entrinnen, bei Vernachlässigung des Luftwiderstandes 11.180 m/sec betragen würde. Man bezeichnet sie als die parabolische Geschwindigkeit. Unter Berücksichtigung des Luftwiderstandes erhöht sich der Energieaufwand noch weiter und zwar hängt der Unterschied zwischen der tatsächlich erforderlichen und der hier angegebenen Mindestgeschwindigkeit von der sogenannten *Querschnittsbelastung* des Flugzeuges ab. Man versteht darunter das Verhältnis zwischen Masse und dem Querschnitt senkrecht zur Flugrichtung. Je höher die Querschnittsbelastung, desto größer wird die Durchschlagskraft und desto geringer ist die Verzögerung durch den Luftwiderstand. Daraus folgt, daß kleine Geschosse eine größere Anfangsgeschwindigkeit haben müssen, um gegen Luftwiderstand und Schwerkraft ins Weltall vordringen zu können als große. Für ein Weltraumschiff von 1 t Gewicht und von entsprechender Größe und Gestalt würde man mit einer Geschwindigkeit von rund 12 bis 13 km/sec rechnen müssen. Man darf nun vor allem nicht vergessen, daß es sich da um Geschwindigkeiten handelt, die rund fünfhundertmal größer sind als die unserer D-Züge, hundertmal größer als die unserer schnellsten Flugzeuge und

noch immer zehnmal so groß als jene der raschesten Geschosse. Abgesehen von allen anderen Schwierigkeiten ist aber eine Geschwindigkeitssteigerung von ein bis zwei Zehnerpotenzen eine Aufgabe, die sich bestimmt nicht im Handumdrehen bewältigen läßt. Vergessen wir nicht, daß innerhalb eines ganzen Jahrhunderts, vom Jahre 1830 bis zum Jahre 1930, in einem Zeitalter ungeheuren technischen Aufschwunges, eine Steigerung der durchschnittlichen Verkehrsgeschwindigkeit zu Wasser und zu Lande auf nicht einmal das Zehnfache erzielt worden ist. Trotz aller Wunder der Technik ist daher kaum zu erwarten, daß man innerhalb der nächsten Generation den Riesensprung auf die gigantische, planetarische Geschwindigkeit von mehr als 10.000 m/sec vollziehen wird, um so mehr als man vorher noch die kritische Grenze der Schallgeschwindigkeit zu überschreiten hat.

Unabhängig von der Frage, *wie* man überhaupt einem Körper eine so enorme Geschwindigkeit erteilt, kann man mit voller Sicherheit Aussagen darüber machen, wie groß mindestens der dazu gehörige Beschleunigungsweg und die Beschleunigungszeit sein müssen. Wenn man einen ursprünglich im Ruhezustand befindlichen Körper auf eine gewisse Endgeschwindigkeit bringen will, hat man bekanntlich eine Kraft anzuwenden, die ihn beschleunigt. Der Zusammenhang zwischen Endgeschwindigkeit v , Beschleunigung b , Beschleunigungszeit t und Beschleunigungsweg s ist bei konstanter Beschleunigung durch die aus der Mittelschule her bekannten Formeln gegeben

$$v = b t \quad s = \frac{b}{2} t^2.$$

Eliminiert man aus diesen Gleichungen die Zeit, so erhält man

$$2 b s = v^2 \quad \text{oder} \quad s = \frac{v^2}{2 b}$$

Bei gegebenem Wert von v erhält man aus dieser letzten Gleichung einen Mindestweg s unter der Voraussetzung, daß die Beschleunigung b einen bestimmten Grenzwert nicht überschreiten darf. Bei bemannten Weltraumschiffen darf nun die Beschleunigung nicht über jenes Maß gesteigert werden, das der menschliche Körper aushält. Da die Schwerebeschleunigung rund 10 m/sec^2 beträgt, würden die Füße eines Menschen, der mit einer Beschleunigung von 10 m/sec^2 nach oben geschossen wird, das doppelte Körpergewicht zu tragen haben, bei einer Beschleunigung von 20 m/sec^2 das dreifache usw. Es ist bekannt, daß bei Kunstflügen, z. B. in engen Kurven oder beim Abfangen aus dem Sturzflug, Beschleunigungen bis zum vier- bis fünffachen

der Schwerebeschleunigung vorkommen, die allerdings nur sekundenlang andauern und nur in liegender oder halbliegender Stellung erträglich sind. Wirkt eine solche enorme Beschleunigung in der Längsrichtung des Körpers nach oben ein, so tritt infolge des Abströmens des Blutes aus dem Gehirn augenblicklich Bewußtlosigkeit ein. Über die größte Beschleunigung, die ein Mensch in der günstigsten Stellung, d. h. flach auf dem Rücken liegend, durch mehrere Minuten aushalten kann, liegen leider keine direkten Erfahrungen vor, wohl aber kann man gewisse Rückschlüsse aus Tierexperimenten ziehen, die bereits eigens im Hinblick auf das Problem eines Weltraumfluges gemacht worden sind. Zu den tätigsten Forschern auf dem Gebiete der Kosmonautik zählt der Russe Nicolai Aleksejewitsch Rynin, Professor der Avio-Kommunikation an dem Leningrader Lehrerkombinat der Zivilluftflotte. Unter seiner Leitung wurde im Jahre 1931 am Osoaviachim (Sektion für Flugwesen der UdSSR.) eine Gruppe zum Studium der Reaktivbewegung (in der üblichen Abkürzungsweise GIRD genannt) gegründet, deren Zweck das Studium des Raketenproblems und des Weltraumfluges ist. Eine der von der GIRD ausgeführten Vorarbeiten bezog sich auf Tierexperimente in großen Zentrifugen zur Ermittlung der äußersten Beschleunigung, die der lebende Organismus noch ertragen kann. Es zeigte sich, wie zu erwarten, daß die Tiere um so widerstandsfähiger gegenüber stärkeren Beschleunigungen sind, je kleiner sie sind. Die untenstehende, nach W. Brügel²⁸⁾ zitierte Tabelle gibt die erträgliche Grenzbeschleunigung für einige kleinere Tiere an:

Mäuse	58 m/sec ² ,
Vögel	39 m/sec ² ,
Kaninchen	28 m/sec ² ,
Katzen	28 m/sec ² .

Aber selbst im Falle dieser kleineren Tiere wird der Beschleunigungsdruck nur dann vertragen, wenn er vorübergehend ausgeübt wird, vgl. die folgende Tabelle:

Frösche halten die Überbelastung	23 mal	während 5 Min. aus,
„ „ „ „	2200 mal	„ 1 „ „
Mäuse „ „ „ „	58 mal	„ 2 „ „
Tod bei	58 mal	„ 5 „ „
Kaninchen halten die	28 mal	„ 2 „ „
Tod bei	10 mal	„ 6 „ „

Die Ergebnisse aus diesen Experimenten lassen den Rückschluß zu, daß die oben erwähnten großen Momentanbeschleunigungen beim Kunstflug, die sekundenlang ohne dauernde Schädigung ertragen werden können, bei minutenlangem An-

halten wohl sicher zum Tode führen müßten. Die maximale Beschleunigung, die auf die Dauer erträglich ist, würde für den Menschen hoch gerechnet 20 m/sec^2 sein, denn 28 m/sec^2 tötet in 10 Dosen zu 6 Minuten schon die viel kleineren Kaninchen. Von dem angegebenen Maximalwert ist nun noch die Schwerkraft in Abzug zu bringen, die einer Beschleunigung von rund 10 m/sec^2 entspricht, es bleibt dann eine zulässige Vertikalbeschleunigung von 10 m/sec^2 . Wir wollen für die folgenden Rechnungen den Kilometer als Längeneinheit wählen, so daß wir $b = 0,01 \text{ km/sec}^2$ zu setzen haben, und erhalten durch Einsetzen in die oben angegebenen Formeln für den Beschleunigungsweg s und für die Beschleunigungszeit t

$$s = \frac{12^2}{2 \cdot 0,01} = 7200 \text{ km}; \quad t = 1200 \text{ sec} = 20 \text{ min.}$$

Würde man dagegen mit Valier²⁵⁾ voraussetzen, daß man die vierfache Erdbeschleunigung zur Anwendung bringen könnte (eine Annahme, die später durch die oben erwähnten russischen Tierexperimente widerlegt worden ist), so hätte man zu setzen $b = 0,04 \text{ km/sec}^2$ und aus unseren Formeln ergäbe sich

$$s = 1800 \text{ km}, \quad t = 5 \text{ min.}$$

Auf alle Fälle muß also jene Titanenkraft, die unser Weltraumschiff nach oben beschleunigt, bis in eine Höhe von einigen 1000 km über die Erdoberfläche wirksam sein, bevor das Schiff, sich selbst überlassen, nur von seinem Vorrat an kinetischer Energie zehrend, die Weiterreise in das Weltall antreten kann. Dieser Bereich des Beschleunigungsweges liegt, wie man sieht, schon weit außerhalb der Grenze der Erdatmosphäre, so daß sich aus diesen Betrachtungen allein schon zwingend ergibt, daß die Antriebskraft des Raumschiffes ohne irgendeinen Stützpunkt auf der Erdoberfläche oder im Luftozean ganz selbständig noch im leeren Raum wirksam sein müßte. Als einziges Antriebsmittel für Weltraumschiffe kommt daher die Rückstoßkraft in Betracht, wie sie beispielsweise bei den Raketen verwendet wird, denn diese bedarf gar keines Stützpunktes, sie beruht auf dem Satz der Gleichheit von Wirkung und Gegenwirkung, der seinerseits den Satz von der Erhaltung des Schwerpunktes zur Folge hat. Diese für das Problem des Weltraumfluges grundlegende Erkenntnis ist schon vor einem Vierteljahrtausend von Newton gefaßt worden und kein Physiker hat seitdem jemals daran zweifeln können, daß ein Weltraumflug, *wenn überhaupt, so nur mit Hilfe von großen Raketen durchführbar sein wird*. Unser Problem ist daher ganz innig verknüpft mit der Raketentechnik und tatsächlich erstrecken sich die ex-

perimentellen Vorversuche aller kosmonautischen Vereinigungen durchwegs auf die Entwicklung von geeigneten Raketenmotoren.

Im übrigen hat man es hier mit einer Technik zu tun, die viel älter ist als beispielsweise Dampfmaschine, Elektrizität, Eisenbahn u. dgl. Bei den Chinesen soll es schon im dritten vorchristlichen Jahrtausend Raketen gegeben haben. Aus China sind sie dann über Indien und Arabien nach Europa gelangt, wo sie im Mittelalter für Kriegszwecke verwendet wurden. Da es auch in der Technik immer gewisse Moden gibt, wechselten Perioden, in denen die Raketentechnik mehr oder weniger in Vergessenheit geriet, mit Zeiten, wo sie wieder zu Ehren und Ansehen gelangten. Im Jahre 1799 lernte ein britischer Kolonialoffizier, Oberst Congreve, in der Schlacht bei Seringapatem die fürchterliche Wirkung der von den Indern verwendeten Brandraketen kennen. Er griff die Sache auf und führte die Raketen in die englische Armee ein, womit er solche Erfolge erzielte, daß im großen Arsenal in Woolwich eine eigene Abteilung für Raketenbau eingerichtet wurde. Im Jahre 1807 wurde Kopenhagen von den Engländern durch Beschießung mit rund 120.000 Raketen in Brand gesetzt, wodurch die Raketentechnik zu internationaler Beühmtheit gelangte. In der ersten Hälfte des neunzehnten Jahrhunderts besaßen die meisten Militärstaaten eigene Raketenabteilungen; auch in der alten österreichischen Armee hatte eine solche existiert, die erst nach dem 66er Krieg wieder aufgelöst wurde. Der Grund, warum in der zweiten Hälfte des neunzehnten Jahrhunderts die Rakete als Kriegswaffe wieder zurücktrat, liegt an der mangelnden Zielsicherheit, die von jener der immer besser entwickelten Geschütze weit übertroffen wurde. Immerhin existiert auch heute noch in Europa eine ganz ansehnliche Raketenindustrie. Neben der allen geläufigen Anwendung als Feuerwerkskörper, dienen Raketen in der Marine für Signalzwecke und auch seit Jahrzehnten als Rettungsmittel für die Mannschaft gestrandeter Schiffe. Man verwendet große Raketen, um vom Ufer aus auf Distanzen von mehreren hundert Metern eine Leine auf das Schiff zu schießen, mit der dann stärkere Leinen nachgezogen werden können, über die schließlich eine Rettung der Mannschaft des gestrandeten Schiffes bewältigt werden kann. Die gewöhnlich verwendeten Pulverraketen sind im Prinzip nichts weiter als zylindrische Papphülsen, die mit festgepreßtem Schwarzpulver gefüllt sind, das an der offenen Basisfläche entzündet wird und nun mit großer Geschwindigkeit frei abbrennt. Die Herstellung der gewöhnlichen Pulverraketen ist in der dem Buche von Valier entnommenen Abb. 1 dargestellt. Die unten eingewürgte Papp-

hülse wird auf einem konischen Dorn aufgesetzt, hierauf füllt man ganz feingemahlenes Schwarzpulver portionenweise ein

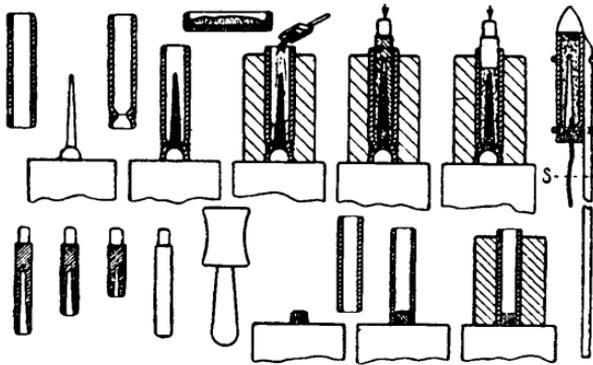


Abb. 1.
Herstellung von Pulverraketen.

und schlägt mit Hilfe von Setzer und Schlegel jede einzelne Portion ganz fest, bis die Ladung eine kompakte, harte Masse bildet. Zum Schluß wird die Hülse oben abgeschlossen und verleimt, die Rakete wird vom Dorn abgezogen, mit einer Zündschnur versehen, an den Raketenstab, der zur Stabilisierung dient, angebunden und das Ganze ist fertig um abgebrannt zu werden. Der konische Hohlraum, der nach dem Abziehen vom Dorn übrigbleibt, wird als die *Seele* der Rakete bezeichnet, an ihrer Wandfläche findet das Abbrennen von innen nach außen statt, wobei die Seele gleichzeitig als Düse dient, aus der die Verbrennungsgase sich expandierend nach hinten ausströmen. Der dabei bewirkte Rückstoß erzeugt die Schubkraft, unter deren Einwirkung die Rakete ihre hohe Beschleunigung nach oben erhält. Bei diesen primitiven, meist als Feuerwerkskörper verwendeten Raketen ist der Wirkungsgrad ein ziemlich geringer. Um bessere Wirkung erzielen zu können, muß man natürlich trachten, daß möglichst viel von der ungeordneten Wärmeenergie des Kraftstoffes in geordnete Translationsbewegung der ausströmenden Gase verwandelt wird. Dies kann geschehen durch Anwendung geeignet geformter Düsen, wie sie beispielsweise in Dampfturbinen benützt werden.

Die Pulverraketen haben für den Antrieb bemannter Verkehrsmittel den Nachteil, der nicht unerheblichen Explosionsgefahr. Es kommt nämlich häufig vor, daß das Abbrennen der Ladung, das ja einfach aus einer Reaktion an der freien Oberfläche der Seele besteht, sich durch Temperatur- und Druck-

steigerung in eine plötzlich rasch durch das ganze Innere der Ladung verlaufende Reaktion verwandelt. Man hat es dann mit einer Explosion zu tun, die Rakete springt augenblicklich in Stücke, kann alle Nachbarraketen zur Explosion bringen und derart eine Katastrophe herbeiführen.

Das Bestreben der Kosmonauten geht deswegen auch dahin, Flüssigkeitsraketen zu konstruieren, bei denen nicht ein Sprengstoff wie Schwarzpulver zur Verbrennung gebracht wird, sondern beispielsweise ein Benzin-Sauerstoffgemisch so wie bei den gewöhnlichen Verbrennungskraftmaschinen. Abgesehen von der geringeren Explosionsgefahr haben die flüssigen Treibstoffe, wie Benzin, Benzol u. dgl. auch den Vorteil der größeren Verbrennungsenergie voraus. Man könnte ferner einen im wesentlichen aus Ofen und Düse bestehenden Raketenkörper entweder im Gleichdruckverfahren oder intermittierend wie bei der Holzwarthschen Gasturbine fortlaufend mit Brennstoff beschicken und hätte dann eine Rakete, die einen dauernden Schub zu leisten imstande ist. Man bezeichnet eine solche Vorrichtung als einen *Raketen-*

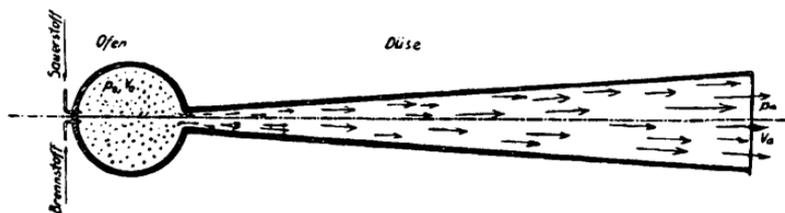


Abb. 2.
Raketenmotor.

motor. Der erste derartige Raketenmotor ist eigenartigerweise in Peru entstanden, und zwar schon in den Jahren 1895 bis 1897. Die Arbeiten wurden damals in aller Stille ausgeführt, eine Veröffentlichung darüber erschien erst am 7. Oktober 1925 in der in Lima herausgegebenen Tageszeitung „El comercio.“ Der Konstrukteur, ein Ingenieur Pedro Paulet, berichtet darin, daß er einen Raketenmotor mit Ofen und Düse aus Vanadiumstahl konstruiert habe, wobei als Brennstoff Benzin und Stickstoffperoxyd verwendet wurde. Der Motor wog bloß 2,5 kg, ergab bei 300 Zündungen pro Sekunde einen Schub von 90 kg und war imstande, eine Stunde lang zu arbeiten.

Sofern diese Angaben auf Wahrheit beruhen und nicht etwa eine Zeitungsente sind, muß man sagen, daß Paulet damals, vor fast 40 Jahren, auf seinem Gebiete einen Vorsprung erzielt hatte, den die Technik der übrigen Konstrukteure bis heute nicht einholen konnte. Ein Raketenmotor mit den beschriebenen

Eigenschaften wäre, wenn er verlässlich funktionierte, ein außerordentlich wertvoller Startbehelf für Flugzeuge, der sogleich in allen Kulturländern auf Abnehmer rechnen könnte. Die Sache muß aber damals doch irgendeinen Haken gehabt haben, denn Paulet schließt seinen Bericht mit den Worten: „Wegen der Gefahr der Versuche mit starken Treibstoffen und aus anderen persönlichen Gründen wurden die Versuche 1897 eingestellt.“

Versuchsmodelle von Flüssigkeitsraketen, die bereits kurze Flüge absolvierten, sind von H. Oberth und R. Nebel in Berlin-Reinickendorf, sowie von J. Winkler unter der Patronanz der Junkers-Werke in Dessau ausgeführt worden. Über die ersten Versuchsstadien ist man jedoch bei diesen Raketen nicht hinausgekommen, während Pulverraketen bis zu einem Kaliber von 90 mm im Handel erhältlich sind. Eine ausführliche theoretische Diskussion über das Problem findet sich in dem Buch „Raketenflug“ von Eugen Sänger²²), dessen Darstellung zu den wenigen seriösen Spezialwerken auf diesem Gebiete gehört.

Machen wir nun die Fiktion, die Technik wäre schon so weit vorgeschritten, daß man Raketenmotoren in allen gewünschten Ausführungen und Leistungen so wie etwa Dampfturbinen oder Dieselmotoren herstellen könnte. Es läßt sich dann leicht zeigen, daß selbst unter dieser gegenwärtig noch nicht verwirklichten Annahme an einen Weltraumflug noch lange nicht zu denken sein wird. Die folgenden Betrachtungen sind völlig unabhängig von der speziellen Konstruktion des Raketenmotors, sie stützen sich vielmehr allein auf das Newtonsche Reaktionsprinzip, bzw. auf den daraus hergeleiteten Satz von der Erhaltung des Schwerpunkts, dessen Gültigkeit auch in der jetzigen so revolutionären Physik über allen Zweifel erhaben ist.

Die nachstehende Rechnung wird für jene, denen die Elemente der Differentialrechnung geläufig sind, unschwer verständlich sein; die übrigen Leser werden gebeten, die Rechnung einfach zu überschlagen und den Text erst von der Diskussion der Formel (3) an weiterzuverfolgen. Wir denken uns, das Weltraumschiff habe die Masse m und werde dadurch nach oben beschleunigt, daß es einen kleinen Bruchteil seiner Masse in Form der Auspuffgase mit der Geschwindigkeit c nach abwärts schießt. Es erleidet dadurch den negativen Massenzuwachs dm , wobei ($-dm$) eine positive Größe ist, die die Masse des in der Zeit dt auspuffenden Treibstoffes angibt. Der Rückstoß erzeugt einen Geschwindigkeitszuwachs dv vertikal nach oben; andererseits erleidet die Rakete unter der Einwirkung der Erdschwere in der Zeit dt einen Geschwindigkeitsverlust im Betrag $g dt$, wobei g die Erdbeschleunigung ist. Aus dem Satz von der Erhaltung

des Schwerpunktes folgt daher

$$m dv + c dm + m g dt = 0$$

Division durch m und Integration über die Antriebszeit t liefert

$$v = c \ln \frac{m_0}{m} - \int_0^t g(t) dt \quad (1)$$

oder

$$\ln \frac{m_0}{m} = \frac{v}{c} + \frac{1}{c} \int_0^t g dt \quad (2)$$

Hier bedeutet m_0 die Anfangsmasse der mit Treibstoffen beladenen Rakete, m bzw. v sind Masse bzw. Geschwindigkeit der Rakete zur Zeit t nach dem Abschluß, c ist die Geschwindigkeit der Auspuffgase, g die (mit wachsender Höhe über dem Erdboden ständig abnehmende) Schwerebeschleunigung; \ln bedeutet den natürlichen Logarithmus. Nach Abbrennen des für den Aufstieg von der Erde bestimmten Treibstoffes muß eine Geschwindigkeit erreicht sein, die größer ist als die der betreffenden Höhe entsprechende planetarische Geschwindigkeit v_h , denn nach Aufhören des Raketenantriebes muß die kinetische Energie des Raumschiffes hinreichen, um dem Schwerfeld der Erde zu entkommen. Bezeichnet man das Restgewicht des Raumschiffes (Nutzgewicht plus dem zur allfälligen Rückreise erforderlichen Treibstoff) mit m_1 und die parabolische Geschwindigkeit für die nach Aufhören des Beschleunigungsvorganges erreichte Höhe mit v_h , so muß gelten

$$v(t) \geq v_h$$

oder

$$\ln \frac{m_0}{m_1} \geq \frac{v_h}{c} + \frac{1}{c} \int g dt. \quad (3)$$

Jener Umstand, der eine Raketenfahrt zum Mond beim derzeitigen Stand der Technik absolut unmöglich macht, liegt nun darin, daß die erreichbaren Auspuffgeschwindigkeiten c wesentlich niedriger liegen als die parabolische Geschwindigkeit v_h , derart, daß man gemäß Formel (3) zu den weiter unten angegebenen hohen Werten für das Verhältnis $m_0:m_1$ gelangt, die sich in praxi nie realisieren lassen. Es läßt sich zeigen, daß das Massenverhältnis $m_0:m_1$ noch am kleinsten wird, wenn man die Beschleunigung der Rakete möglichst hoch und dadurch die Beschleunigungszeit möglichst kurz macht, weil dann das zweite Glied der rechten Seite der Gleichung (3) vernachlässigt werden kann. In diesem Fall kann der Beschleunigungsvorgang schon bald nach dem Start in einer Höhe beendet werden, wo die parabolische Geschwindigkeit v_h den oben für Erdnähe angegebenen Wert von

rund 11 km/sec. besitzt; bezeichnet man diesen letzteren Wert mit v_0 , so gelangt man mit der eben erwähnten Vernachlässigung zu der Näherungsformel

$$\ln \frac{m_0}{m_1} = \frac{v_0}{c} \quad (4)$$

Bei der Berechnung von m_1 ist zu beachten, daß das Raumschiff eine vakuumdichte Kabine enthalten muß, ferner Wasser und Proviant für mehrere Tage, Sauerstoffbehälter, Instrumente u. dgl., ferner den ganzen Raketenmechanismus mit feuerfest verkleidetem Ofen, Düse, Zündvorrichtungen, Brennstoffbehälter u. dgl., schließlich die Besatzung selbst. Das durch m_1 dargestellte Gewicht, exklusive Brennstoff, wird also *mindestens* eine Tonne betragen. Wie groß ist ferner der erreichbare Wert von c ? Die in Turbinendüsen praktisch verwendeten Austrittsgeschwindigkeiten sind von der Größenordnung einiger hundert m/sec, in extremen Fällen steigen sie auf rund 1000 m/sec.

Setzen wir versuchsweise $c = \frac{v_0}{10} \div 1100$ m/sec, was etwa der Größenordnung der höchsten bisher praktisch erzielten Auspuffgeschwindigkeiten oder Mündungsgeschwindigkeiten von Pulvergasen entspricht und jene der üblichen Pulverraketen um ein Vielfaches übersteigt, dann erhalten wir die Gleichung

$$\ln \frac{m_0}{m_1} = 10. \quad (5)$$

Rechnet man die natürlichen Logarithmen gemäß der Beziehung $\log N = 0,4343 \ln N$ (6) auf die gewöhnlichen Briggschen Logarithmen um, so ergibt sich

$$\log \frac{m_0}{m_1} = 4,343$$

das bedeutet: $m_0 = 22.000 m_1$ (7)

Das Gewicht des mit Treibstoffen beladenen Weltraumschiffes würde also 22.000 t betragen. Das ist nun aus mehreren Gründen völlig unmöglich. Erstens ist es ganz ausgeschlossen, in dem beschränkten Tankraum des Flugzeuges, das ja nur eine Tonne wiegen soll, 22.000 Tonnen hochexplosive Treibstoffe unterzubringen. Aber selbst wenn dies gelänge, wäre es ganz unmöglich, innerhalb der wenigen Minuten, die der ganze Beschleunigungsvorgang dauern soll, Tausende von Tonnen glühender Feuergase mit rasender Geschwindigkeit durch eine Düse zu jagen, weil es keine feuerfesten Stoffe gibt, die dieser immensen Beanspruchung gewachsen wären. Sie sehen, daß unter solchen Umständen an einen Weltraumflug derzeit ernstlich nicht zu

denken ist. Welcher vernünftige Mensch würde (ganz abgesehen von den eben geschilderten technischen Schwierigkeiten) daran denken, sich auf einen Haufen von zweitausend Eisenbahnwaggons Sprengstoff zu setzen, das ganze unten anzuzünden und es der Vorsehung überlassen, ihn mit heiler Haut wieder herunterzubringen!

Über die derzeitige Unmöglichkeit eines Fluges in den Welt- raum kann also kein Zweifel bestehen. Man könnte sich nun weiter fragen, wie es mit den Aussichten für eine spätere Zukunft steht. In welcher Hinsicht könnten sich die Verhältnisse derart verbessern, daß dasjenige, was heute eine Utopie ist, in den Bereich der Möglichkeit rückt? Hierzu ist nun zu sagen: Die Gleichungen (1) bis (4) beruhen ganz allgemein auf dem Schwerpunktsatz und sind von irgendwelchen speziellen An- nahmen über den Raketenmechanismus unabhängig; an ihrer Gültigkeit wird sich daher auch in Zukunft nichts ändern. Ebenso kann an dem für die Erdoberfläche geltenden Wert der para- bolischen Geschwindigkeit $v_0 = 11 \text{ km/sec}$ nichts geändert werden, solange die Erde ihre Masse beibehält, was sie innerhalb der nächsten paar Milliarden Jahre gewiß tun wird.

Es liegt nun der Gedanke nahe, das Verhältnis v/c dadurch herabzudrücken, daß man die Rakete nicht allzurasch beschleunigt, so daß der Antriebsvorgang in eine solche Höhe über die Erd- oberfläche führt, wo der Wert der parabolischen Geschwindigkeit schon niedriger ist als v_0 . In einer Entfernung vom Erdmittel- punkt, die gleich dem vierfachen des Erdradius ist, beträgt bei- spielsweise v_h nur mehr die Hälfte von v_0 , hiedurch würde gemäß

der Gleichung $\ln \frac{m_0}{m_1} = \frac{v}{c}$ das Verhältnis $\frac{m_0}{m_1}$ nicht mehr 22.000 betragen, wie oben ausgerechnet, sondern nur mehr 149, also ganz beträchtlich weniger. Leider erweist sich aber bei näherer Betrachtung die Hoffnung, den Weltraumflug auf *diese Weise* eher in den Bereich der Möglichkeit zu rücken, als trügerisch. Denn, wenn man nur mäßige Beschleunigungen durch längere Zeit hindurch einwirken läßt, so ist an Stelle der Gleichung (4), die nur als Näherungsformel für sehr rasche Beschleunigungen gilt, die exakte Formel (3) anzuwenden und da zeigt sich nun, daß das erforderliche Verhältnis $\frac{m_0}{m_1}$ um so stärker wächst, je

länger der Beschleunigungsvorgang dauert. Dieser Umstand lehrt weiter, daß die Aussichten für einen Weltraumflug in Wirklichkeit noch bedeutend schlechter sind, als auf Grund der ersten Über- schlagsrechnung gemäß der Näherungsgleichung (4) zu erwarten

wäre. Denn diese Gleichung gilt, wie schon erwähnt, nur für den Fall extrem rascher Beschleunigungen, die um ein Vielfaches größer sind als die Schwerebeschleunigung und daher für lebende Organismen gar nicht erträglich sind. Wenn man die Auffahrt

mit einer konstanten Beschleunigung $\frac{dv}{dt} = 10 \text{ m/sec}^2$ ausführt,

derart, daß die Insassen des Weltraumschiffes nur mit ihrem doppelten Körpergewicht gegen die Unterlage gepreßt werden, dann errechnet sich gemäß der exakten Formel (3) ein Massenverhältnis

$$m_0 = 300.000 m_1,$$

also noch katastrophal viel schlechter, als für den Fall einer unerträglich raschen Beschleunigung ausgerechnet war. Wählt man die Beschleunigung doppelt so groß, nämlich 20 m/sec^2 , so gelangt man zu einem Verhältnis

$$m_0 = 100.000 m_1,$$

also noch immer ganz unmöglich hoch. Hiezu ist noch zu bedenken, daß bei dieser Beschleunigung die Insassen wegen des Hinzutretens der Erdschwere einem Andruck vom dreifachen Betrag ihres Körpergewichtes ausgesetzt wären, was gemäß den Untersuchungen von Rynin bereits bei Kaninchen zum Tode führt wenn der Druck zehnmal je sechs Minuten lang ausgeübt wird.

Es gibt also überhaupt nur einen einzigen Weg, um das gegenwärtig unbedingt prohibitive Mindestverhältnis m_0/m_1 herabzusetzen und dieser besteht in einer Steigerung der Austrittsgeschwindigkeit c der Feuergase. Tatsächlich ist auch damit zu rechnen, daß man in dieser Hinsicht einmal weiterkommen wird. Aber auch hier lassen sich schon gewisse unübersteigliche Grenzen absehen, die einfach durch das Energieprinzip gegeben sind. Nach diesem Prinzip kann nämlich die gesamte kinetische Energie der ausströmenden Gase (bezogen auf die Rakete selbst als Ruhesystem) nicht größer sein, als die Differenz zwischen dem thermischen Energieinhalt der Gase im Ofen vor und nach erfolgter Expansion. Es muß also gelten

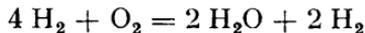
$$\mu \frac{c^2}{2} \leq \gamma (T_0 - T_1) \quad (8)$$

wobei μ das Molekulargewicht, γ die Molekularwärme ausgedrückt in erg pro Grad, T_0 die Temperatur im Ofen und T_1 die Temperatur an der Düsenmündung ist. Aus der Gleichung (8) ergibt sich, daß die Auspuffgeschwindigkeit gesteigert werden kann durch Wahl eines Treibstoffes mit möglichst großer spezifischer Wärme und geringem Molekulargewicht und durch möglichste Steigerung des Temperaturgefälles zwischen Ofen und Düsenhals. Die

bisher verwendeten Treibstoffe wie Pulver, Benzin-Sauerstoffgemisch u. dgl. stellen in dieser Hinsicht noch nicht das Optimum dar; mit Rücksicht auf die Forderung eines möglichst niedrigen Molekulargewichts wäre ein Wasserstoff-Sauerstoffgemisch (Knallgas) mit Wasserstoff im Überschuß am günstigsten. Wegen der Schwierigkeit und Gefährlichkeit der Handhabung von flüssigem Wasserstoff ist allerdings an eine Verwendung dieser Reaktion für größere Raketen beim derzeitigen Stand der Technik gar nicht zu denken.

Der Temperatur T_0 ist weiters dadurch eine Grenze gesetzt, daß die uns zur Verfügung stehenden Materialien, mit denen man den Ofen und den am meisten gefährdeten Düsenhals auskleiden kann, nur bis zu einer gewissen Höchsttemperatur belastet werden dürfen. Die Substanz mit dem höchsten bisher bekannten Schmelzpunkt von rund 3800°C ist Tantalkarbid, dieses dürfte aber für den vorliegenden Zweck aus anderen Gründen ungeeignet sein. Dagegen würde es mit entsprechendem Kostenaufwand vielleicht einmal gelingen, Ofen und Düse mit Wolfram auszukleiden, derart, daß man eine Ofentemperatur von $T_0 = 3000^\circ\text{C}$ anwenden könnte. Die gegenwärtig höchst erreichbare Grenze dürfte jedoch bei rund $T_0 = 2000^\circ\text{C}$ liegen.

In der nachfolgenden Tabelle sind nun einige roh approximative Angaben für die bei verschiedenen Ofentemperaturen unter Benützung der Reaktion



erzielbaren Höchstgeschwindigkeiten c enthalten, ferner sind

die zugehörigen Werte des Massenverhältnisses $\frac{m_0}{m_1}$ unter der

Voraussetzung einer Beschleunigung $b = 10\text{ m/sec}^2$ bzw. $b = 20\text{ m/sec}^2$ angegeben. Für die Mündungstemperatur wurde die (sehr optimistische) Annahme $T_1 = 1000^\circ\text{C}$ gemacht.

T_0	c	$\frac{m_0}{m_1}$ ($b = 10\text{ m/sec}^2$)	$\frac{m_0}{m_1}$ ($b = 20\text{ m/sec}^2$)
2000	3200	83	56
2250	3500	51	36
2500	3900	37	27
2750	4200	29	22
3000	4500	23	17

Die hier angegebenen Ziffern zeigen, daß man das erforderliche Massenverhältnis m_0/m_1 durch verhältnismäßig geringe Steigerung der Auspuffgeschwindigkeit c ganz bedeutend herabsetzen könnte. Bei einer Auspuffgeschwindigkeit von 4500 m/sec würde man rund 10.000 mal weniger Brennstoff brauchen als bei $c =$

= 1100 m/sec. Trotzdem muß man sagen, daß auch unter den hier gemachten, nach den gegenwärtigen Erfahrungen noch lange nicht realisierbaren Voraussetzungen an eine praktische Durchführung eines Weltraumfluges nicht zu denken wäre. Denn selbst bei einer Ofentemperatur von 3000°C (die beim heutigen Stand der Technik unbedingt zur vorzeitigen Zerstörung der Rakete führen müßte) könnte man die Auspuffgeschwindigkeit von 4500 m/sec nur durch Anwendung der oben angegebenen Knallgasreaktion erzielen. Man hätte also viele Tonnen von Wasserstoff und Sauerstoff in hochkomprimierter Form oder in flüssigem Zustand mitzuführen. In beiden Fällen ist es nicht denkbar, daß das Gewicht des gesamten Raumschiffes einschließlich Brennstoffbehälter nur rund $\frac{1}{20}$ oder noch weniger des anfänglichen Treibstoffballastes ausmacht, wie es gemäß der hier gebrachten, ohnedies recht optimistischen Berechnung nötig wäre. Es ist deswegen von Oberth und von Goddard vorgeschlagen worden, sogenannte Stufenraketen zu bauen, bei denen eine große Rakete eine kleinere trägt, diese wieder eine noch kleinere usw. derart, daß nach Verbrauch eines Teiles des Brennstoffes der zugehörige große Tank und Raketenmotor abgeworfen wird. Man darf aber nicht vergessen, daß durch diese Maßnahme weiter nichts erreicht wird, als daß die Ausführbarkeit eines äußerst großen Verhältnisses m_0/m_1 näher in den Bereich des Möglichen gerückt wird. Dieses Verhältnis selbst wird aber für die Stufenrakete durchaus nicht kleiner, sondern sogar größer als für die einfache Rakete. Also selbst bei der gegenwärtig ganz unerreichbar großen Auspuffgeschwindigkeit von 4500 m/sec müßte zum Antrieb eines 1 t schweren Raumschiffes anfänglich mehr als 20 t hochexplosiblen Brennstoffes mitgeführt werden.

Es ist weiters zu beachten, daß bei den hier mitgeteilten Abschätzungen eine Reihe von Faktoren noch gar nicht in Rechnung gezogen wurde, unter deren Berücksichtigung man so gleich erkennt, daß die erforderliche Treibstoffmenge in Wirklichkeit noch ein Vielfaches der hier angegebenen Zahl ausmachen müßte. Hierzu gehört der bisher vernachlässigte Luftwiderstand, ferner der Umstand, daß das Weltraumschiff eine merklich größere Geschwindigkeit haben muß als die nur zur Überwindung der Erdschwere erforderliche parabolische Geschwindigkeit, weil es ja sonst in großer Entfernung von der Erde gar keine Restgeschwindigkeit hätte, mit der es die Reise bis zu einem Nachbarplaneten ausführen kann. Weit mehr als dies macht aber noch der Umstand aus, daß die Rakete zum Landen und Wiederaufsteigen von einem Weltkörper und

ferner zuletzt zum Landen auf der Erdoberfläche ja auch wieder beträchtliche Treibstoffmengen braucht. Diese sind selbst schon wieder von ähnlicher Größenordnung wie die oben angegebenen Mengen, was zur Folge hat, daß das Verhältnis von Treibstoffgewicht zu Leergewicht der Rakete sich potenziert. Sei m_2 das Gewicht der Rakete exklusive aller Treibstoffvorräte, m_1 das nach Aufhören des Startvorganges von der Erde übrigbleibende Gewicht. Dann wäre etwa zu setzen

$$\begin{aligned} m_1 &= 20 m_2 \\ m_0 &= 20 m_1 = 400 m_2. \end{aligned} \quad (9)$$

Das Gewicht m_2 des leeren Raumschiffes ist, wie oben erwähnt, mindestens mit 1 t einzuschätzen. Selbst, wenn man also auf eine Landung auf dem Monde verzichtet und ihn bloß umfahren will, hätte man doch rund 20 t Treibstoff allein zu dem Zwecke mitzuführen, um die zur Landung auf der Erde erforderliche Bremsung bewirken zu können. Dies hat aber zur Folge, daß man mindestens 400 t Treibstoff zum Start von der Erde braucht.

Ganz und gar unmöglich wäre vollends eine Reise zu benachbarten Fixsternen. Der nächste Fixstern hat eine Entfernung von rund 4 Lichtjahren. Um die Hin- und Rückreise innerhalb von 80 Jahren vollenden zu können, wäre eine Reisegeschwindigkeit von $\frac{1}{10}$ der Lichtgeschwindigkeit erforderlich, also $v = 30,000.000$ m/sec. Setzt man dies in die Formel (3) ein, so erhält man selbst unter der Voraussetzung $c = 5000$ m/sec:

$$\ln \frac{m_0}{m_1} = 6000$$

oder
$$\frac{m_0}{m_1} = 10^{2606}. \quad (10)$$

Selbst wenn man sämtliche Massen der Welt in Explosivstoffe verwandeln könnte, so würde das bei weitem nicht hinreichen, um der Rakete die nötige Geschwindigkeit zu erteilen. (Damit ist natürlich nicht gesagt, daß nicht im Weltall Körper mit sehr hoher Geschwindigkeit herumfliegen könnten. Diese müßten aber ihre Geschwindigkeit in Wechselwirkung mit größeren kosmischen Massen und auf dem Wege über extrem große Beschleunigungen, beispielsweise durch Explosion eines Weltkörpers erhalten haben. Die hier dargetane völlige Unmöglichkeit der Erzielung von Endgeschwindigkeiten im angegebenen Betrage beziehen sich auf Beschleunigungsvorgänge, denen die Nebenbedingung auferlegt ist, daß sie für organische Lebewesen erträglich sind.)

Solange also die menschliche Technik auf die bis heute bekannten Naturkräfte angewiesen ist, können Weltraum-

flüge, die bis zu benachbarten Fixsternen führen, unter gar keinen Umständen in Frage kommen.

Gegenüber der enormen Schwierigkeit, dem Schwerkraftfeld der Erde zu entrinnen, treten alle anderen Hindernisse, die sich dem Weltraumflug entgegenstellen könnten, völlig in den Hintergrund. Man könnte von vornherein vielleicht vermuten, daß das Problem des *Zielens* auf einen bestimmten Nachbarplaneten wegen der Kleinheit des Zieles und wegen der Eigenbewegung von Erde und Planeten erhebliche Schwierigkeiten bereiten könnte. Darauf ist zu erwidern, daß den Ballistikern das Problem des Schießens mit bewegtem Ziel und bewegtem Geschützstand von der Marine her durchaus geläufig ist und daß ferner im Falle der bemannten Rakete die Schwierigkeit wesentlich geringer ist, weil geringfügige Richtungsfehler beim Start nachträglich durch „Richtungsschüsse“ aus der Rakete korrigiert werden können. Außerdem braucht das Raumschiff ja bloß in die Nähe des betreffenden Planeten zu gelangen und seine Eigengeschwindigkeit entsprechend abzubremesen, dann sorgen die Fangarme der Schwerkraft schon selbst für das Näherkommen. Wegen der Schwierigkeit des Zielens allein brauchte man sich also von interplanetarischen Verkehrsplänen nicht abschrecken zu lassen.

Etwas ähnliches gilt auch bezüglich der Besorgnisse wegen der Temperatur im Weltraum. Man findet gelegentlich die Ansicht vertreten, daß die Kosmonauten in der eisigen Kälte des Weltraums zugrunde gehen müßten — ein Einwand, der sich als nicht stichhältig erweist. Es lohnt sich, einige Worte darüber zu sagen, weil über diesen Punkt gänzlich falsche Vorstellungen auch in sonst gebildeten Kreisen weit verbreitet sind. Die in vielen populären Darstellungen und auch häufig in Mittelschulen verbreitete Lehre über die Weltraumtemperatur lautet so: „Mit wachsender Erhebung über den Erdboden nimmt die Temperatur immer mehr und mehr ab und erreicht an der äußersten Grenze der Atmosphäre den Wert der Temperatur des leeren Weltraums, nämlich den absoluten Nullpunkt der Temperatur: — 273° C“. Diese Behauptung ist nun zum Teil überhaupt sinnlos und, soweit sie einen Sinn haben soll, ist sie falsch. Sinnlos ist es nämlich vor allem, von der „Temperatur des leeren Weltraumes“ zu sprechen. Der Raum an sich kann natürlich ebensowenig eine Temperatur haben, wie er eine Farbe besitzt. Gerade so wenig wie man sagen kann, der leere Raum sei grün oder blau, kann man sagen, der Raum besitze die Temperatur von — 273° C. Die Eigenschaft, eine bestimmte Temperatur zu besitzen, kann nur materiellen Körpern oder beispiels-

weise auch einem ungeordneten Strahlungsgemisch zukommen. Wir dürfen also nicht fragen, welche Temperatur besitzt der Weltraum außerhalb unserer Atmosphäre, sondern wir können nur fragen: Welche Temperatur würde irgendein Körper annehmen, wenn man ihn beispielsweise mit einer Weltraumrakete aus unserer Erdatmosphäre herausschießt? Wenn man nun glaubt, daß beispielsweise ein Stück Eisen, das man in eine Entfernung von einer Million Kilometer von der Erde bringt, sich auf -273°C abkühlen würde, so irrt man sich gewaltig. Denn der Körper steht natürlich unter dem Einfluß der von der Erde und der Sonne kommenden Wärmestrahlen. Es wird ihm fortwährend Energie zugestrahlt, während er andererseits selbst wieder entsprechend seiner eigenen Temperatur Wärme ausstrahlt. Es wird sich eine gewisse Gleichgewichtstemperatur einstellen, bei der im Mittel gleich viel Wärme eingestrahlt und ausgestrahlt wird. Ihre Höhe wird im wesentlichen vom Emissionsvermögen und vom Absorptionsvermögen des Körpers, also, grob gesprochen, von seiner Farbe und Oberflächenbeschaffenheit abhängig sein. Man kann sich nun sofort die Temperatur ausrechnen, die ein grauer oder schwarzer Körper annehmen würde, der sich im leeren Weltraum, fern von der Erde, aber ungefähr in Erddistanz von der Sonne, also in einer Entfernung von rund 150,000.000 km von der Sonne befindet. Es stellt sich heraus, daß seine Temperatur nicht -273°C wäre und auch nicht -200° und nicht -100° , ja nicht einmal eine unter dem Eispunkt liegende Temperatur, sondern rund $+4^{\circ}\text{C}$, also eine ganz gemütliche Frühlingstemperatur, entsprechend ungefähr der mittleren Temperatur der Erdoberfläche. Dies ist übrigens auch ganz einleuchtend, denn die letztere ist ja ebenfalls durch das Gleichgewicht zwischen Einstrahlung und Ausstrahlung bedingt, weil die aus dem heißen Erdinneren kommende Wärmeströmung keinen nennenswerten Einfluß auf die Oberflächentemperatur hat.

Dagegen wird man vielleicht einwenden, daß diese Aussagen über die Temperaturen im Weltraum mit unseren Erfahrungen im Widerspruch zu stehen scheinen. Wir wissen ja, daß die höchsten Berge der Erde stets mit Schnee bedeckt sind, und wissen weiter aus Messungen mit Registrierballons, daß in Höhen zwischen 10 und 20 km über dem Erdboden die Temperatur auf rund -50°C sinkt, ja in einer Höhe von 17 km hat man selbst in der Gegend des Äquators Temperaturen von -80°C gemessen. Es sieht also doch so aus, als würde mit wachsender Entfernung von der Erdoberfläche die Temperatur sich immer mehr dem absoluten Nullpunkt nähern. Hierauf ist folgendes

zu erwidern: Unsere Angabe bezüglich der Temperatur von rund $+4^{\circ}\text{C}$ bezieht sich auf die *durch Strahlungsgleichgewicht* erreichte Temperatur eines schwarzen oder grauen Körpers. In den unteren Schichten der Erdatmosphäre, nämlich in der bis zu einer Höhe von rund 12 km reichenden *Troposphäre* ist aber die Temperatur noch durch andere Faktoren bestimmt, namentlich durch das sogenannte konvektive Gleichgewicht. Die vertikalen Strömungen in der Troposphäre wirbeln die Luftmassen durcheinander; die Luft wird an einzelnen Stellen rasch in die Höhe befördert und expandiert sich dabei adiabatisch, wobei sie sich nach einem bekannten Gesetz der Thermodynamik abkühlen muß. (Gleichzeitig wird natürlich an anderen Stellen der umgekehrte Vorgang eintreten, wobei es zur Föhnbildung kommen kann.) Die Temperaturverteilung in der den Menschen direkt zugänglichen Troposphäre ist also in erster Linie durch den Umstand bedingt, daß die vertikalen Luftströmungen wie riesige Eismaschinen wirken, die dafür sorgen, daß die höheren Luftschichten durch adiabatische Expansion abgekühlt werden. In der oberhalb der Grenze der Troposphäre gelegenen sogenannten *Stratosphäre* ist dann allerdings die Temperatur hauptsächlich durch das Strahlungsgleichgewicht bedingt. Daß auch dort noch anfangs ein Temperaturabfall nach oben hin erfolgt, bevor dann in einer Höhe zwischen 20 und 30 km wieder ein allmähliches Ansteigen der Temperatur eintritt, hängt mit den Absorptionsverhältnissen der Atmosphäre zusammen. Unsere frühere Temperaturangabe hatte sich auf einem schwarzen oder grauen Körper bezogen, also auf einen solchen, dessen Absorptionsvermögen für alle Wellenlängen gleich ist. Für selektiv absorbierende Substanzen fällt jedoch die Gleichgewichtstemperatur anders aus, und zwar wird sie entweder höher oder niedriger als jene des grauen Körpers liegen, je nachdem, ob die allfällig vorhandenen Absorptionsgebiete im kurzwelligen oder langwelligen Spektralbereich liegen. Man gelangt so zu dem in der folgenden Tabelle dargestellten Schema:

Gleichgewichtstemperatur in 150,000.000 km Abstand von der Sonne.

Schwarzer oder grauer Körper	$+4^{\circ}\text{C}$.
Selektiv ultraviolett absorbierender Körper . . oberhalb	$+4^{\circ}\text{C}$.
Selektiv ultrarot absorbierender Körper . . . unter	$+4^{\circ}\text{C}$.

Daß also an der Grenze zwischen Troposphäre und Stratosphäre noch ein weiterer Temperaturabfall nach oben hin eintritt, dürfte höchstwahrscheinlich durch den Umstand verursacht sein, daß die Atmosphäre in diesen Schichten ziemlich ausgeprägte ultrarote Absorption besitzt. Möglicherweise spielt dabei die

starke Ultrarotabsorption des in diesen Höhen noch spurenweise vorhandenen Wasserdampfes eine Rolle. Weiter nach oben hin überwiegt dann die Wirkung der Ultraviolettabsorption des Ozons und dies hat den oben erwähnten Wiederanstieg der Temperatur oberhalb von 20 km Höhe zur Folge. Soviel die bisherigen Messungen mit unbemannten Registrierballons zeigen, mit denen man schon Höhen bis zu etwa 30 km erreicht hat, sinkt die Temperatur am Beginn der Stratosphäre noch ein wenig, erreicht unterhalb von zirka 20 km Höhe ein flaches Minimum, um von da an wieder langsam anzusteigen. Ferner haben Lindemann und Dobson aus bestimmten Beobachtungen über den Verlauf und die Sichtbarkeit von Meteoritenbahnen auf indirektem Wege die Lufttemperatur in ganz hohen Schichten von mehr als 100 km berechnen können und gelangten zu Schätzungen, die sich auf etwa 25° bis 30° C belaufen, also ganz ordentliche Sommertemperaturen darstellen.

Zusammenfassend läßt sich also sagen; Die in der Troposphäre beobachtete Abnahme der Temperatur tritt nicht etwa darum ein, weil wir uns bei fortgesetzter Erhebung über die Erdoberfläche einem „eisigen Weltraum“ nähern. Sie ist vielmehr eine kombinierte Wirkung der als Kältemaschine fungierenden vertikalen Luftströmungen und der Verschiebung des Temperaturgleichgewichtes durch selektive Ultrarotabsorption in der Atmosphäre. Wäre etwa die Atmosphäre aus anderen Gasen zusammengesetzt, die keine ultrarote, sondern nur ultraviolette Absorption aufweisen, so hätte es gerade so gut vorkommen können, daß in Höhen von 20 oder 30 km eine geradezu tropische Hitze herrscht.

Bei Reisen zwischen Erde und Mond oder zwischen Erde und Venus wären also die Weltraumfahrer keineswegs der Erfrierungsgefahr ausgesetzt. Man könnte sogar eine ganz bequeme Temperaturregulierung vornehmen, indem man die eine Hälfte des Raumschiffes weiß und die andere Hälfte schwarz anstreicht und je nach Bedarf die eine oder die andere Seite der Sonne zukehrt. Mit der schwarzen Hälfte gegen die Sonne und der weißen Hälfte auf der Schattenseite würde eine starke Heizung eintreten, die bis zur Unerträglichkeit gesteigert werden könnte; die umgekehrte Stellung würde eine Abkühlung liefern und mit den dazwischen liegenden Stellungen ließe sich die Temperatur auf jeden gewünschten Grad einregulieren. — Erst bei Reisen in größerer Entfernung von der Sonne, schon außerhalb der Marsbahn beispielsweise, hätte man mit der zunehmenden Kälte zu kämpfen und außerhalb der Grenzen unseres Planetensystems würde die Kälte tödlich werden. Solche Reisen kommen

aber, wie vorher schon auseinandergesetzt, aus anderen Gründen überhaupt nicht in Frage.

Das Haupthindernis, das sich der Verwirklichung des Weltraumfluges in den Weg stellt, bleibt also doch die Fessel der Schwerkraft. Wenn man sich die oben angegebenen Ziffern bezüglich der zur Auffahrt in den Weltraum erforderlichen Treibstoffmengen vor Augen hält, wird man erkennen, daß die ablehnende Haltung der Physiker und Techniker gegenüber den Raumfahrtprojekten der Kosmonautiker beim gegenwärtigen Stand der Technik durchaus berechtigt ist. Anders wäre die Sache natürlich, falls noch irgendwelche neue, ganz unbekannte Naturkräfte entdeckt würden. Aber darüber zu diskutieren, bevor noch die geringsten Anhaltspunkte vorliegen, wäre ganz müßig und würde in das Gebiet der wildesten Phantastereien führen.

Wesentlich vernünftiger scheint es, wenn man versucht, den Raketennotor, der nach unserem gegenwärtigen Wissen doch allein für Weltraumflüge in Betracht kommen würde, durch Einbau in irdische Verkehrsmittel erst einmal überhaupt zu einer brauchbaren Maschine zu entwickeln. Auch unsere gegenwärtige Flugtechnik wäre doch nie entstanden, wenn nicht der Benzinmotor vorher durch lange Jahre hindurch im Zusammenhang mit dem Kraftfahrwesen entwickelt und verbessert worden wäre. Tatsächlich begnügen sich auch die meisten der früher erwähnten kosmonautischen Vereinigungen mit Versuchen in dieser Richtung. Ein lehrreiches Beispiel ist Max Valier, der ursprünglich Astronomie studierte, vom phantastischen Problem des Weltraumfluges angeregt, zur Beschäftigung mit der Rakete kam und seine Projekte stufenweise auf irdische Flugzeuge und schließlich auf Raketenfahrten am Boden einschränkte. Er war es, der die bekannten Versuche bei den Opelwerken anregte, die im Sommer 1928 mit einer abenteuerlichen Fahrt Fritz v. Opels auf der Avusbahn in Berlin und später dann mit einigen mißglückten Versuchen mit Schienenwagen zum Abschluß gelangten. Einige Jahre später ereilte Valier selbst ein tragisches Schicksal, indem er bei einer Probefahrt auf einem Raketenwagen durch Explosion einer Rakete getötet wurde.

Trotz aller bisherigen Mißerfolge und Unglücksfälle zieht das Raketenproblem doch immer wieder die Erfinder mit magischer Anziehungskraft in seinen Bann. Die Idee der Anwendung des Raketennotors ist ja auch sehr bestechend, wenn man folgendes bedenkt: Der Antrieb unserer heutigen Flugzeuge erfolgt auf dem Umweg über den kompliziert gebauten Verbrennungsmotor und über den mit Verlusten arbeitenden

Propeller. Im Vergleich dazu ist der Raketenmotor eine ideal einfach gebaute Vorrichtung, die gar keine beweglichen Teile enthält und von der sich überdies zeigen läßt, daß sie unter geeigneten Umständen sogar mit einem viel höheren Wirkungsgrad arbeiten kann, als die beste Verbrennungskraftmaschine. Aus diesem Grund verfolgen auch einzelne der führenden deutschen Flugzeugwerke das Problem des Raketenmotors seit einiger Zeit mit Aufmerksamkeit und für einen der Zukunftsträume auf dem Gebiete der Fliegerei, nämlich für den transatlantischen Schnellverkehr in der Stratosphäre, wird der Raketenmotor vielleicht einmal seine Überlegenheit erweisen. Sicher ist nämlich, daß der Wirkungsgrad des Raketenmotors erst bei Geschwindigkeiten günstig wird, die eben gerade dort beginnen, wo heute die Weltrekorde liegen. Man kann sich ganz leicht aus den bekannten Sätzen von der Erhaltung der Energie und der Erhaltung des Impulses ausrechnen, wie sich die Energie auf die Auspuffgase und das angetriebene Flugzeug verteilt, woraus sich der sogenannte äußere Wirkungsgrad des Raketenmotors ergibt. Dieser hängt nur vom Verhältnis der Fluggeschwindigkeit v zur verwendeten Auspuffgeschwindigkeit c ab und erreicht sein Maximum für $v = c$. Der Raketenmotor würde also in solchen Flugzeugen sehr rationell arbeiten, deren Fluggeschwindigkeit gleich der Geschwindigkeit der Auspuffgase ist. Diese letztere darf nun andererseits nicht zu klein gemacht werden, denn um eine bestimmte Antriebskraft zu erhalten, muß das Produkt aus c mal der pro Sekunde ausgestoßenen Treibstoffmenge einen bestimmten, nicht zu kleinen Wert haben. Verringert man also c , so muß man große Treibstoffmengen ausschleudern, was Mitführung von unnützem Ballast und vor allem großen Brennstoffverbrauch zur Folge hat. Bei der Weltraumrakete war oben für c rund 1000 m/sec gesetzt worden; man könnte für irdische Flugzeuge etwa auf die Hälfte heruntergehen. Selbst dann würde aber der Raketenantrieb nur rationell werden, wenn man mit Überschallgeschwindigkeit fliegt. Ganz miserabel wäre dagegen der Wirkungsgrad bei dem Schneckentempo unserer auf Straßen fahrenden Autos. Einem Hundertkilometertempo entspricht ja $v = 28$ m/sec, das wäre rund $\frac{1}{20} c$, eine Geschwindigkeit, für die der Wirkungsgrad des Raketenmotors unter 10 Prozent liegt. Daraus ergibt sich ohne weiteres, daß die Versuche von Valier und Opel, nachträglich besehen, wenig Sinn hatten.

Nach Valiers Angaben wären die Brennstoffkosten für den Raketenwagen zirka S. 20 je km, derart, daß ein Ausflug Wien—Semmering und zurück an Brennstoff allein rund S. 3.600 kosten würde. Tatsächlich konnte auch Opel mit

seiner Avusfahrt im Juli 1928 zwar nicht den Geschwindigkeitsrekord brechen, wohl aber einen Weltrekord hinsichtlich Betriebskosten pro Minute Fahrtdauer aufstellen. Für einen Dauerbetrieb kommt also der Raketenmotor nur dort in Frage, wo erstens extrem hohe Geschwindigkeit verlangt wird und wo zweitens der Antrieb mittels Verbrennungsmotor und Propeller auf Schwierigkeiten stößt. Beides wird vielleicht einmal beim Schnellverkehr über große Strecken in der Stratosphäre der Fall sein. Aber auch das ist noch Zukunftsmusik, die sich in den nächsten paar Jahren noch kaum verwirklichen lassen wird. Dagegen könnte die Rakete schon früher als zusätzlicher Startbehelf für gewisse Zwecke der zivilen und Militärluftfahrt zu Bedeutung gelangen. Ein Wasserflugzeug braucht beispielsweise zum Abheben aus dem Wasser einen wesentlich höheren Horizontalantrieb als jener, der nachher in der Luft erforderlich ist. Es würde den Start wesentlich erleichtern, wenn man den Antrieb in diesem kritischen Moment durch Anwendung von Raketen erhöhen könnte, deren leere Hülsen nachher abgeworfen werden, so daß der zusätzliche Antrieb gar keinen Flugballast darstellt. Etwas analoges gilt für den Start von Schiffen aus; man denkt für die Militärluftfahrt sogar an einen Abflug von Lastautos aus. Aus diesem Grund werden gegenwärtig in einzelnen Ländern Versuche mit Raketenstart angestellt und man erwägt ferner den Bau von motorlosen Leichtflugzeugen, die mit Hilfe von Raketen eine Höhe von mehreren hundert Metern erreichen und dann im freien Segelflug weiterziehen. Cattaneo in Italien und die bekannten Segelflieger Sthamer und Kronfeld in Deutschland haben bereits derartige Segelflüge mit Raketenstart ausgeführt. — Es ist denkbar, allerdings nicht gewiß, daß solche Versuche, die gegenwärtig noch in ihren Anfängen stecken, später einmal flugtechnisch von Bedeutung werden.

Überblicken wir noch einmal den hier vorgetragenen Gegenstand, so müssen wir schließlich sagen, daß er unter den Gesamttitel „Alte Probleme — neue Lösungen“ unserer Vortragsreihe eigentlich nur in verkehrtem Sinne hineinpaßt. Zu dem alten Menschheitstraum eines Weltenfluges ist heute keine neue Lösung gefunden worden, vielmehr ist zu der alten theoretischen Lösung Newtons ein neues Problem aufgetaucht; die Anwendung des Raketenmotors auf den irdischen Flugverkehr. Für dieses stark eingeschränkte Problem wird sich Newtons Gedanke vielleicht in absehbarer Zeit aus einer grauen Theorie in praktische Wirklichkeit verwandeln lassen — den Flug in den Weltenraum dagegen wird die jetzige Generation nicht erleben.

Literatur.

In der nachfolgenden Literaturübersicht sind neben streng kritischen Werken, bzw. Abhandlungen auch solche Darstellungen aufgenommen, die in der Interpretation der Formeln und in der Beurteilung der physikalischen Möglichkeiten vielfach zu optimistisch sind, weshalb die in ihnen enthaltenen Pläne und Gedanken zum Teil nicht ernst genommen werden dürfen. Sie sind trotzdem hier angeführt, weil sie einen Einblick in die sehr zahlreichen theoretischen und praktischen Vorarbeiten auf dem Gebiet des Raketenfluges gewähren. Im übrigen kann das Verzeichnis keinen Anspruch auf Vollständigkeit erheben.

- 1) C. Cranz. Lehrbuch der Ballistik. 6. Aufl. Berlin 1927.
- 2) Crocco. Iperaviazione e Superaviazione. Rivista Aeronautica. Bd. 7. 1931.
- 3) R. v. Dallwitz-Wegner. Über Raketenpropeller und die Unmöglichkeit der Weltraumschiffahrt mittels Raketen Schiffen. Autotechnik 1929.
- 4) R. Esnault-Pelterie. Considérations sur les résultats de l'allègement indéfini des moteurs. Journal de Physique 1913.
- 5) — L'exploration par fusées de la très haute atmosphère et la possibilité des voyages interplanétaires. Paris 1927.
- 6) R. H. Goddard. A method of reaching high altitudes. Smithsonian Institution, Washington 1919.
- 7) W. Hohmann. Die Erreichbarkeit der Himmelskörper. München 1925.
- 8) J. W. Kondratjuk. Die Eroberung der Planetenräume. Nowosibirsk 1929.
- 9) W. Ley. Die Möglichkeit der Weltraumfahrt. Leipzig 1928.
- 10) H. Lorenz. Die Möglichkeit der Weltraumfahrt. ZVDI. 1927.
- 11) — Der Raketenflug in der Stratosphäre. Jahrbuch der WGL. 1928.
- 12) — Die Ausführbarkeit der Weltraumfahrt. ebenda 1928.
- 13) H. Noordung. Das Problem der Befahrung des Weltraums. Berlin 1928.
- 14) H. Oberth. Wege zur Raumschiffahrt. München 1929.
- 15) Oestrich. Die Aussichten des Strahlantriebes für Flugzeuge unter besonderer Berücksichtigung der Abgas-Strahltriebene. Jahrbuch d. DVL. 1931.
- 16) J. J. Perelmann. Interplanetare Reisen. 6. Aufl. Verlag Priboj 1929.
- 17) N. A. Rynin. Theorie der Bewegung durch direkten Rückstoß. Leningrad 1929.
- 18) — Raketen und Vortriebsmittel direkter Reaktion. Verlag Soikin. Leningrad 1929.
- 19) — Interplanetarer Verkehr. Raketen-Enzyklopädie. 9 Bände. Leningrad 1928—1932.
- 20) A. B. Schershevsky. Die Rakete für Fahrt und Flug. Berlin 1929.
- 21) Semper. Die Rakete. ZFM. 1927. Heft 14.
- 22) E. Sänger. Raketen-Flugtechnik. München 1933.
- 23) Senftleben. Zur Technik der Weltraumraketen. ZFM. 1928. Heft 14.
- 24) — Zur Frage der Wirtschaftlichkeit des Raketenantriebes für irdische Fahrzeuge. ZFM. 1928. Heft 16.
- 25) M. Valier. Raketenfahrt. München 1930.
- 26) K. E. Ziolkowsky. Erste praktische Vorversuche mit Reaktionsraumschiffen. Reichsdruckerei Kaluga 1928.
- 27) — Ziele der Raumschiffahrt. Kaluga 1929.
- 28) W. Brügel. Männer der Rakete. Leipzig 1933.