

Die Rakete

zur Höhenforschung

Ein Beitrag
zum Raumfahrtproblem

Von

Dr. Vladimír Mandl

Privatdozent an der technischen Hochschule in Prag,
diplom. Flugzeugführer in Pilsen.

Herausgegeben vom
E. V. FORTSCHRITTLICHE VERKEHRSTECHNIK.

Mit 9 Abbildungen.

1934.

Leipzig und Berlin.

Verlag Hachmeister & Thal, Leipzig C. 1.

Die Rakete



zur Höhenforschung



Ein Beitrag
zum Raumfahrtproblem

Von

Dr. Vladimír Mandl

Privatdozent an der technischen Hochschule in Prag,
diplom. Flugzeugführer in Pilsen.

Herausgegeben vom
E. V. FORTSCHRITTLICHE VERKEHRSTECHNIK.

Mit 9 Abbildungen.

1934.

Leipzig und Berlin.

Verlag Hachmeister & Thal, Leipzig C. 1.

Geleitwort.

In der vorliegenden Schrift nimmt der durch eine wertvolle Studie „Das Weltraumrecht“ bereits bekannt gewordene Verfasser zu einer Reihe der wichtigsten Teilfragen des Raketenproblems kritisch Stellung und entwickelt verschiedene neue Ideen, von denen wir uns eine befruchtende Anregung dieses noch in den Anfangsgründen steckenden Zweiges der Verkehrstechnik versprechen.

Sicherlich wird man in einzelnen Punkten anderer Meinung sein können, — in jedem Falle aber verdienen die Gedanken des Verfassers von weiten Kreisen zur Kenntnis genommen und diskutiert zu werden.

Wir freuen uns daher, diese Schrift hiermit der Öffentlichkeit übergeben zu können.

Der Herausgeber:

E. V. Fortschrittliche Verkehrstechnik

Geschäftsstelle: Berlin SW 29,

Bergmannstr. 51.

Die vielversprechende Entwicklung, welche der Raumfahrtgedanke im Laufe der Jahre 1925—1930 gezeigt hat, scheint in den nachher verflossenen Jahren einen jähen Abbruch erlitten zu haben. Die Erklärung liegt auf der Hand: man war bei den Projekten zu wenig seriös, um die Aufmerksamkeit der wissenschaftlich vorgebildeten Fachkreise dauernd dem Probleme erhalten zu können, geschweige denn, um imstande zu sein, etwaige erfolgreiche Versuche der Öffentlichkeit vorzulegen. Die Entwürfe der Raumschiffe, welche uns Ziolkowsky, v. Hoefft, Oberth und andere beschrieben haben (von den Mondkanonen, Solenoidgeschützen, Mondrädern, Elektronenschiffen à la Ulinski u. dgl. sehen wir völlig ab, da deren Undurchführbarkeit mehrmals, z. B. in glänzender Weise von Ing. Pirquet bewiesen wurde), sind zwar einerseits recht geistreich und bahnbrechend, andererseits derart voll von konstruktiven Ungeheuerlichkeiten, daß man sie nicht ernst nehmen kann. Der Vorbehalt, daß der Erfinder seine Bau- und Brennstoffe nicht näher beschreiben will, „weil deren Zusammensetzung vorläufig geheim bleiben muß“, jener Vorbehalt, den man hier und da liest, verhilft dem Projekte umso weniger zur Glaubwürdigkeit, als es bis heute niemandem gelungen ist, mittels einer unbemannten Rakete jene Höhe zu erreichen, in der die Transportflugzeuge ruhig verkehren. Gerüchte, welche zeitweilig in Umlauf sind, beispielsweise wie jene über Prof. R. H. Goddards Versuche, dessen Rakete eine Höhe von 100 km oder noch höher erstiegen hätte, sind nie bestätigt worden.

Die vorliegenden Zeilen erheben weder einen Anspruch auf Originalität, noch sollen diese in Bezug auf technische Verbesserung für vollständig gehalten werden; es werden nur einzelne Punkte des Raketenproblems berührt, damit im günstigsten Falle Anlaß zum Nachdenken oder zur Diskussion gegeben werde. Die beigeschlossene Beschreibung einer Hochleistungsrakete ist kein Projekt, sondern nur ein Schulbeispiel für die nachfolgend besprochenen Grundsätze.

I.

a) Es wird vielfach gelehrt, daß „Die Rakete auch in der Luftleere wirkt“, obgleich man eigentlich sagen sollte, daß „Die Reaktionsgeräte nur in der Luftleere ihre Wirkungen ungetrübt zum Vorschein bringen“. Denn innerhalb einer dichten Luftschicht werden die Explosionsgase im freien Entweichen in ähnlicher Weise gehindert, wie es im Geschützrohr geschieht (s. Abb. 1); denn die Rakete fliegt nach oben mit einer wesentlich niederen Geschwindigkeit als die Gase ausströmen. Durch die Stauung der Gase entsteht am rückwärtigen Teile der Rakete ein Ueberdruck, wodurch zwar die Auspuffgeschwindigkeit gebremst wird, zugleich aber die Rakete infolge der Aktion des Druckes, nach vorne getrieben wird. Deswegen braucht das untere Ende der Rakete keineswegs aerodynamisch geformt zu sein (es entsteht ja kein „Sog“), und es empfiehlt sich daher die Auspuffdüse für den Durchflug der Atmosphäre breiter zu gestalten. Eine breitere Düse entwickelt zwar einen langsameren Gasstrom, bildet aber den rückwärtigen Ueberdruck an einer größeren Fläche, so daß die Gesamtwirkung besser ist.

b) Bezüglich der Brennstoffe ist es fraglich, ob diese in fester

(Schießpulver) oder flüssiger Form vorzuziehen wären. Die heutige Raketentheorie hat sich durch die Eigenschaft der größeren Auspuffgeschwindigkeit dahin verlocken lassen, daß sie die Brennflüssigkeiten befürwortet, wogegen die Praxis (Feuerwerks-, Kriegs-, Schiffrettungs-, Hagelraketen, ebenso die neuzeitlichen Auto- und Flugzeugantriebs-

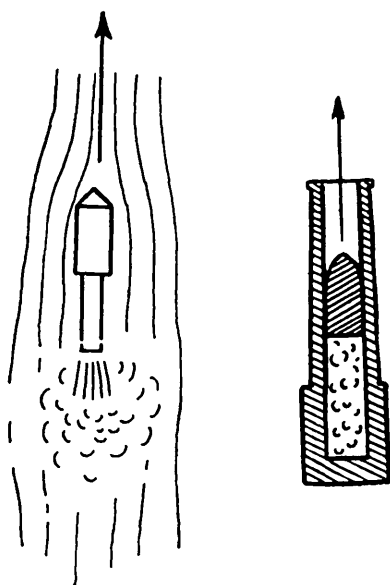


Abb. 1.

Die Wirkung einer Rakete in dichten Luftschichten, verglichen mit der Geschützrohrwirkung.

raketen) vorsichtigerweise bei den Pulverraketen verbleibt. Solange die Verwendung der verflüssigten Gase oder der übrigen flüssigen Brennmittel nur unter Beigabe komplizierter Pumpen (eventuell mit Antriebsmotoren), Rohrleitungen u. dgl. vorgeschlagen wird, wird die hohe Auspuffgeschwindigkeit keinesfalls ausgenützt, denn durch den Zubringungsmechanismus wird die Totlast der Rakete unverhältnismäßig vermehrt. Außerdem entstehen bei Benützung solcher Apparate im Inneren der Rakete hohle Räume, welche die sog. Querschnittsbelastung und demzufolge auch die günstige Geschwindigkeit für den Durchflug der Luftschichten allzusehr herabmindern. Bevor etwas Brauchbares erfunden wird, würde es sich empfehlen, die Brennflüssigkeiten in mehrere kleinere Behälter aufzuteilen, diese Behälter nacheinander (wie Pulverpatronen) abbrennen zu lassen und die leeren Hüllen wegzustoßen, ohne die Sache mit Herumpumpen oder dgl. zu komplizieren, falls wir es für den Anfang nicht einfach beim Schießpulver belassen wollen.

Des weiteren darf man nicht übersehen, daß für die Tauglichkeit eines Brennstoffes nicht die Auspuffgeschwindigkeit allein entscheidet,

sondern auch die erzeugte und bewegte Gasmasse. Denn von der Gesamtmasse des Brennstoffes geht ein Teil durch Umwandlung in die kinetische Energie verloren, erst aus der Restmasse werden Gase entwickelt, welche durch die vorhandene Energie in Bewegung gesetzt werden. Wir suchen einen Stoff, welcher das Produkt $\text{Masse} \times \text{Geschwindigkeit}$ in einer reaktionsgünstigsten Zusammenstellung liefert; es ist uns nicht geholfen, wenn wir furchtbare Geschwindigkeiten bei einer minimalen Masse der Explosionsgase erzielen.

c) Die Raketenerfinder zerbrechen sich damit sehr wenig den Kopf, aus welchem Material sie ihre Düsen und Öfen herzustellen haben, um der Hitze einer Wasserstoff (Alkohol-)Sauerstoffflamme Trotz bieten zu können: größtenteils kommen sie mit Metallen wie Eisen, Stahl, Wolfram, Kupfer u. dgl. aus. Nur Ziolkowsky will seinen Raketenmotor durch den flüssigen Brennstoff selbst umspülen, wobei er vergißt, daß eine bestimmte Menge des Brennstoffes nie imstande ist, jene Wärme abzunehmen, welche dieselbe Menge im Ofen erzeugt, ebenso wie die Benzinleitung nie genügen würde, den Benzinmotor zu kühlen. Man erwartet viel von der „absoluten Kälte“ des Weltraumes (angeblich — 273°C) und man beachtet nicht, daß die diesbezügliche Kühlung, wegen der minimalen Dichte der kosmetischen Materie, welcher Dichte auch eine minimale spezifische Wärme entspricht, kaum in Betracht käme.

Die festen Brennstoffe (Pulver) weisen zwar eine schwächere Wärmeentwicklung auf, doch sind sie derart ergiebig, daß wir überall nur einen einzigen Ausweg sehen: den steten Wechsel aller Raketen- teile, welche dauernd mit der Flamme in Berührung kommen. Denn es gibt heute kein Material, welches sich zum Raketenbau verwenden ließe und welches gleichzeitig genug Feuerbeständigkeit hätte.

d) Die Grundlage des Systems des Weltenraumfahrzeuges von Ganswindt (1881) ist, daß der Angriffspunkt der Triebkraft vor dem Schwerpunkte sich befinden müsse, um dadurch die Stabilität des Ganzen zu verbürgen. In den Systemen von Ganswindts Nachfolgern vermißt man jede Beachtung der Fahrzeugstabilität. In allen diesen Projekten wirkt die Reaktion auf das hintere Ende der Rakete, es fehlt an jedem Ersatze des üblichen Raketenstabes, die Rakete rotiert nicht; einzig die Goddardsche Rakete ist mit rotierendem Kopfe ausgestattet. Man glaubt, die Erhaltung der Stabilität von festen Flossen erwarten zu dürfen, welche man inmitten des Gasstromes aufstellt (oder von festen Düsenwänden nach Abb. 78 in Oberth's „Wegen“), wobei offensichtlich eine Analogie zu den festen Schwanzflächen eines Luftfahrzeuges vorschwebt.

Diese Analogie ist falsch, wie aus Abb. 2 ersichtlich ist. Bei einer Abweichung der Fahrzeugspitze aus der Richtung a in die Richtung a' bewegt sich das Fahrzeug trägheitshalber noch eine Zeit in der Richtung a fort; dadurch entsteht innerhalb der Luft (des Wassers u. dgl.) ein Druck b an die Schwanzfläche (s. Abb. 2 A), welcher das Fahrzeug in die ursprüngliche Richtung zurückdreht. Steht dagegen die Schwanzfläche nur unter der Wirkung des Gasstromes (s. Abb. 2 B), so ent-

steht ein solcher Gegendruck b nicht, weil sich die Richtung der Auspuffgase genau mit der Schiffsrichtung ändert und mit der Fläche parallel bleibt.

e) Das geeignetere Verhältnis der Endmasse zu der Anfangsmasse ist die Lebensfrage jeder Rakete. Wir wollen diesen beiden Massen

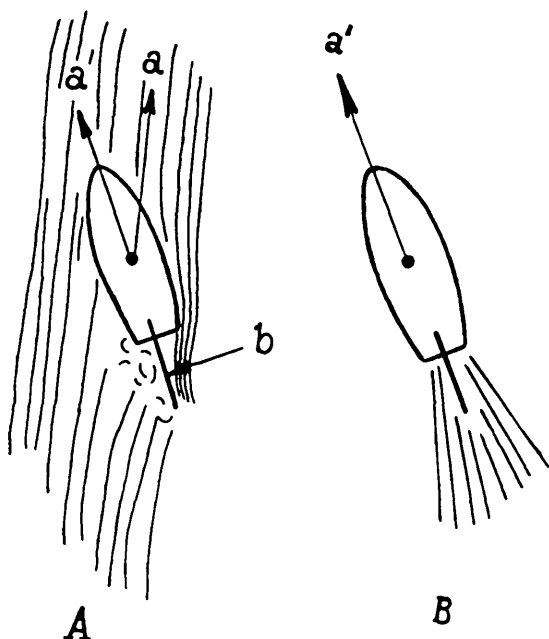


Abb. 2.

Die Stabilisationswirkung einer festen Flosse innerhalb dichter bzw. dünner Schichten.

noch eine dritte zur Seite stellen, nämlich die **Abstoßmasse**, d. h. jene Masse welche beim Antriebe als Gegengewicht der Endmasse mitspielt, in der Gleichung: $\text{Abstoßmasse} \times \text{Abstoßgeschwindigkeit} = \text{Endmasse} \times \text{Endgeschwindigkeit}$. Die Abstoßmasse erreicht nie die Größe der Differenz zwischen der Anfangs- und der Endmasse, sie bleibt stets bedeutend kleiner. Einerseits wird ja wohl ein Teil der Brennstoffmasse in die kinetische Energie umgewandelt, andererseits aber hat bis jetzt kein Konstrukteur daran gedacht, die leeren Hüllen durch Explosionsgase wegzustoßen und deren Masse somit für den Antrieb nutzbar zu machen, sondern alle lassen die ausgebrannten Hilfsraketen einfach wegfallen (s. Abb. 3). Damit geht die Masse der Hilfsraketen unnütz verloren, der bereits erwähnte Unterschied zwischen der Abstoßmasse und der Differenz: Anfangsmasse — Endmasse wird erheblich erhöht. Dies betrachten wir als einen Grundfehler aller bisherigen Stufenraketen. Wenn wir die leeren Raketenstufen einfach wegfallen ließen, ohne ihre Masse zum Abstoße zu verwenden, dann würden wir nie eine

große Fahrtgeschwindigkeit erzielen. Denn sämtliche Hüllen werden unsere Totlast vermehren, wenn auch nur bis zu jenem Zeitpunkte, wo die Hülle die Rakete verläßt. Diese Totlast wird uns zwingen, größere Brennstoffvorräte, weitere Raketenstufen mitzuschleppen, wobei nun

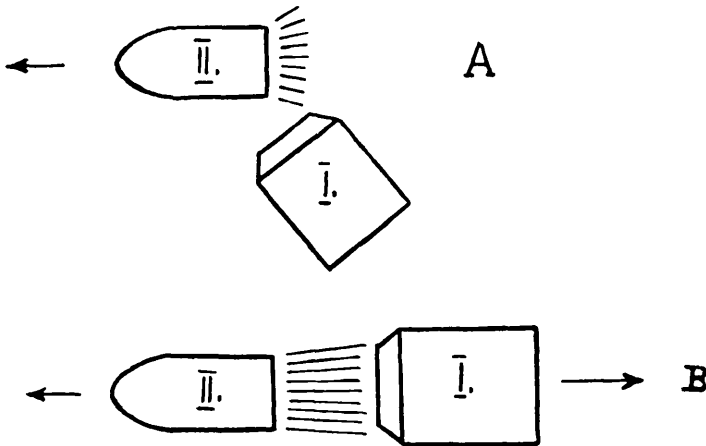


Abb. 3.

Abfallen (A) und Abstoßen (B) einer leeren Hilfsrakete.

wieder die Totlast vermehrt wird, da eine größere Brennstoffmenge auch größere Hüllen u. dgl. erfordert. Somit wird ein Fehlzirkel angetreten. Wenn wir dagegen die entleerten Raketenstufen durch Explosion der nachfolgenden Stufenladung abstoßen lassen, kommt die Masse der ausgebrannten Teile in die Abstoßmasse hinein und es wird ermöglicht, das Verhältnis der Anfangs- und der Endmasse günstig zu gestalten.

f) Noch ein konstruktiver Grundsatz: Wir sind bestrebt, möglichst viele Raketen in der Stufenrakete unterzubringen; dabei dürfen wir aber keinesfalls die Raketen einfach aufeinanderstellen, sonst würde uns eine Form entstehen, welche konstruktiv undurchführbar und absolut unstabil wäre. Es ist besser, wenn wir die Raketen ineinanderschieben (Abb. 4).

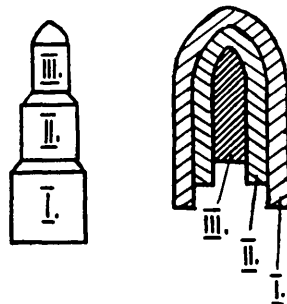


Abb. 4.

Die unrichtige und die richtige Zusammenstellung einzelner Raketenstufen.

II.

Den vorangeschickten Ausführungen lassen wir die Beschreibung einer Höhenrakete folgen, um unseren Standpunkt möglichst klar zu veranschaulichen. Unsere Rakete ist keineswegs als irgendein „Raumschiff“ oder als irgendeine „Raumrakete“ gedacht, ihre Aufgabe ist wesentlich bescheidener: sie soll nur einige Kilo Nutzlast, spärliche registrierende Beobachtungsgeräte, ein paarmal höher bringen, als es die heutigen Flugmittel gestatten. Außerdem geben wir keinen vollständigen durchgearbeiteten Entwurf, wir zeichnen nur ein Schema auf.

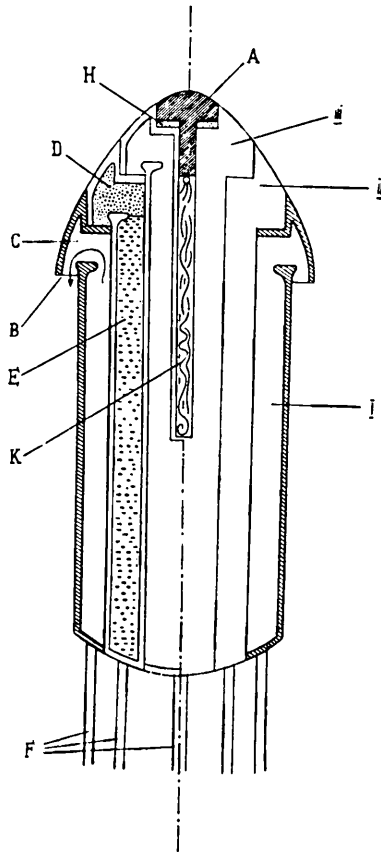


Abb. 5.
Eine Höhenrakete.

Die Rakete Abb. 5 ist eine Stufenrakete, welche aus drei ineinandergeschobenen zylindrischen Raketen I—III zusammengestellt ist (die äußere Rakete Nr. I wurde auf der Abbildung durch stärkere Linien abgezeichnet.) Im Kopfe der Rakete III befindet sich die Nutzlast A. Am oberen Ende einer jeden Rakete ist längs der ganzen Umfangslinie eine kreisförmige schlitzartige Düse B durchgeschnitten, welcher im Inneren eine ringförmige Verbrennungskammer (Ofen) C voran-

steht. Durch die vorgeschobene Stellung der Düse wird eine Erhöhung der Stabilität bezweckt, außerdem ist eine jede Rakete mit besonderen Richtstäben F versehen; die lange Oeffnung der Düse ermöglicht eine rasche Entleerung der Sprengstoffbehälter (die Rakete hat freilich keine große Flugdauer) und eine entsprechende Leistungshöhe. Die Länge der Düse nimmt bei jeder nachfolgenden Rakete (II und III) ab, denn diese Raketen haben auch immer weniger zu tragen, der Luftwiderstand verringert sich in der Höhe ebenfalls.

Mit Nr. I beginnend, werden die Raketen eine nach der anderen entzündet. Jede Rakete hat eine zweifache Sprengstoffladung: eine feste D (Sprengpulver) und eine flüssige E (verflüssigte Gase oder Brennflüssigkeiten, Alkohole odgl.). Es explodiert zunächst die Pulverladung, welche in der Düse und in der Verbrennungskammer eingestopft ist, und treibt die Rakete hinauf. Die aus der Düse speienden Flammen erwärmen den Raketenkörper, die daselbst befindlichen Flüssigkeiten E dehnen sich infolge der Erwärmung aus und strömen in den Verbrennungsraum C, wo sie sich entzünden und durch die Düse auspuffend den Antrieb an Stelle des inzwischen ausgebrannten Pulvers übernehmen. Sobald Nr. I entleert wurde, geht die Flamme in Nr. II über. Die Explosion der Pulverladung in der Düse der Rakete II stößt zuerst die vorherige Rakete I mit großer Gewalt zurück, und der Abstoß dieser Masse bewirkt eine Beschleunigung der weiterfliegenden Raketen II—III; hätten wir die leere Hülse Nr. I einfach weggelassen, wie die übrigen Konstrukteure es tun, würde die Hülsmasse nutzlos verloren gehen. Nach dem Abstoß brennt die Pulverladung fort und nachher die Flüssigkeit, welche inzwischen durch die Explosionshitze des Pulvers vorerwärmt wurde. Schließlich kommt die Rakete Nr. III zur Funktion.

Die Brennflüssigkeiten stehen schon vom Anfange an unter einem mäßigen Drucke, ihr Behälter (der zylindrische Raketenkörper) bedarf aber nur nach außen hin einer starken Wandung, weil die Innenseite durch die verstärkte Außenwand der nächstfolgenden Rakete gestützt wird. Da die innere Raketenwand schwach und elastisch ist, baucht sie sich unter dem Drucke der Brennflüssigkeit nach innen aus und lehnt sich infolgedessen an die innere Rakete eng an, so daß eine feste Verbindung entsteht. Nachdem aber der Behälter leer geworden ist und der Druck nachgegeben hat, hört die Ausbauchung der inneren Raketenwand auf und die Verbindung wird gelockert, weshalb dann die leere Hülse durch die Explosion der nächstfolgenden Raketenstufe widerstandslos weggestoßen werden kann. Da wir höchstwahrscheinlich mehrfach Flüssigkeiten zum Antrieb verwenden werden und da wir eine gleichmäßige Aufteilung der Flüssigkeit um die Rakete anstreben, werden wir den zylindrischen Behälter durch schwache Mittelwände (sie stehen ja beiderseitig unter dem Drucke) längs der Längsachse abteilen, wodurch vom Raketenboden bis zur Verbrennungskammer durchlaufende parallele Fächer gebildet werden; in der Verbrennungskammer werden die verschiedenen Füllungen (z. B. Sauerstoff und Wasserstoff) vermischt.

Die Düsenflammen greifen immer nur die eben brennende Rakete an, so daß kein Bestandteil ihnen dauernd ausgesetzt ist. Man kann

eine beliebige Anzahl zylindrischer Raketen ineinanderschieben, ohne daß dadurch eine konstruktiv ungünstige Form entsteht. Durch den Wegfall dieser oder jener Raketenstufe wird die ganze Rakete von allen Seiten her gleichmäßig verkleinert, auch die Stirnfläche wird kleiner, was wir eben brauchen: denn wir sind bestrebt, daß uns bei den Fluggeschwindigkeiten der Stirnwiderstand dem Gewichte der Rakete gleich bleibe, obwohl sich das Gewicht durch Abbrennen und durch Wegwurf einzelner Stufen während des Fluges vermindert.

Sobald die letzte Raketenstufe Nr. III ausgebrannt ist, wird durch die Explosion der Ladung H die Nutzlast A mit dem Fallschirme K in die Höhe geworfen. Bevor sich der Fallschirm öffnet (denken wir daran, daß dies schon in den stark verdünnten Luftschichten geschieht), fliegt die Nutzlast noch ein Stück hinauf, wonach sie zu sinken beginnt und zwar zunächst mit einer großen Beschleunigung, ungeachtet des inzwischen geöffneten Fallschirmes, bis die Fallgeschwindigkeit durch die zunehmende Luftdichte allmählich abgebremst wird.

Aus der Abbildung 5 erhellt, daß die Zahl, welche das Verhältnis des Endgewichtes (Registrierapparat samt Fallschirm) zum Anfangsgewichte (alle drei geladenen Raketen mit Nutzlast zusammen) ausdrückt, wunschgemäß groß genug ist und noch durch Vermehrung der Raketenstufen nach Belieben erhöht werden kann, ohne daß eine konstruktive Ungeheuerlichkeit — wie z. B. beim Aufsetzen der Raketen aufeinander — entsteht. Die einfache Einrichtung läßt Brennstoffpumpen, Leitungsröhren udgl. vermissen, weshalb auch keine hohlen Räume

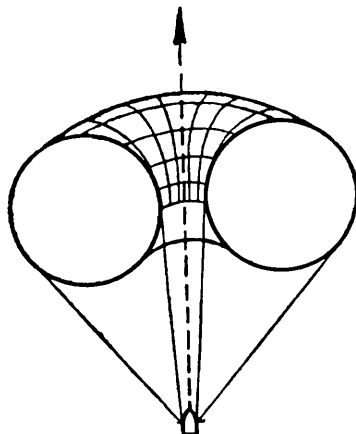


Abb. 6.
Ein Startballon.

vorhanden sind; demzufolge erhöht sich die sog. Querschnittsbelastung und damit die sog. günstigste Fluggeschwindigkeit.

Als eine Startvorrichtung schlagen wir einen ringförmigen, unbemannten Freiballon vor (Abb. 6), durch dessen Mitte die Rakete wegfliegen würde, sobald das Uhrwerk einer automatischen Zündvorrich-

tung den Moment angeben würde, wo das Steigen des Startballons bereits zu Ende sein dürfte. Dabei wird der Startballon freilich angezündet und vernichtet werden.

Setzen wir voraus:

das Verhältnis der End- und Anfangsmasse	20,
die mittlere Auspuffgeschwindigkeit	1 km/sec.
den sog. Antrieb	2 km/sec:
den Start in einer Sechöhe von	15 km,

so halten wir demzufolge eine Flughöhe von ungefähr 250 km für möglich.

Wir geben das Anfangs- und Endmassenverhältnis lieber niedrig an, weil wir nicht vergessen dürfen, daß ein Teil der Brennstoffmasse durch Umwandlung in die Bewegungsenergie verloren geht und deshalb aus der Antriebsmasse herausfällt. Bei einer Nutzlast von z. B. 10 kg muß das Brutto-Anfangsgewicht 300 kg oder mehr betragen. Wir berechnen eine mittlere Auspuffgeschwindigkeit mit 1 km/sec., weil einerseits der Wegstoß der leeren Raketenhülsen ziemlich langsam vor sich geht, anderseits die Geschwindigkeit der frei auspuffenden Gase 4 km/sec. übersteigt.

III.

Ist es uns einmal gelungen, mit einer einfachen unbemannten Rakete in eine nennenswerte Höhe vorzudringen, dann werden wir an fernere Vervollkommnungen denken können. Um die Rakete zur schnellen Ueberbringung der Post zwischen zwei entlegenen Orten udgl. verwen-

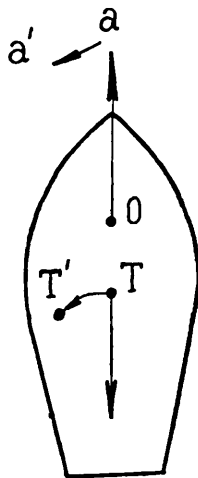


Abb. 7.

Lenkung der Rakete durch
Verlegung des Schwerpunktes.

den zu können, müssen wir diese lenkbar zu machen trachten; die Lenkvorrichtungen würden vorläufig automatisch oder durch drahtlose elektrische Wellen betätigt. Im luftleeren Raume läßt sich eine Rakete

durch Änderung der Stärke oder der Richtung des Gasstromes — sei es mittels sog. Gasflossen oder durch Zu- oder Abnahme des Gases an dieser oder jener Seite der Düse — beeinflussen, ebenfalls durch eine besondere Steuerdüse nach v. Hoefft odgl. Es haftet allen diesen Steuerungsmitteln gemeinsam an, daß sie eine Brennstoffvergeudung darstellen, daß es außerdem konstruktiv schwierig wäre, alle Raketen einer Stufenrakete mit Gasflossen oder Gasdrosselungsvorrichtungen zu versehen, dessenungeachtet, daß in der Auspuffhitze ein Ruder kaum geraume Zeit bestehen könnte. Deshalb geben wir irgendwelcher „Innenlenkung“ den Vorzug. Wenn ich z. B. den Schwerpunkt einer Rakete aus der Lage T (Abb. 7) in T' verlege, so wird sich die Raketenspitze infolge der in O wirkenden Antriebskraft aus a nach a' drehen, und ich

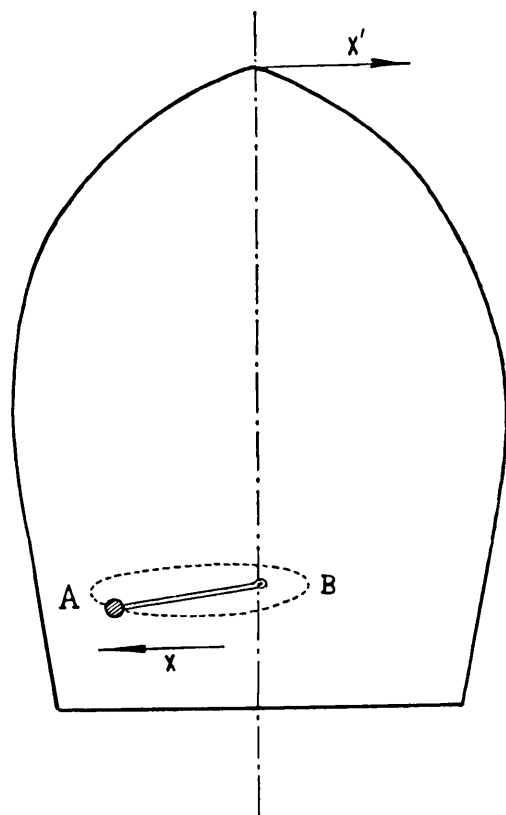


Abb. 8.

Lenkung der Rakete durch Fliehkraftwirkung.

kann auf diese Weise durch Verschiebungen von T die Rakete lenken. Oder (Abb. 8) ich lasse unter dem Schwerpunkte der Rakete ein Gewicht auf einem festen Arme um die Achse Y laufen; wenn ich bei einer konstanten Umlaufzahl der Achse Y den starren Arm während einer jeden Umdrehung bei A verlängere, bei B dagegen verkürze, so ist die

Umfangsgeschwindigkeit des Gewichtes und demzufolge die Fliehkraft bei A größer als bei B, die Achse Y wird nach X gezogen, weswegen sich die Spitze nach X' bewegt. Durch die Aenderung der Lage von A B kann ich also ebenfalls eine Richtungsänderung erzielen.

Erst nachdem wir uns von der einwandfreien Funktion der Antriebs- und der Lenkvorrichtung an unserer kleinen unbemannten Rakete überzeugt haben, werden wir Geräte mit einer größeren Tragfähigkeit bauen, um schließlich eine Besatzung mitbefördern zu können. Hier müssen wir recht vorsichtig vorgehen, um zunächst die Wirkung der Beschleunigung an Menschenorganismen zu erproben. Die ersten bemannten Raketen werden stets noch automatisch gesteuert werden, damit sich die Besatzung gefahrlos den Beobachtungen widmen kann. Es sind mehrerlei Arten des Schutzes gegen den sog. Andruck vorgeschlagen worden: Während Ziolkowsky seine Reisenden in einem Gefäß mit Flüssigkeit — wie Präparate im Alkohol — befördern will, wollen wir sie am Rost (Abb. 9) um die Achse X drehen lassen, so daß der An-

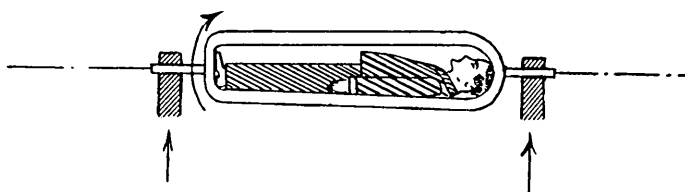


Abb. 9.

Ein Beschleunigungsschutzgerät.

druck, welcher gegen die Flugrichtung Y wirkt, in jedem Moment von einer anderen Seite her den Körper angreift und somit aufgehoben wird.

Wie gewaltig auch unsere Fortschritte sein mögen, wir werden es nie dahin bringen, eine Verbindung mit den anderen Himmelskörpern herzustellen. Denn bloß die Erreichung der Ueberschweregeschwindigkeit (11.181 m/sec.) würde bei einer Abstoßgeschwindigkeit 2 km/sec. — und höher dürfen wir sie nicht schätzen, wie zum Schluß des II. Abschnittes erwähnt wurde — ein Verhältnis der End- und Anfangsmasse ungefähr 1 : 250 erfordern. Da überdies das Brutto-Anfangsgewicht größer sein muß, als jenes Anfangsgewicht, welches dem obenerwähnten Massenverhältnis entsprechen würde (siehe ebenfalls Schluß des II. Abschn.), so müßte eine Rakete, um 1000 kg Nutzlast auf 12 km/sec. zu beschleunigen vermögen, beinahe 400 000 kg an Brennstoffen und Abstoßmassen besitzen. Diese 400 000 kg benötigen aber zu ihrer Unterbringung einer geräumigen Konstruktion, wodurch eine Totlast entstehen würde, welche uns die zu berechnende Endmasse über die 1000 kg Nutzlast heben würde. Selbstverständlich wird die Nutzlast nicht um das ganze Gewicht der Konstruktion vermehrt, da diese Konstruktion bei einer Stufenrakete unterwegs teilweise weggestoßen wird, wodurch ein Gewinn an Beschleunigung erzielt und der Raketenkopf für die übrigbleibende Fahrtstrecke entlastet wird. Wird nun die Nutzlast durch die Totlast vermehrt, so muß anderseits die Anfangsmasse um das

250 fache der Endtotlast vergrößert werden, wodurch eine fernere Hebung der Totlast infolge der unumgänglichen Vergrößerung der Konstruktion erfolgen und somit ein Fehlzirkel angetreten wird. Eine Mindestnutzlast von 1000 kg ist bei einer bemannten Rakete keineswegs zu hoch angesetzt, wenn z. B. die Kabine, in welcher Prof. Piccard und Ing. Kipfer bei ihrem Ballonaufstiege am 27. Mai 1931 mit Not 17 Stunden ausharren konnten, samt der Besatzung 800 kg wog.

Wir halten es also für unmöglich, mit jenen Bau- und Sprengstoffen, welche uns heute zur Verfügung stehen, eine Rakete von derart hohem Unterschiede der Anfangs- und Endmasse herzustellen, daß die Geschwindigkeit 12 km/sec. erreicht werden könnte. Mit 12 km/sec. ist uns aber noch nicht geholfen; wir sind zwar von der Erde losgelöst, es bleiben aber immer noch die ungeheuren Entfernungen des Weltraumes übrig. Der Erdmond liegt ziemlich nahe: 384.452 km mittl. Entfernung. Dagegen kommen günstigenfalls Merkur 80, Venus 41, Mars 57, Jupiter 591 Millionen km usw. in unsere Nähe. Zur Ueberbrückung solcher Distanzen bedarf man mindestens 100 km/sec. Fahrgeschwindigkeit, denn sonst würde die Reise an der Last der nötigen Atmungsluft und der Nahrung (nach Valier beides zusammen 12 kg pro Kopf und Tag) scheitern. Die Befahrung des Weltraumes kann nie durch monatelanges Herumreisen, im Sinne der Fahrpläne Ing. Hohmanns, zustande kommen.

Es wird uns weniger unsinnig erscheinen, eine Geschwindigkeit von 100 km/sec. anzustreben, wenn man erwägt, daß die Dichte der im Sternraume verteilten Masse kleiner ist als der milliardste Teil der Dichte des künstlich luftleer gemachten Raumes (nach Eddington), weshalb der Stirnwiderstand gleich Null ist, und daß sich tatsächlich im Weltraume feste Körper mit ähnlichen Geschwindigkeiten bewegen: die Meteore 50—100 km/sec., die eruptiven Sonnenprotuberanzen über 300 km/sec. (vergleiche die Messungen der Protuberanz vom 15. Juli 1919). Im Kometenschweife vermag irgendwelche schwache Repulsivkraft, sei es der Lichtdruck oder eine elektrische Abstoßung, festen Teilchen eine Geschwindigkeit von über 50 km/sec. zu erteilen. Doch wird es nie die heutige Rakete sein, welche uns in die Möglichkeit versetzt. Wer den nötigen Energievorrat mitschleppen muß, kommt wegen der Last dieses Vorrates nie aus dem Banne der Erdschwere heraus; dieser Erfolg gebührt nur solchen Geräten, welche ihre Antriebsstoffe während der Fahrt aus dem Kosmos selbst (aus Sonnenstrahlen, Aether odgl.) erneuern können.

Die Aufgabe einer Rakete bleibt darauf beschränkt, der Luftfahrt aus jener Enge zu verhelfen, in welcher sie heute steckt. Es kommt ja heute den Flugtechnikern allmählich zum Bewußtsein, daß weder Aeroplanen noch Frei- wie Motorballonen eine vielversprechende Zukunft winkt. Beiderartige Flugmittel erwecken keine Hoffnung, jemals verbilligt zu werden und allgemeine Verbreitung zu finden; dazu sind sie zu kompliziert, zu umständlich, zu schwer zu handhaben. Für Luxuszwecke taugen sie wegen geringer Betriebssicherheit und wegen be-

schränkter Bequemlichkeit nicht, aus praktischer wirtschaftlicher Verwendung schließt sie die ungenügende Tragfähigkeit und die verhältnismäßig geringe Geschwindigkeit aus. Ihr Steigvermögen reicht über die dichten Luftschichten nicht hinaus. Dagegen ist die Rakete ziemlich einfach, relativ nicht groß, ihr Betrieb hängt von der Witterung, von der Sichtbarkeit nicht ab, ihr Aktionsradius kann über die Luftzone hinaus erstreckt, ihre Geschwindigkeit über die Schallgeschwindigkeit gesteigert werden: in der Verwendung der Rakete liegt heute eher die Hoffnung eines weit verbesserten und günstigen Luftverkehrs als einer vielversprechenden Raumfahrt! *)

*) Der Verfasser, wohnhaft in Pilsen, Tschechoslovakei, stützt seine Abhandlung teils auf Privatstudium, teils auf Erfahrungen, die er im Weltkriege bei der österr. Artillerie und nachher als diplomierter Flugzeugpilot erworben hat.

Vom gleichen Verfasser erschien:

DAS WELTRAUM - RECHT. Ein Problem der Raumfahrt 1932.

Deutsches Druck- u. Verlagshaus G. m. b. H.,
Mannheim-Berlin-Leipzig.

Im Verlage von Hachmeister & Thal, Leipzig C 1 erschienen außerdem:

Werner Brügel: Männer der Rakete. In Selbstdarstellungen.

Mit 11 Porträts und 44 Abb. RM. 5,80, in Ganzleinen RM. 6,80.

Willy Ley: Die Fahrt ins Weltall, Zweite Auflage.

Mit 30 Abbildungen, RM. 1,05.

Willy Ley: Grundriß einer Geschichte der Rakete.

Mit 17 Abbildungen, RM. 0,70.

Willy Ley: Die Möglichkeit der Weltraumfahrt.

Mit Beiträgen von Prof. H. Oberth; Dr. Fr. v. Hoeffft; Dr. Ing.
W. Hohmann; Dr. K. Debus; Ing. Guido v. Pirquet; Ing. Fr.
W. Sander. Herausgegeben von W. Ley. Mit 70 Abbildungen
RM. 11,70, Ganzleinen RM. 13,50.

Willy Ley: Mars der Kriegsplanet.

Mit 16 Abbildungen, RM. 0,70.

