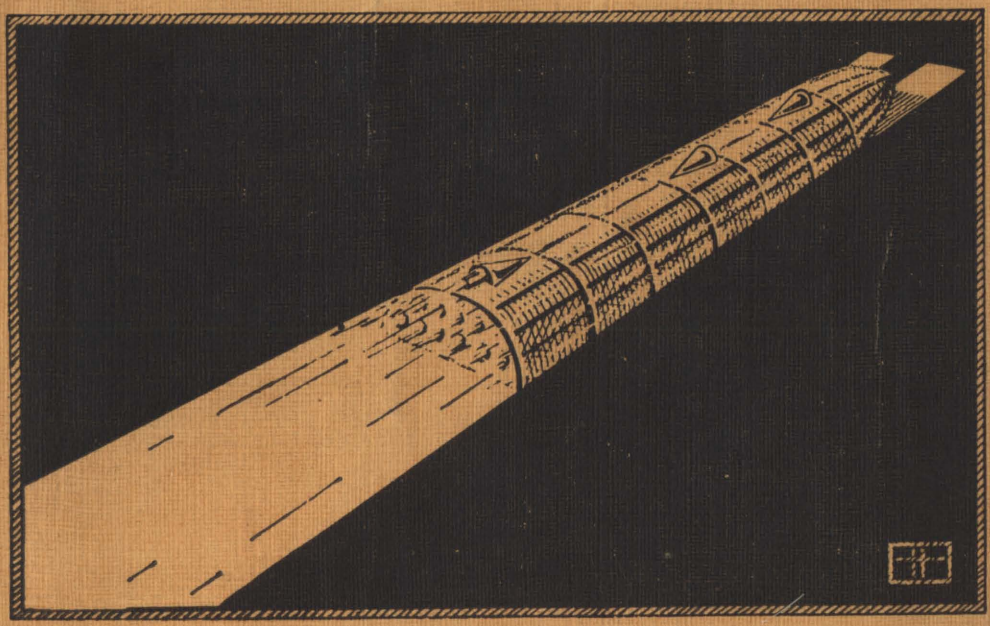
DIE RAKETE

FÜR FAHRT UND FLUG

VON
A. B. SCHERSCHEVSKY



VERLAG C. I. E. VOLCKMANN NACHF. GMBH.
BERLIN-CHARLOTTENBURG 2

Die Rakete für Fahrt und Flug

Eine allgemeinverständliche Einführung in das Raketenproblem

von

A. B. Scherschevsky

Mit 77 Abbildungen

VERLAG C. J. E. VOLCKMANN NACHF. G. M. B. H.
BERLIN-CHARLOTTENBURG 2
1929

Alle Rechte, einschließlich des Übersetzungs-Rechtes, vorbehalten
Copyrigth 1929 by C. J. E. Volckmann Nachf. G. m. b. H., Berlin-Charlottenburg

Schettlers Erben A.-G., Köthen-Anh.

Inhalts-Verzeichnis.

Seite

Vorwort des Verfassers 5

A. Einführung. Grundlagen der Entwicklung der Fahrzeuge 7

1. Landfahrzeuge 10
2. Wasserfahrzeuge 16
3. Flugzeuge 18
4. Raketenfluggeräte 24

B. Grundlagen der Raketenfahr- und Fluggeräte 31

1. Das Raketenprinzip und die theoretischen Grundlagen der Rakete (des Rückstoßers) 31
2. Der Luftwiderstand 52
3. Theoretische Bemerkungen über Raketenflugzeuge und Fernraketen 64

C. Kurze geschichtliche Entwicklung 70

1. Wunsch, Phantasie, Legenden, Märchen und Belletristik 70
2. Wissenschaftliche Arbeiten 72

D. Erste praktische Versuche 83

E. Die Rakete für Flugzeuge und Raumschiffe 99

1. Neue Arbeiten und Entwürfe von Registrierraketen, Raketenflugzeugen und Fernraketen . , . . . 99
2. Neue Arbeiten und Entwürfe von Raumschiffen . 120

F. Ausblick 126

G. Literaturverzeichnis 131

Vorwort des Verfassers.

Der Wunsch des Menschen, sein Erkenntnisgebiet weit über die Schranken der Erde hinaus zu vergrößern, ist so alt wie die Menschheit selbst und spiegelt sich unbewußt oder bewußt wesensgleich in den Sagas der Vedas wie im neusten Forschungsbericht. Zwei Triebfedern besitzt die Menschheit: die ideale des reinen Erkenntnisdranges und die spekulative (welche manchmal „materialistisch" genannt wird), Nutzen aus der Erkenntnis zu ziehen und des Menschen Lebensbedingungen zu verbessern. Darum soll erkannt werden, daß die Ausnutzung der Wissenschaft doch immer das beste Geschäft ist: Erkoren von den Stillen, die in den Stätten der Wissenschaft studieren und forschen, wird sie von denjenigen, die nicht abhandeln, noch nach Art der Abhandlungen schreiben, sondern abbilden und bauen, in lebendes Metall verwandelt und der Menschheit so zunutze gemacht.

Die neuesten Bestrebungen der Wissenschaft und Technik gehen dahin, der Menschheit ungeahnte Geschwindigkeiten zu geben und selbst die Möglichkeit zu schenken, in den strahlen- und kraftdurchfluteten unendlichen Weltenraum einzudringen. Gibt uns dabei nicht die zwangsläufige Bindung zwischen Erkenntnisdrang und Ausnützung die Zuversicht, daß diese Errungenschaften — ganz abgesehen von der unendlichen wissenschaftlichen Bedeutung eines solchen Experimentes — nicht nur unseren Kindern und Kindeskindern, sondern möglicherweise auch uns beträchtlichen wirtschaftlichen Nutzen bringen können? Doch die auf evolutionären Grundlagen schreitende Technik derer, die darstellen und bauen, begnügt sich mit dem handgreiflichen Nutzen der Erreichung von Höchstgeschwindigkeiten über der Erde, ohne von der Eroberung des Weltalls zu träumen. Hierin ist aber die Eigenart des Raketenantriebes entscheidend, welcher uns einzig und allein die Möglichkeit der Erreichung von Höchstgeschwindigkeiten gibt und einzig und allein die Möglichkeit des Fluges ohne äußeren Stützpunkt — der Luft — schenkt. Der Raketenantrieb ist nun das einzige Mittel, um jemals den Bann der Erde abzustreifen. Allen verständ-

lich zu machen, wie nahe man diesem größten aller Ziele ist, soll Zweck dieses Büchleins sein. Es sei zuvor gesagt, daß diese Probleme in ihrer Gesamtheit mit zu den schwersten der modernen Wissenschaft und Technik zählen, um so größer ist aber nach dem „psychischen Reaktionsprinzip" das Interesse an ihrer Lösung. Von Wunsch, Phantasie und Traum zur Wirklichkeit schreitet der eherne, ewige, glückbringende Weg der Technik. Helfende organische Beispiele, wie Fische, Vögel und Insekten, an welche sich der Mensch beim Bau seiner Schiffe, U-Boote, Luftschiffe und Flugzeuge bewußt oder unbewußt anlehnte, versagen bei diesen neuen Problemen. Er kann sich nur zum wenigsten an schon Bestehendes anlehnen und muß aus seinem erdgebundenen organischen Wesen etwas beinahe Unorganisches, Künstliches, etwas Unmenschliches schaffen, kurz selbst den wahren Schöpfer spielen. Darum sind wohl auch vielen die hier zu beschreibenden Gebilde — technische Formen im Weltall — a priori fast unvorstellbar. Das wird wohl auch der innere Grund sein, warum man sich dieser Frage erst so spät in der Entwickelungsgeschichte der Menschheit annahm; von Newton zuerst ausgesprochen, harrte das den damaligen Zeiten schreckeinflößende Gespenst einer im Weltall fliegenden Maschine unserer Zeiten; es fehlten eben alle Voraussetzungen psychischer wie technischer Art. Dieses blieb unserer Zeit vorbehalten.

Nur die Technik und das innere Weltbild eines jeden denkenden Menschen des großen Heute und des noch größeren Morgen sind würdig, diese Träume zu erfüllen. Denn wie nirgends heißt es hier:

Per scientem ad astra!

Dies müssen wir geloben, dieses müssen wir aber auch tun . . .

A. B. Scherschevsky.

A. Einführung.

Das erste Bedürfnis des Menschen war die Erhaltung seines Lebens, das heißt die Suche nach Nahrung. Dazu mußte er sich bewegen. An Landtieren, Fischen, Vögeln und Insekten, kurz an allen organischen Bewegungsgebilden, als welche uns hier die Lebewesen ausschließlich interessieren, sah er Beispiele der Möglichkeit der Bewegung des Laufens, Schwimmens und Fliegens auf und in den drei Elementen unserer Erdkugel, der Erde, dem Wasser und der Luft. Dem natürlichen Drange nach Erschließung der Erdoberfläche folgend, kam er zu Wasserläufen und dem Meere, welche ihn vor die Aufgabe stellten, auch diese zu bezwingen. Zeitlich wird wohl der Bau des ersten primitiven Wasserfahrzeuges — des aus einem ausgehöhlten Baumstamme bestehenden Bootes — dem Bau des ersten mit Rädern versehenen Karren vorausgegangen sein, da beim Bau des ersten der Fisch als organisches Vorbild diente, der Wagen aber im Reiche des Lebenden kein organisches Vorbild hatte. Schon als der Mensch zum ersten Male zwei Steinräder an einem Holzstabe mit einer Schleife unter einem Brett befestigte, war der erste und vielleicht wichtigste Prometheusschritt weg von der Natur getan, und die Leistung der Natur prinzipiell übertroffen. Gegen diese Tat mutet die Ersetzung der schwachen Muskelkraft des Menschen durch die der besonders dazu geeigneten Tiere als eine Tat untergeordneter Bedeutung an. Tatsächlich bestehen alle Lebewesen, welche wir hier bei unserer Untersuchung nur als Bewegungsmechanismen und organische Urmuster für solche ansehen wollen, infolge ihres wunderbaren und technisch unnachahmbaren Zellenaufbaues und -gefüges nur aus einem einzigen Teile[1]). Also gibt es im Reiche des Lebenden keine rotierende Bewegung, welche das Vorhandensein eines unbeweglichen Teiles — des Stators — und eines beweglichen Teiles — des Rotors — benötigt. So schuf der Mensch in seinem ersten mit Rädern versehenen Brett ein rein künstliches

[1]) Darum ist auch eine direkte Nachahmung der Natur — Schwingenflieger, Stelzenlokomotiven mit Beinen usw. — mechanisch unrationell. Lebewesen sind eben Mechanismen sui generis, deren Eigenschaften durch ihre Zellenstruktur bedingt ist.

mechanisches Gebilde, welches die Rotation ausnützt; dieselbe rotierende Bewegung, welche uns in unseren Motoren und Maschinen die Erreichung großer und größter Geschwindigkeiten gestattet. Rotierende Aggregate: Räder, Wasser- und Luftschrauben treiben Fahrzeuge auf der Erdoberfläche, auf und unter der Wasseroberfläche und in der Luft. Der erste mit Rädern versehene Karren des Urmenschen gestattete auch die Beförderung einer Last mit bedeutend geringerer Anstrengung (technisch gesprochen: geringerer Leistung), als beim Schleifen und Ziehen der Last über den rauhen unebenen Erdboden. Wissenschaftlich gesprochen, hatte der Urmensch damit sein Landfahrzeug bedeutend mechanisch verfeinert und angepaßt. Der Vorgang beim Bau des ersten Wasserfahrzeuges war prinzipiell derselbe: die Erfahrung lehrte, daß Holz schwimmt, und daß die Anstrengung zur Fortbewegung des ausgehöhlten Baumstammes im Wasser kleiner war, wenn man Vorder- und Hinterteil spitz machte und die Außenoberfläche genügend glättete. So erfolgte die erste strömungstechnische Verfeinerung und Anpassung des primitiven Bootes an sein Bewegungsmedium. Und so lösten damit die ersten Menschen die immer wiederkehrenden und prinzipiell gleichen Forderungen des Auftriebes, Vortriebes und der mechanischen Verfeinerung und Anpassung des Fahrzeuges an das umgebende Medium. Der Wunsch nach Vergrößerung der Geschwindigkeit und die Schwierigkeit, die immer größer werdenden Boote durch Menschenkraft zu bewegen und die Beobachtung des über dem Meere wehenden starken Windes brachten den Menschen zum Bau des ersten Segelbootes, welches die Windkraft ausnützte. Dieses mit Tierhäuten primitiv besegelte Boot stellte den ersten Schritt zur Ausnützung der Energiequellen der Natur dar. Damit waren für Jahrhunderte im voraus die Land- und Wasserfahrzeuge und ihre Antriebsquellen festgelegt: Wagen mit menschlicher und tierischer Zugkraft, und Boote und Schiffe mit Antrieb durch die Muskelkraft von Menschen (Galeeren) und durch die Kraft des Windes (Segelschiffe). Der Umstand, daß die Oberfläche der Erde aus Wasser und Land besteht, daß man also mit Wagen und Schiff praktisch jeden Punkt der Erdoberfläche erreichen konnte, ist wohl der tiefere wirtschaftliche Grund, warum das Bedürfnis des Fluges und seine Realisation so lange auf sich warten ließen und letztere erst so spät in der Geschichte der Menschheit erfolgte. Dasselbe gilt auch für das Fahren unter der Wasseroberfläche, welche beide Bedürfnisse: Fliegen und Unterwasserfahren nur einer weit stärker entwickelten Zivilisation zu verdanken sind. Ihre Verwirklichung konnte nur durch Entwickelung starker mechanischer Kraftquellen — der Motore — ermöglicht werden. Die Muskelkraft der Menschen und Tiere und die Kraft des Windes reichte

zum Verkehr zu Land und Wasser vollkommen aus, der Flug in der Luft aber, welcher eine mit diesen primitiven Kraftquellen unerreichbare Geschwindigkeit forderte, benötigte eine starke und leichte Kraftquelle, welche zu Ende des vorigen Jahrhunderts im leichten Verbrennungsmotor geschaffen wurde. Diese mechanischen Kraftquellen: Motore, d. h. Energieumwandler, welche die in festen, flüssigen oder gasförmigen Brennstoffen enthaltende Wärmeenergie oder die Energie des elektrischen Stromes in mechanische — meistens rotierende — Bewegung umwandeln, ersetzten und ersetzen die Muskelkraft von Mensch und Tier bei Land- und Wasserfahrzeugen und ermöglichten erst den mechanischen Flug der Flugzeuge und die Bewegung der Luftschiffe. Die nach dem archimedischen Grundsatze erbauten Luftfahrzeuge — Luftschiffe — und insbesondere die dynamischen Luftfahrzeuge — Flugzeuge — stellten an die Verbrennungsmotore die allerhöchsten Forderungen an Leistung und Leichtigkeit; so wiegen moderne Flugmotore weniger als 0,5 kg/PS.

Allen diesen bisher erbauten Fahrzeugen sind zwei Umstände gemein: erstens ist die Möglichkeit ihrer Bewegung — ihres Auftriebes und Vortriebes — von dem Vorhandensein eines auftriebs- und widerstandserzeugenden materiellen Mediums abhängig, und zweitens erfolgt der Vortrieb aller dieser Geräte durch Rotation der Antriebsaggregate der Räder, Wasser- und Luftschrauben. Diese Feststellungen kennzeichnen mechanisch prinzipiell den heutigen Stand der Verkehrstechnik. Der nächste logische Schritt der Entwickelung des Verkehrs nach Erschließung der niederen dichten Luftschichten ist der Flug in den dünneren Luftschichten der Stratosphäre und dem Weltenraum. Hierbei versagen wegen Nichtvorhandenseins eines jeglichen äußeren materiellen Mediums, also Stützpunktes, alle bisherigen Auf- und Vortriebsmittel vollkommen. Das neue zu erschaffende Auf- und Vortriebsmittel muß keiner äußeren Stütze bedürftig eine bedeutend höhere Ausnutzung der Wärmeenergie von hochwertigsten Brennstoffen gestatten und die Erreichung höchster Geschwindigkeiten erlauben. Dieses neue Antriebsmittel, welches den Schlüssel zum Weltenraum darstellt, ist der Raketenmotor oder Rückstoßer.

Bevor wir zur Untersuchung der Theorie und Konstruktion dieses neuesten aller Motore schreiten werden, wollen wir zuerst die grundlegenden Prinzipien des Auftriebes, Vortriebes und der Verfeinerung und Anpassung der Land-, Wasser- und Luftfahrzeuge erwähnen. Diese werden uns einen tieferen Einblick in das Wesen der Probleme der mechanischen Bewegungsgebilde (Fahrzeuge) geben, welches unerläßlich ist zum Verständnis der Größe und der Schwierigkeit des Problems der Raketenfahrzeuge, Raketenflugzeuge und Raketenraumschiffe.

1. Landfahrzeuge.

Sämtliche nur denkbaren Fahrzeuge, d. h. Geräte, welche der Bewegung bzw. Beförderung von Menschen und Gütern auf weitere Entfernungen dienen, lassen sich nach folgenden Merkmalen in drei Klassen einteilen:

1. Fahrzeuge, welche gänzlich eingetaucht sich in einem auftriebs- und widerstanderzeugenden Medium bewegen. Zu dieser Klasse gehören: U-Boote (statischer Auftrieb), Luftschiffe (statischer Auftrieb) und Flugzeuge (dynamischer Auftrieb).

2. Fahrzeuge, die sich auf der Grenzschicht zweier ungleich dichter Medien bewegen, wobei das dichtere Medium auftriebs- und widerstandserzeugend, das weniger dichtere nur widerstandserzeugend wirkt. Zu dieser Klasse gehören: Landfahrzeuge, Schiffe und Gleitboote. Bei ersten ist das auftriebserzeugende Medium die Erde, bei letzteren das Wasser.

3. Fahrzeuge, die sich in zeitlicher Reihenfolge in verschieden dichten Medien bewegen. Die Medien können auftriebs- und widerstandserzeugend und mechanisch neutral sein (luftleerer Weltenraum). Zu dieser Klasse gehören: sämtliche Raketenfluggeräte, und zwar Raketenflugzeuge, Fernraketen und Raketenraumschiffe. Zwar bewegen sie sich gänzlich eingetaucht in ein einziges Medium (dichte oder dünne Luftschichten, luftleerer Weltenraum), durcheilen aber im Fluge verschiedene dieser Medien in den hier angegebenen Reihenfolgen (vom Abflug zur Landung):

Raketenflugzeuge: dichtere Luftschichten (Atmosphäre) —➤ dünnere Luftschichten (Stratosphäre) —➤ dichtere Luftschichten (Atmosphäre).

Raumschiffe und Fernraketen: dichtere Luftschichten (Atmosphäre) —➤ dünnere Luftschichten (Stratosphäre) —➤ luftleeren Weltenraum —➤ dünnere Luftschichten (Stratosphäre) —➤ dichtere Luftschichten (Atmosphäre).

Diese Geräte starten und landen von der Erd- oder Wasseroberfläche[1]), zu welcher sie darum auch verfeinert und angepaßt werden müssen (vergleiche weiter unten die Bauarten der von Hoefft'schen und Ziolkowsky'schen Fernraketen). Die Geschichte der Technik lehrt uns, daß alle Fahrzeuge der Klasse 2 unserer Einteilung zeitlich zuerst zum dichteren auftriebserzeugenden Medium (Erde, Wasser) und dann viel später zum weniger dichten nur widerstandserzeugenden Medium — Luft — verfeinert wurden. Dieses ist auch ohne weiteres klar, da die zur

[1]) Wie bei Flugzeugen: Fernflugzeuge müssen Wasserflugzeuge sein. (Transatlantischer Verkehr.) Zwei Drittel der Erdoberfläche ist Wasser; man hat auch praktisch unbegrenzte An- und Auslaufbahnen.

Überwindung des schädlichen Luftwiderstandes notwendige Leistung der dritten Potenz der Geschwindigkeit verhältig ist, so daß eine Verfeinerung der Landfahrzeuge und Schiffe zur Luft (aerodynamische Stromlinienform) bei kleinen Geschwindigkeiten unnötig ist und in keinem Verhältnis zu der Vergrößerung der Herstellungskosten steht (vergleiche stromlinige Rumpler- und Jaraykraftwagen für den Stadtverkehr). Sinngemäß gilt dieses auch für Luft- und Raumfahrzeuge, bei denen man zuerst die Frage des Auftriebes (Tragflügel, Raketenmotore) löste und erst später an die aerodynamische Verfeinerung der nur widerstandserzeugenden Teile schritt. Bedeutsam ist der Umstand, daß zur Erzielung von Höchstgeschwindigkeiten zu Land, Wasser und der Luft man die rotierenden Antriebsaggregate wie Räder, Wasser- und Luftschrauben durch ein nichtrotierendes Aggregat — den Raketenmotor — ersetzen will, auch soll bei Landfahrzeugen von der gleitenden Reibung Anwendung genommen werden (Schnellwagen und -bahn von K. E. Ziolkowsky). Allerdings ist aus später zu erwähnenden Gründen der Raketenantrieb für Landfahrzeuge von untergeordneter Bedeutung.

Sämtliche Fahrzeuge bewegen sich nach dem ersten Bewegungssatz von Newton, dem sogen. Trägheitsaxiom, nach welchem ein Körper den Zustand der Ruhe oder der gradlinigen, gleichförmigen Bewegung behält, solange ihn eine äußere Ursache: Kraft nicht aus diesem Zustande herausbringt. Also bewegt sich ein Landfahrzeug auf einer ideal glatten, ebenen Bahn von selbst, und das Vortriebsmittel muß nur den Reibungswiderstand der Räder auf dem Boden und den Luftwiderstand überwinden. Die Untersuchung dieser Frage und die der Verfeinerung gestaltet sich bei Landfahrzeugen (Verfeinerung zu der Erdoberfläche und zur Luft) besonders einfach und lehrreich. Wir denken dabei an den zweiten Bewegungssatz von Newton, nach dem Kraft (P) = Masse (M) mal Beschleunigung (b) ist, d. h.

$$P = M \cdot b \tag{1}$$

Nun übt die Erde auf alle Körper eine bestimmte Anziehungskraft aus, welche sämtlichen Körpern eine gleiche bestimmte Beschleunigung — die Erdschwerebeschleunigung $g = 9{,}81\ \mathrm{m/sec^2}$ — mitteilt. Diese Kraft wird im Sprachgebrauch als Gewicht (G) des Körpers benannt. Wir haben also:

$$G = M \cdot g \tag{2}$$

Das Produkt aus Kraft (K) mal Weg (s) nennt man Arbeit, wobei der Weg in entgegengesetzter Richtung der Beschleunigung zu rechnen ist. Wir erhalten also für die Arbeit den Ausdruck:

$$A = M \cdot b \cdot s \tag{3}$$

Die Arbeit in der Zeiteinheit nennt man Leistung; in der Wissenschaft und Technik wird als Zeiteinheit die Sekunde angenommen.

Wenn die Erdoberfläche eine ideal glatte Kugeloberfläche ohne Erhöhungen (Hügel, Berge) und Senken (Täler) wäre, so müßte die Kraftquelle (Mensch, Tier oder Motor) eines auf ihr fahrenden Landfahrzeuges lediglich den Fahrtwiderstand gleich Reibungswiderstand plus Luftwiderstand überwinden (Abb. 1).

Da aber die Erdoberfläche leider beträchtliche Erhebungen aufweist, so ist die notwendige Leistung bedeutend größer. Wir können sie leicht berechnen. Wenn wir die Höhe des Berges (gleich Weges gegen die Richtung der Beschleunigung) durch h bezeichnen, so ist die zum Aufstieg nötige Arbeit gleich

$$A = M \cdot g \cdot h = G \cdot h \tag{4}$$

Wenn wir, wie in der Technik üblich ist, das Gewicht (G) in kg und die Strecke in (m) ausdrücken, so ist die Arbeit in kgm gleich:

$$A\,(\text{kgm}) = G\,(\text{kg}) \cdot h\,(\text{m}) \tag{5}$$

Die Arbeit von 75 kgm in der Sekunde ist eine Leistung, welche man in der Technik als Pferdestärke bezeichnet (PS). Also ist die Leistung in PS gleich:

$$L = (Gh) : 75 \tag{6}$$

Der Fahrtwiderstand W_F besteht aus dem Reibungswiderstand W_R plus dem Luftwiderstand W_L, d. h.

$$W_F = W_R + W_L \tag{7}$$

Wir erwähnten schon, daß die Leistung zur Überwindung des Luftwiderstandes der dritten Potenz der Geschwindigkeit verhältig ist. Dies können wir jetzt sehr einfach beweisen. Der Widerstand von Wasser oder Luft ist der zweiten Potenz der Geschwindigkeit verhältig und wird durch die bekannte Gleichung:

$$W = q \cdot F \cdot c_w \tag{8}$$

gegeben, worin bedeuten: W = Widerstand in kg, F die größte Querschnittsfläche in m^2 des Widerstandskörpers normal (d. h. senkrecht) zur Bewegungsrichtung (Abb. 2), q = dem sogen. Staudruck, welcher das Produkt aus Luftdichte mal halben Geschwindigkeits-Quadrat darstellt, c_w ist der Bezugswiderstand, welchen die zur Geschwindigkeitsrichtung normal gestellte ebene Flächeneinheit hat (im üblichen in der Technik kg, m, sec, System ist die Luftdichte gleich 1 : 8 und der Staudruck gleich $v^2 : 16$, wenn v die Geschwindigkeit in m/sec ausgedrückt ist). In der modernen Flug-

technik sind auch bei der Berechnung von Fluggeräten überall solche dimensionslose Beiwerte für Auftrieb, Widerstand und Moment gebräuchlich.

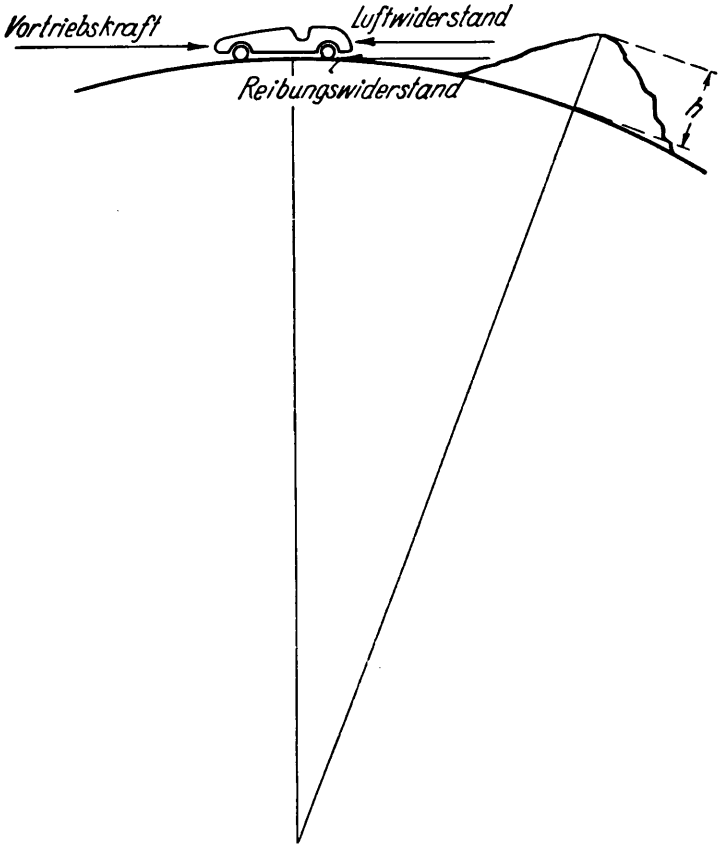


Abb. 1. Kräftespiel an einem Landfahrzeug.

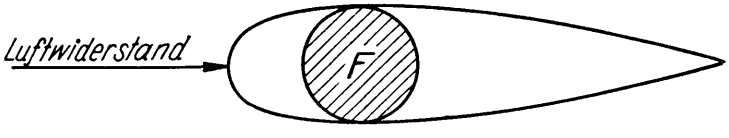


Abb. 2. Stromlinienförmiger Widerstandskörper.

Nun ist Arbeit das Produkt aus Kraft mal Weg und die Leistung die Arbeit in der Zeiteinheit. Im Produkt können wir aber auch den Weg durch die Zeit dividieren; Weg durch Zeit ist

aber die Geschwindigkeit. Also ist die zur Überwindung des Luftwiderstandes nötige Leistung gleich:

$$W = (1:16)\, v^3 \cdot F \cdot c_w \qquad (9)$$

Da nun der Reibungswiderstand der Räder (rollende Reibung) nicht mit der dritten Potenz der Geschwindigkeit wächst, so ist bei kleinen und mittleren Geschwindigkeiten:

$$W_R > W_L$$

bei einer bestimmten kritischen Geschwindigkeit:

$$W_R = W_L$$

bei hohen Geschwindigkeiten:

$$W_R < W_L$$

Diese Verhältnisse lassen sich am besten durch Verfolgen des geschichtlichen Ganges der Verfeinerung der Landfahrzeuge zur Erdoberfläche und zu der Luft veranschaulichen (Abb. 3a, b, c, d und e). Beim langsamen Schleppen einer Last auf einem Brette hatte der Luftwiderstand praktisch keine Bedeutung. Die zu bewegende Last war zum Erdboden durch Unterlegen eines Brettes verfeinert (Abb. 3a). Der nächste Schritt der Verfeinerung bestand im Anbringen von Rädern, wodurch eine ganz bedeutende Reibungsverminderung, d. h. Verfeinerung der Last zur Erdoberfläche erzielt wurde (Abb. 3b). Einen weiteren Schritt bedeutete das Aufsetzen der mit Rädern versehenen Last (Wagens) auf Geleise oder Schienen, wodurch die gleisgebundenen Landfahrzeuge Eisenbahnen, Hängebahnen, Straßenbahnen u. a. entstanden (Abb. 3c). Aber schon bei der Entwickelung des schnellfahrenden Kraftwagens wurde der Luftwiderstand mit immer zunehmender Geschwindigkeit so bedeutend, daß man sich gegen ihn wehren mußte. Von diesem Zeitpunkte erfolgte auch die schrittweise Verfeinerung der Landfahrzeuge zur Luft. Die stromlinienförmigen Verkleidungen der ersten zur Luft verfeinerten Landfahrzeuge, Schnellbahnen und Kraftwagen sind durchweg den Formen des kleinsten Luftwiderstandes der Flugtechnik nachgeahmt (Abb. 3d). Dies war dem Gange der Entwickelung nach sehr begreiflich, aber ebenso falsch, da man die strömungstechnische Einwirkung des Erdbodens übersah; ein Körper kleinsten Luftwiderstandes hat in Bodennähe eine ganz andere Form als in der freien ungestörten Strömung. Die richtige Form der stromlinigen Verkleidung von Landfahrzeugen ist erst in den letzten Jahren untersucht und gefunden und in den Kraftwagen von E. Rumpler und A. Jaray verwirklicht worden (Abb. 3e). Diese eigenartigen Formen sind für die Formgebung des Oberbaues von Schnellkraftwagen und Bahnen maßgebend.

Diese technischen Formen und Verfeinerungen kennzeichnen den heutigen Stand der Entwickelung von Landfahrzeugen, bei denen die Räder noch als Trag- und Vortriebsorgane beibehalten

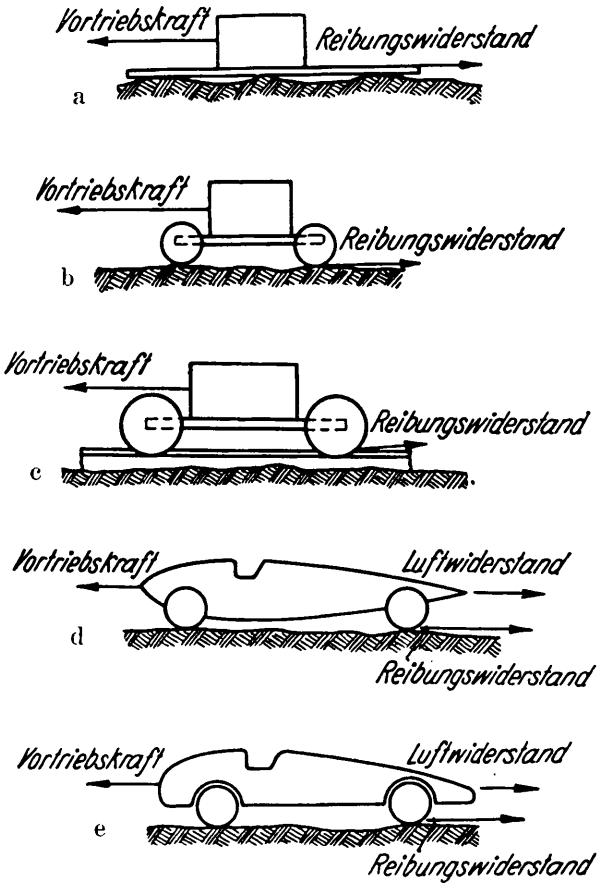


Abb. 3a—e. Entwicklung der Landfahrzeuge. Langsame Verfeinerung zur Erde und zur Luft.

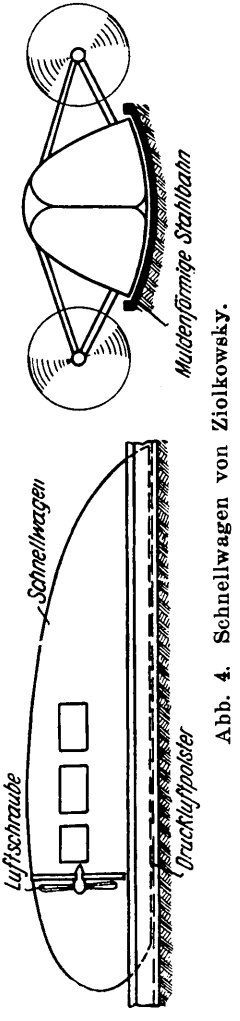


Abb. 4. Schnellwagen von Ziolkowsky.

sind (Höchstgeschwindigkeit zur Zeit etwa 330 km/st). Doch gibt es auch für Räder eine Höchstgeschwindigkeit, bei welcher wegen der durch die Drehbeschleunigung hervorgerufenen Baustoffbeanspruchungen auch ein aus bestem Baustoff (Stahl) angefertigtes Rad zerreißen wird. Also muß man wieder zur gleitenden Reibung übergehen. Nun ist aber die gleitende Reibung weit

größer als die rollende, sonst brauchte man für Landfahrzeuge keine Räder. Daher mußte man einen Ausweg finden und fand ihn in dem Luftpolster zwischen dem Fahrzeug und Geleise. Dieses Prinzip: Luft als Schmiermittel wurde fast gleichzeitig vom Russen K. E. Ziolkowsky und den französischen Forschern Hugenuart, Hanriot u. Magnan entdeckt und entwickelt. Das Luftpolster wird beim Schnellwagen von Ziolkowsky zwischen dem Wagenboden und Geleise erzeugt (Abb. 4), beim Schnellkreisel der französischen Forscher zwischen der Unterlage und dem Kreiselunterteil (Abb. 5). Zur Erzeugung des Luftpolsters dient in beiden Fällen in einfachster Weise Druckluft. Der stromlinienförmige Wagen von Ziolkowsky (vergleiche Abb. 3e), bewegt sich auf einer muldenförmigen Bahn auf einem 3—5 mm dicken Luftpolster, welches durch Ausströmen von Druckluft aus dem Wagenboden entsteht. Beim kleinen (Durchmesser $\varnothing$ = 11 mm) Druckluftkreisel von Hugenuart, Hanriot und Magnan tritt die Druckluft von unten in den ausgehöhlten Kreiselschaft herein und durch in dem ausgehöhlten Kreiselkörper befindliche spiralige Turbinenschaufeln ins Freie heraus (Abb. 5). Der Kreisel schwebt also auf einem Druckluftpolster, welcher Drehzahlen bis 11 000 U/sek = 660 000 U/min und noch mehr gestattet. Was solche Drehgeschwindigkeiten bedeuten, beweist der Umstand, daß in dem zylindrisch ausgehöhlten Kreiselkörper befindliches Blei wie Wasser fließt und seine Oberfläche die bekannte parabolische Form annimmt (siehe Abb. 5, gestrichelt).

Eine noch weitere Verfeinerung der Landfahrzeuge stellt der bekannte Entwurf des Russen B. P. Weinberg dar (Abb. 6), bei dem sich der „elektromagnetische Zug" in einer luftleeren Röhre bewegt. Das Gewicht der Wagen wird durch Solenoide, welche auch den Vortrieb bewerkstelligen, aufgehoben.

Diese Entwürfe stellen wohl die obere Grenze der Verfeinerung von Landfahrzeugen zur Erdoberfläche und der Luft dar.

2. *Wasserfahrzeuge.*

Die sinngemäß angewandten Grundsätze beherrschen auch die Bewegung von Wasserfahrzeugen. Sämtliche motorische Wasserfahrzeuge lassen sich nach dem Merkmale des Auftriebes in Ruhe und Bewegung in zwei Klassen einteilen:

1. Fahrzeuge mit statischem Auftriebe in Ruhe und Bewegung. Zu dieser Klasse gehören U-Boote und Schiffe mit Vortriebsaggregaten, welche im auftriebs- und widerstandserzeugenden Medium (Wasser) oder im nur widerstandserzeugenden Medium

(Luft) arbeiten. Zu diesen Vortriebsaggregaten zählen Wasser- und Luftschrauben und Raketenmotoren (Abb. 7a).

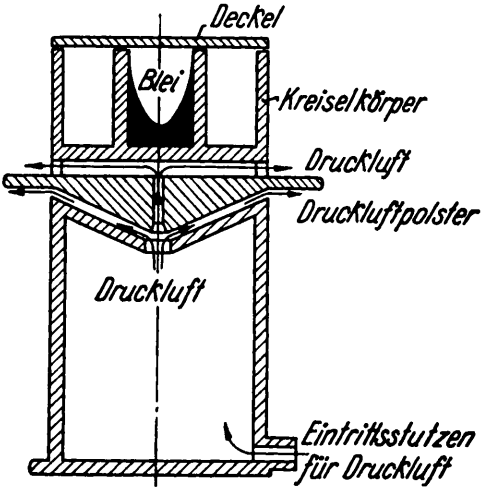


Abb. 5. Druckluftkreisel von Hugenuart, Hanriot und Magnan. Der Kessel, auf dem der Kreisel schwebt, dient zur Ausgleichung der Schwankungen. Das Blei nimmt die bekannte Form von rotierenden Flüssigkeiten an.

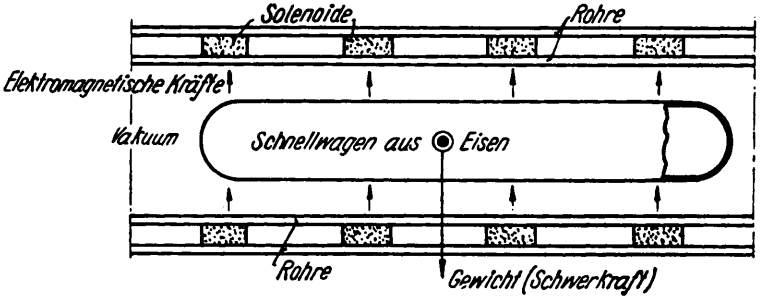


Abb. 6. Elektromagnetische Schnellbahn von Weinberg.

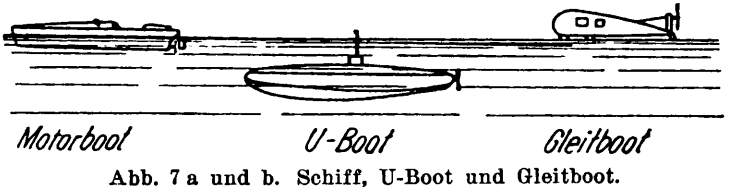


Abb. 7 a und b. Schiff, U-Boot und Gleitboot.

2. Fahrzeuge mit statischem Auftriebe in Ruhe und dynamischem Auftrieb in Bewegung. Zu dieser Klasse gehören Gleit-

boote mit gleichen wie in Klasse 1 angegebenen Vortriebsaggregaten (Abb. 7b).

Auch bei Wasserfahrzeugen überwindet das Vortriebsaggregat lediglich den Fahrtwiderstand, welcher gleich dem Wasserwiderstand (allein nur bei untergetauchten U-Booten) plus Luftwiderstand ist. Da zur Erreichung von hohen Geschwindigkeiten der Wasserwiderstand ein unüberwindliches Hindernis ist, so mußte man versuchen, den Auftrieb nicht statisch durch eingetauchte Hohlkörper, sondern durch Bewegung von Flächen in Form des besonders ausgebildeten Bootsbodens dynamisch zu erreichen. So entstand das Gleitboot. Da man wegen der sogen. Kavitationsgefahr bei großen Drehzahlen von Wasserschrauben größere Fahrtgeschwindigkeiten nur mit Luftschrauben erreichen kann, so sind letztere das gegebene Vortriebsmittel für schnellfahrende Gleitboote. Auch an Wasserfahrzeugen sieht man denselben klassischen Weg der Verfeinerung. So lange die Geschwindigkeiten klein waren, verfeinerte man strömungstechnisch lediglich den Unterwasserteil des Schiffes. Die weitere Steigerung der Geschwindigkeit und insbesondere die Geschwindigkeiten der neueren Gleitboote führten zur Notwendigkeit der Berücksichtigung des Luftwiderstandes. So erhielt der Oberwasserteil der modernen Schnellgleitboote die für Körper kleinsten Widerstandes in Bodennähe kennzeichnende eigentümliche Form; fast die Form der Karosserie der Jaray-Wagen (vergleiche Abb. 3e und 7b)[1]). Wie bei Land- ist auch bei Wasserfahrzeugen der Raketenantrieb aus weiter unten zu erwähnenden Gründen von geringer wirtschaftlicher Bedeutung.

So ist hiermit das mit Luftschrauben versehene moderne Schnellgleitboot (Abb. 8) die obere Grenze der Verfeinerung der Wasserfahrzeuge.

3. *Flugzeuge.*

Von allen Luftfahrzeugen untersuchen wir hier kurz nur die dynamischen und von letzteren nur die Drachenflugzeuge (kurz: Flugzeuge), welche mit Raketenmotoren betrieben werden können.

Flugzeuge sind dynamische Fluggeräte, deren Auftrieb durch gradlinige, gleichförmige, translatorische Bewegung von starren Tragflügeln entsteht. Als Vortriebsgeräte können Luftschrauben, Turbinen und Raketenmotore dienen. Wir untersuchen hier in weiterem nur die grundlegenden Zusammenhänge, welche

[1]) Diese Jaray-Form ist auch für Luftschraubenschlitten anwendbar. Umfangreiche Untersuchungen darüber machte Prof. Tschigitar Zagut an der Universität Noworosiißk (U. d. S. S. R.).

wir später bei den Raketenfluggeräten anwenden können. Wie Land- und Wasserfahrzeuge bewegen sich Flugzeuge nach dem Trägheitsgesetz, wobei das Vortriebsaggregat: Motor und Luftschraube lediglich den vollen Luftwiderstand gleich dem Widerstand der tragenden Teile (Tragflügel) plus Widerstand der nichttragenden Teile (Rumpf, Fahrgestell, Streben, Verspannung u. a.) zu überwinden hat. Die Auftriebserzeugung selbst erfordert an und für sich keinen Energieaufwand, da der Widerstand des Tragflügels lediglich von seiner endlichen Breite (sogen. Rand- oder induzierter Widerstand) und der Reibung der Luft an seiner

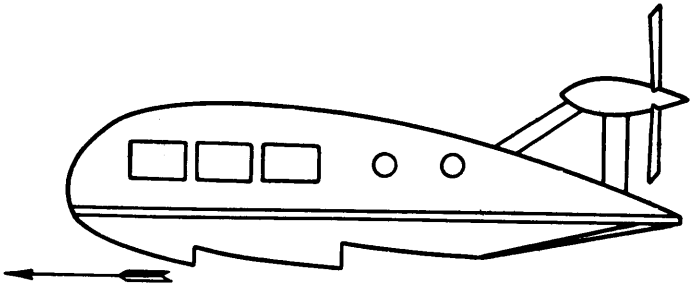


Abb. 8. Luftschrauben-Schnellgleitboot.

Oberfläche herrührt. Der Auftrieb und Widerstand eines Tragflügels sind in bekannter Weise gegeben durch die Gleichungen:

$$A = q \cdot F \cdot c_a \tag{10}$$

$$W = q \cdot F \cdot c_w \tag{11}$$

worin bedeuten: A = Auftrieb, W = Widerstand, q = Staudruck, im kg, m, sek-System ist $q = v^2 : 16$, wenn die Geschwindigkeit v in m/sek ausgedrückt ist, und c_a und c_w die dimensionslosen Auftriebs- und Widerstandsbeiwertzahlen, welche das Verhältnis angeben zwischen dem wirklichen Auftrieb bzw. Widerstand und dem Widerstand einer normal (d. h. senkrecht) zur Geschwindigkeit (Flugrichtung) gestellten ebenen Platte mit einem Flächeninhalt F (natürlich bei gleicher Fluggeschwindigkeit). Die Definition dieser dimensionslosen Beiwerte ist also durch folgende Gleichung angegeben:

$$c_{[a,w]} = [A, W] : q \cdot F \tag{12}$$

Es ist in der Flugtechnik üblich, den schädlichen (Rest-)Widerstand der nicht tragenden Teile (Rumpf, Fahrgestell u. a.) durch eine ebene Fläche zu definieren, welche bei Bewegung in normaler Lage zur Flugrichtung mit natürlich selber Geschwindigkeit den gleichen Widerstand ergibt. Diese rein fiktive „Bezugsfläche"

wird meistens durch den Buchstaben mit Indizes f_s bezeichnet und als schädliche Widerstandsfläche angesprochen. Wir haben also laut Definition:

$$W_s = f_s \cdot q \quad \text{woraus folgt:} \quad f_s = W_s : q \tag{13}$$

Es ist ohne weiteres klar, daß beim Gleichgewicht aller Kräfte und gradliniger, gleichförmiger, wagerechter Bewegung (sogen. stationärem Fluge) des Flugzeuges der Auftrieb gleich dem Gewichte und der Vortrieb gleich dem vollen Luftwiderstande des Flugzeuges sein muß (Abb. 9). Also ist das Verhältnis des Auftriebes zum Widerstande, welches zeigt, wieviel kg Auftrieb man mit einem kg Vortrieb (gleich Zug- bzw. Druckkraft des Vortriebsaggregates) erhalten kann, der denkbar einfachste und logischste Gütegrad eines Tragflügels oder ganzen Flugzeuges, in welchem Falle man natürlich den schädlichen Widerstand der nichttragenden Teile zurechnen muß. Der Kehrwert dieses Verhältnisses A : W wird als Gleitzahl (ε) bezeichnet. Wir haben also nach Gleichungen (10) und (11):

für den Tragflügel:

$$\varepsilon_T = W : A = c_w : c_a \tag{14}$$

für das ganze Flugzeug:

$$\varepsilon_F = (W + W_s) : A = (c_w + c_{wr}) : c_a \tag{15}$$

wo in Analogie mit c_w, die Widerstandsbeiwertzahl c_{wr} der nichttragenden Teile bezogen auf die Flügelfläche F eingeführt ist.

Den Quotienten $(A = G) : F = p$ nennt man Flächenbelastung und man erhält aus Gleichung (10) im kg-, m-, sec-System die einfache Beziehung:

$$v = 4\sqrt{p : c_a} \tag{16}$$

Der Widerstand eines Tragflügels setzt sich zusammen aus zwei wesensfremden Teilen. Der erste Teil hängt bei gleicher Geschwindigkeit nur vom Auftriebe und konstruktiv von der Spannweite (Abb. 10) ab und wird durch die Gleichung gegeben:

$$W_i = \frac{A^2}{\pi \cdot q \cdot b^2} \tag{17}$$

Dieser Widerstandsanteil hängt nur von den endlichen Abmessungen (Spannweite) des Tragflügels ab und wird daher als Randwiderstand benannt. (Die Bezeichnung „induzierter Widerstand" deutet auf eine Analogie mit bestimmten elektro-magnetischen Erscheinungen, auf welche einzugehen hier sich erübrigt.)

Der Tragflügel teilt bei seiner Bewegung die Strömung in zwei Teile nach oben und unten, auch erfolgt eine Reibung zwischen der vorbeistreichenden Luft und dem Flügel. Dieser Widerstandsanteil hängt bei immer gleicher Geschwindigkeit nur von der Form des Flügelschnittes (sogen. Profiles, Abb. 10) und der Ober-

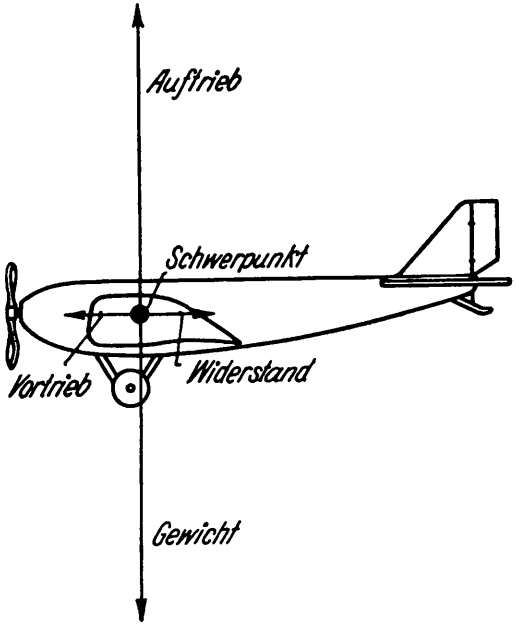


Abb. 9.
Kräftespiel am Flugzeug beim stationären Fluge.

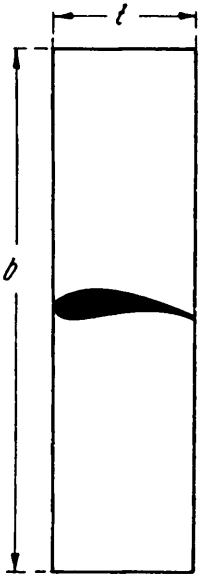


Abb. 10.
Rechteckiger Tragflügel- und Flügelschnitt.

flächenbeschaffenheit des Flügels ab. Daher können wir in vollständiger Analogie mit Gleichung (11) den Ansatz machen:

$$W_p = q \cdot F \cdot c_{wp} \tag{18}$$

Diesen Widerstandsanteil nennt man den Profilwiderstand oder nichtinduzierten Widerstandsanteil des Tragflügels, welcher eigentlich gleich Formwiderstand plus Oberflächenreibungswiderstand ist; c_{wp} nennt man Profilwiderstandsbeiwertszahl. Der volle Widerstandsanteil des Tragflügels ist also:

$$W_F = W_i + W_p = \frac{A^2}{\pi \cdot q \cdot b^2} + q \cdot F \cdot c_{wp} \tag{19}$$

Nun können wir den vollen Widerstand des Flugzeuges, welcher aus dem induzierten Randwiderstand und dem nichtinduzierten Profil- und schädlichen (Rest)widerstand besteht, bestimmen:

$$W = W_i + W_p + W_s = \frac{A^2}{\pi \cdot q \cdot b^2} + q \cdot (F\, c_{wp} + F\, c_{wr})$$
$$= \frac{A^2}{\pi \cdot q \cdot b^2} + q \cdot F \cdot c_s \qquad (20)$$

wobei $c_s = c_{wp} + c_{wr}$ die Beiwertszahl des vollen nichtinduzierten Widerstandes ist. Das wertvolle an der Gleichung (20) ist, daß wegen $A = G = \text{Const}$ (siehe Abb. 9) man aus ihr klar ersieht, daß der eine (induzierte) Widerstandsanteil mit dem Kehrwert der zweiten Potenz der Fluggeschwindigkeit abnimmt $(1 : q)$, der andere Anteil (Profil- und schädlicher Widerstand) mit derselben Potenz der Geschwindigkeit zunimmt. Wir haben also einen Ausdruck der Form:

$$W = C : v^2 + C_i \cdot v^2 \qquad (21)$$

bei welchem eine hier zu übergehende mathematische Untersuchung zeigt, daß zur Erreichung eines Kleinstwiderstandes beide Widerstandsanteile gleich sein müssen, also:

$$\boxed{C_s = c_i} \qquad (22)$$

d. h. die volle Widerstandsbeiwertszahl des Flugzeuges muß sein:

$$\boxed{C_w = 2\, c_s} \qquad (23)$$

Dieser Kleinstbeiwertszahl des vollen Widerstandes entspricht auch die kleinste, d. h. beste Gleitzahl, also das größte Verhältnis $A : W$. Aus Gleichung (17) und (19) ersieht man auch, daß bei Beibehaltung desselben Randwiderstandes die Spannweite, also auch das sogenannte Seitenverhältnis:

$$\lambda = b : t = b^2 : F \qquad (24)$$

(b = Spannweite, t = Flügeltiefe, siehe Abb. 10) mit wachsender Geschwindigkeit kleiner werden kann, d. h. mathematisch:

wenn ist: $\left.\begin{array}{r} W_i = \text{Konst.} \\ v \cdot b = \text{Konst.} \end{array}\right\}$ (25)

(siehe Abb. 11).

So haben auch langsame Segelflugzeuge große Seitenverhältnisse, Verkehrsflugzeuge kleinere und Schnellflugzeuge (z. B. die Schneider-Pokal-Rennflugzeuge) noch kleinere. Kurz: mit wachsender Fluggeschwindigkeit sinkt die Seitenverhältniszahl, und es ist darum theoretisch anzunehmen, daß Raketenflugzeuge

und beflügelte Fernraketen Tragflügel mit geringen Spannweiten haben werden. Die aerodynamische Verfeinerung der Flugzeuge besteht in Anwendung aller Maßnahmen zur Verringerung der Gleitzahl. Diese Maßnahmen bestehen in der Verringerung sämtlicher Widerstandsanteile auf das Mindestmaß: des Randwiderstandes durch Vergrößerung der Spannweite und entsprechende Formgebung des Tragflügels (elliptische Umrißform) und der Formwiderstände durch Glätten der Tragflügeloberfläche und strömungstechnisch günstige Formgebung der nicht tragenden Teile.

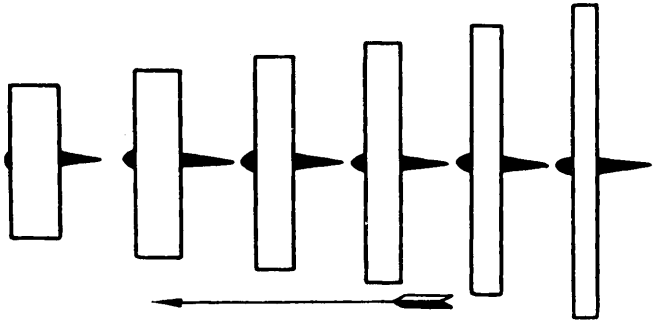


Abb. 11. Verkleinerung des Seitenverhältnisses bei Vergrößerung der Geschwindigkeit.
Die zwei rechten Flugzeuge entsprechen etwa Segelflugzeugen, die zwei mittleren Verkehrsflugzeugen und die zwei linken Schnellflugzeugen.

Bei großen Fluggeschwindigkeiten — und nur solche kommen bei Untersuchung von Raketenfluggeräten in Frage — ist eine Vergrößerung der Spannweite aus aerodynamischen (Gleichung 25) und baulichen Gründen unzweckmäßig. Also bleibt uns nur die möglichste Verringerung des schädlichen Widerstandes. So ersehen wir aus den Gleichungen (14) und (15) folgendes: um die kleinste Gleitzahl zu erhalten, das Flugzeug also möglichst wirtschaftlich zu machen, muß der schädliche Widerstand möglichst verringert werden. Den kleinsten Widerstand und die kleinste Gleitzahl erhält man, wenn man sämtliche nichttragende Teile möglichst der Zahl nach verringert und alle Lasten (wie Besatzung, Fluggäste, Motoren, Brennstoffe u. a.) in den hohlen Tragflügel hineinverlegt (Abb. 12). So ein Flugzeug nennt man Nurflügelflugzeug. Diese Nurflügelbauart von Flugzeugen, deren Grundsätze schon 1911 von H. Junkers ausgesprochen wurden, ist bis jetzt noch nicht in voller Reinheit verwirklicht worden[1]).

[1]) Vergleiche Riesenflugzeugentwurf J - 1000 (Eindeckerentenbauart). Diese Gedankengänge sind von Junkers schon 1911 ausgesprochen.

Trotzdem sind schon merkbare Ansätze dazu vorhanden. Eine kurze Rechnung nach Gleichungen (20) und (21) zeigt, daß ein nur aus einem Tragflügel bestehendes Flugzeug den Kleinstwiderstand hat, wenn folgende Beziehungen innegehalten werden:

$$\left.\begin{array}{ll} & W_i = W_p \\ \text{also} & c_{wi} = c_{wp} \\ \text{und} & c_w = 2\,c_{wi} \text{ bzw. } = 2\,c_{wp} \end{array}\right\} \qquad (26)$$

d. h. der Randwiderstand muß gleich dem Profilwiderstand sein. Also muß der Randwiderstand sehr klein gehalten werden, was bei kleineren Fluggeschwindigkeiten zu hohen Spannweiten und großen Seitenverhältnissen führen wird. Bei Steigerung der Geschwindigkeit kann man aber nach Gleichung (25) die Spannweite klein halten.

Wir erwähnten hier die Nurflügelflugzeuge, weil die Theorie ihrer Formgebung in sinngemäßer Anwendung bei der Entwickelung wirtschaftlicher Bauarten von Raketenflugzeugen und Fernraketen von größter Bedeutung sein wird. So gelten alle in diesem Abschnitt angegebenen Gleichungen mit ihren Schlußfolgerungen: Gleichungen (22) und (23) genau nur für Unterschallfluggeschwindigkeiten bis etwa $v = 250$ m/sec (Schallgeschwindigkeit bei normalen Verhältnissen $c = 330{,}8$ m/sec). Man kann aber in Gl. (20) und (21) andere Funktionen (Beziehungen) zwischen den Luftkräften: Auftrieb und Widerstand (bei Tragflügeln und Widerstandskörpern) und der Geschwindigkeit einsetzen und daraus bestimmte Schlüsse ziehen.

So werden wohl schnellfliegende Nurflügel-Fernraketen bzw. Raketenflugzeuge die obere Grenze der Verfeinerung der Flugzeuge darstellen.

4. Raketenfluggeräte.

Allen bisher beschriebenen Land-, Wasser- und Luftfahrzeugen sind folgende zwei Merkmale gemein:

1. Sie bewegen sich alle in bzw. auf mehr oder minder dichten Auftrieb und Widerstand erzeugenden Medien, von denen sie sich abstoßen und solcherweise den nötigen Vortrieb erhalten.

2. Die relativ geringe Geschwindigkeit.

Um größere Geschwindigkeiten zu erzielen, mußte man einen Raum suchen, in dem das Medium weniger dicht ist als in unmittelbarer Nähe der Erdoberfläche, und zweitens ein Vortriebsgerät finden, welches auch in weniger dichten Luftschichten arbeitet und den nötigen Vortrieb und große Geschwindigkeiten geben kann. Zum Vordringen in den leeren Weltenraum benötigt

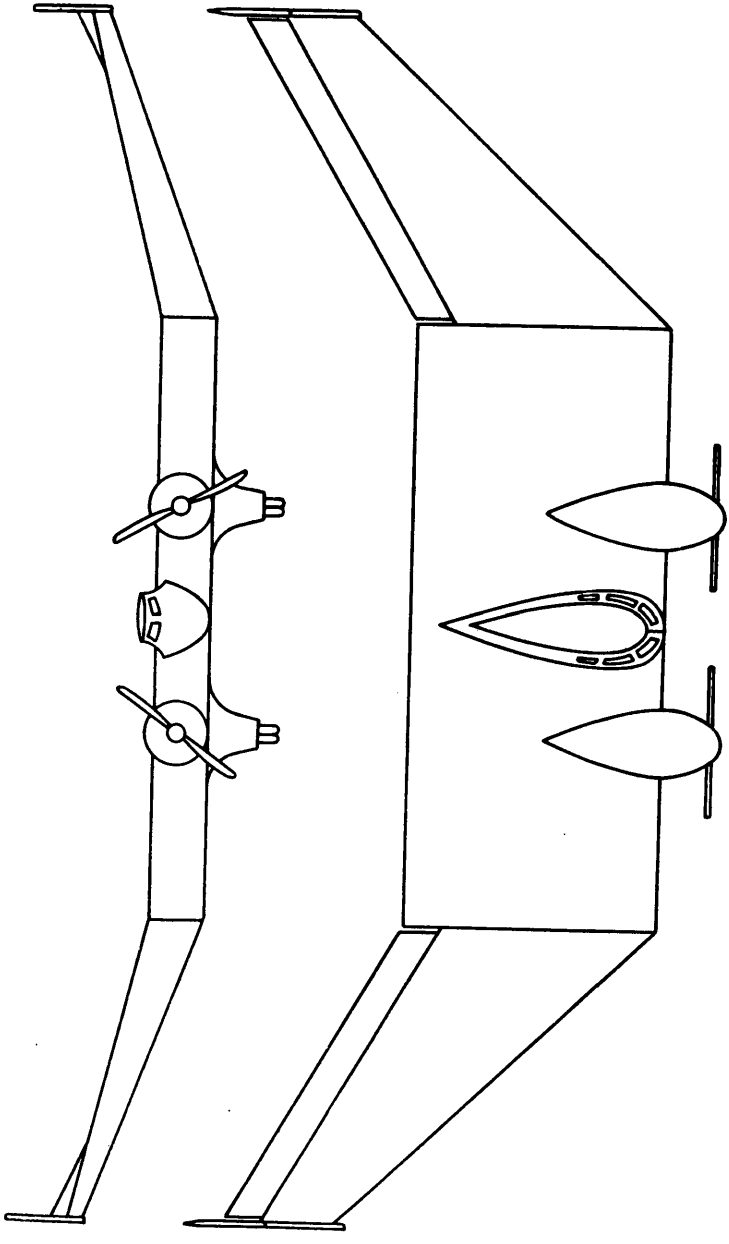


Abb. 12. Schwanzloses Nurflügelflugzeug.

man ein Vortriebsgerät, welches gänzlich ohne jegliche äußere materielle Stütze einen bedeutenden Vortrieb erzielt und dem Raumfluggerät die zur Überwindung der Erdschwere nötige große kosmische Geschwindigkeit schenkt. Tatsächlich hat die die Erde umgebende Luftschicht nicht überall gleiche Luftdichte, sondern diese Luftdichte nimmt mit steigender Höhe schnell ab. Schon in rund 6 km Höhe ist die Luftdichte nur etwa die Hälfte der Luftdichte in Bodennähe. Also muß nach unserer elementaren Gleichung (10) zur Erhaltung des gleichen Auftriebes die Geschwindigkeit in jeder Höhe um $\sqrt{2} = 1{,}41$ mal größer werden. Wenn man diese Geschwindigkeit von 1,41 v in Gl. (11) einsetzt, so ersieht man sofort, was man auch durch einfache Division der Gleichungen (10) und (11) erhalten kann, daß die Gleitzahl von der Flughöhe (richtiger von der Luftdichte) nicht abhängt und konstant bleibt. Dieser Satz gilt aber nur bis zu einer bestimmten Geschwindigkeit — der Schallgeschwindigkeit. Doch davon später (s. Kapitel B, Abschnitt 3). Also sind die oberen luftverdünnten Schichten unserer Atmosphäre, welche man Stratossphäre nennt, der gegebene Raum zur Entwicklung von Höchstgeschwindigkeiten. Man bedenke dabei, daß die Luftdichte in 30 km Höhe rund 1 v. H. der Luftdichte in Bodennähe beträgt, und in Höhe von rund 50—60 km praktisch null ist; in 100 km Höhe besteht die Atmosphäre zu rund 90 Volumen-Prozent aus Wasserstoff.

Dieses Vortriebsaggregat muß auch möglichst einen höheren Wirkungsgrad haben, als alle bisherigen Flugmotore, d. h. die Wärmeenergie der Brennstoffe muß möglichst vollkommen ausgenützt werden. Dieses ist für Fern- und Weltraumflüge schon wegen der erforderlichen Ökonomie der Brennstoffvorräte unerläßlich. Und zuletzt soll dieses Vortriebsgerät auch absolut zuverlässig — also möglichst einfach — sein und leichte Steuerung gestatten.

Diese Forderungen erscheinen so unmäßig, daß man an ihrer Verwirklichung fast verzweifeln könnte. Und doch existiert der Urahn dieses Gerätes schon seit Jahrtausenden, und ein jeder hat es schon wenigstens einmal in der Hand gehabt und sich an seinem funkelnden Fluge erfreut. Um mit dem großen Propheten der Flugtechnik Nadar zu sprechen, schenkt uns die heilige Luftschraube die Eroberung der Luft. Die Eroberung des Weltenraumes schenkt uns die Rakete.

*

Bevor wir zur Untersuchung der wissenschaftlich technischen Grundlagen der Raketenfluggeräte schreiten, möchte ich als Abschluß dieses Kapitels die nicht rein technischen Einwände gegen

den Flug in der Stratossphäre und im Weltenraume kurz besprechen.

Die zu voller Überwindung des Erdschwerefeldes nötige Endgeschwindigkeit eines Raumschiffes (sogen. irdische Grenzhub- oder Überschweregeschwindigkeit, auch „parabolische" genannt) ist gleich 11180 m in der Sekunde. Diese Geschwindigkeit muß wegen der im Kapitel B zu ersehenden Gründe möglichst schnell erreicht werden. Also ist der Mensch einer bedeutenden Beschleunigung ausgesetzt. Diese Beschleunigung nennt man in der Raumfahrttechnik Andruck. Im Weltenraume dagegen ist der Mensch in einem schwerefreien Zustande; der Andruck ist null. Dieses sind die zwei charakteristischen mechanischen Zustände des Menschen beim Raumflug. Beim Landen auf einem anderen Himmelskörper — wovon wir auch noch weit entfernt sind — kommt natürlich die jeweilige kleinere (Mond, Mars) oder größere (Neptun) Schwerebeschleunigung in Frage.

Nun zu den Einwänden. Sämtliche Einwände (dem Alphabet nach geordnet): antimaterialistischer (auf gut Deutsch Gefühlsduselei mancher gegen die sogenannte Verstandeskultur, vermutlich derjenigen, welche an diesem Artikel keinen Überfluß haben), antroposophischer, astrologischer, moralischer, okkultistischer, philosophischer, religiöser und spiritistischer Art sollen samt den legitimen und illegitimen Vätern dieser Katerideen in Witzblätter ziehen.

Es bleiben also als ernstliche Einwände nur solche physiologischer und psychologischer Art; erstere sind natürlich bei weitem ernsterer Natur. Zu den physiologischen Einwänden gehören folgende: Der Mensch hält nicht die riesigen auftretenden Geschwindigkeiten, Beschleunigungen (Andrucke) und die Schwerelosigkeit aus. Auch ist die zum Leben notwendige Atmung und Temperatur gefährdet. Was Geschwindigkeit anbetrifft, so wirkt eine beschleunigungslose Bewegung mit beliebiger Geschwindigkeit auf den Menschen gar nicht. So spürt der Mensch weder die Achsendrehung der Erde, noch die Umlaufbewegung der Erde um die Sonne und die Bewegung unseres ganzen Sonnensystems im Weltall. Dagegen wirkt die Beschleunigung auf den Menschen. Nun ist gerade bei Raketenfluggeräten eine Regelung der Beschleunigung sehr leicht zu bewerkstelligen. Die Konstitution des gesunden normalen menschlichen Körpers gestattet eine Höchstbeschleunigung von etwa 3 g bis 4 g (g = Erdschwerebeschleunigung = 9,81 m/sec^2) — diese Andruckfestigkeit könnte sicher durch entsprechendes Training sicher auf das Anderthalbfache erhöht werden. So wurden von Fliegern beim Abfangen aus Sturzflügen Beschleunigungen bis 8,5 g, d. h. etwa 83,4 m/sec^2,

ohne gesundheitlichen Schaden ertragen. (Die Versuche wurden allerdings zur Ermittlung der Beschleunigungsfestigkeit — der sogen. Lastvielfachen von Flugzeugen vom amerikanischen Armeeflieger Doolittle ausgeführt.) Da der Mensch nicht Kugelform besitzt und nicht amorph, wie etwa ein Gummischwamm ist, so ist die zulässige Höchstbeschleunigung von der Richtung der Beschleunigung relativ zum menschlichen Körper abhängig. So ist die Beschleunigungsfestigkeit beim aufrechtstehenden Menschen in der senkrechten Richtung am kleinsten und in der wagerechten Richtung am größten. Daher müssen die Insassen von Raketenflugzeugen, Fernraketen und Raumschiffen während der Beschleunigungsperiode liegen. Kleinere Tiere halten weit größere Beschleunigungen aus wie größere. Nach Versuchen von Ziolkowsky ist die zulässige Höchstbeschleunigung der Masse des Tieres umgekehrt verhältig —, so können Kerbtiere (Insekten) riesige Beschleunigungen bis 100 g (rund 980 m/sec²) aushalten. Dieses folgt auch auf elementaren dimensionstheoretischen Betrachtungen; das Gewicht ist der dritten, die Festigkeit aber nur der zweiten Potenz der linearen Ausmessungen verhältig. Daraus folgt, daß der Mensch für die Beschleunigungen nicht ganz geeignet ist — eine Insektenbauart des Menschen wäre darum in technischer Hinsicht wünschenswert, da die Technik in dieser Hinsicht sozusagen über den Menschen hinausgewachsen ist[1]). Die Beschleunigungsfestigkeit läßt sich leicht durch Zentrifugieren in rotierenden Kammern ermitteln; Ziolkowsky zentrifugierte Tiere in einer rotierenden Kammer ($\varnothing$ = 1 m). Oberth machte den Vorschlag, eine große Rotationsmaschine zur Untersuchung von Menschen zu bauen. Menschen könnten ohne weiteres in den rotierenden Kammern in Göttingen und Moskau untersucht werden. Man kann also bei den Rechnungen vorsichtshalber eine Beschleunigung von b = 35 bis 40 m/sec² ansetzen und so Gewähr haben, daß die Insassen keinen gesundheitlichen Schaden tragen (Abb. 13).

In dem Weltenraume kommt der Mensch in den absoluten Zustand der Schwerelosigkeit oder des fehlenden Andruckes. Alle irdischen Versuche zeigten, daß fehlender Andruck wohl zu eigenartigen Erscheinungen physiologischer und psychologischer Art führt — direkt gesundheitsschädliche Wirkungen wurden niemals bemerkt. Es ist nicht ausgeschlossen, daß fehlender Andruck stark

---

[1]) Leider sind auch viele Menschen den Errungenschaften der Erkenntnis und der Technik unserer Zeit bei weitem nicht gewachsen. Beides ist über viele hinausgewachsen und wirkt psychisch deprimierend. Dem Starken schafft es Freude und wirkt erhebend. Ähnliche Gedanken spricht Prof. Eugen Mayer aus. Der Mensch lebt auch nicht für das Glück (?), sondern für den Progreß der Gesamtheit.

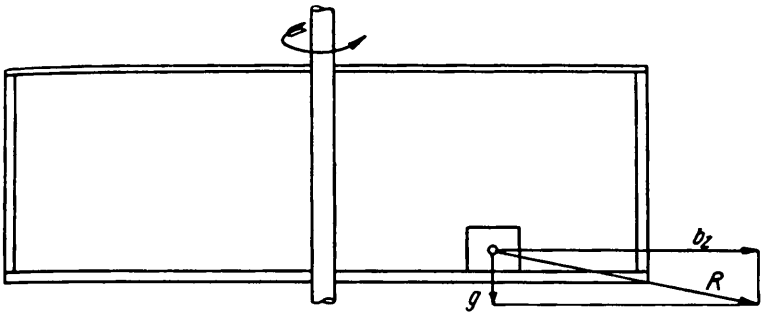


Abb. 13. Rotierende Kammer zur Erzeugung von Andruck.
Die Zentrifugal- und Schwerebeschleunigung setzen sich zu einer resultierenden Beschleunigung zusammen.

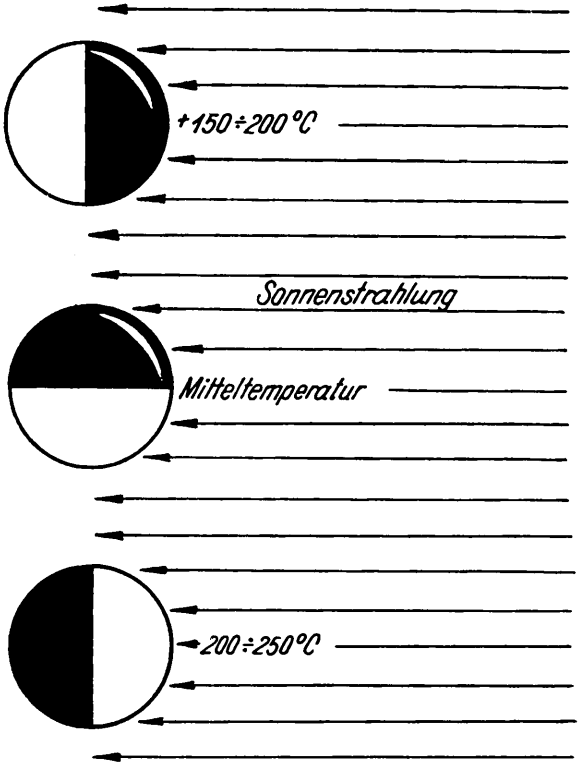


Abb. 14. Strahlung bei Kugeln im Weltenraum.
Die eine Hälfte ist geschwärzt, die andere glänzend.

unangenehme psychische Wirkungen nach sich führt. Nach H. Oberth aber „steigt die Aufnahmefähigkeit für Sinnes- und Tasteindrücke, das Gehirn kombiniert unglaublich rasch, die Gedanken und Entschlüsse sind auf konkrete Dinge gerichtet, leidenschaftslos und logisch". Dies ist nun gerade dasjenige, was der Mensch am meisten beim Raumfluge (und auch sonst! A. B. S.) braucht. Die letzte Erkenntnis kann uns natürlich nur der Versuch bringen.

Das Problem der Atmung, d. h. der Lufterneuerung, ist genau dasselbe wie bei U-Booten und ist darum als gelöst zu betrachten. In U-Booten ist das Problem der Lufterneuerung für eine Besatzung von 50 Menschen (gegen höchstens 5 im Raumschiffe) für mehrere Tage schon gelöst — es bleibt lediglich das technische Problem des Leichtbaues der Atmungsgeräte (Abb. 14).

Was Temperatur anbetrifft, so hat man oft die ungebildete Meinung zu hören, daß der leere Weltenraum eine Temperatur von -273^0 C hat. Dieses ist natürlich höherer Blödsinn, da ein leerer Raum, das Nichts, überhaupt keine Temperatur besitzen kann. Was die Temperatur der sich im leeren Weltenraume bewegenden Himmelskörper anbelangt, so hängt diese ausschließlich vom sogen. Strahlungsverhältnis, d. h. dem Verhältnis der Ein- und Ausstrahlung, in unserem Sonnensystem hauptsächlich von der Sonnenstrahlung ab. Wenn man einen im luftleeren Weltenraume befindlichen Körper die eine Hälfte spiegelblank und die andere mattschwarz macht, so erhält man je nach der Stellung des Körpers relativ zur Sonne in dem Körper Temperaturdifferenzen von -200^0 C. Darum ist die Gefahr eines „Erfrierens" im Weltenraume — die größte Angst, welche die Laien für die armen Raumschiffer spüren, wissenschaftlich ein Nonsens.

Also bleiben nur noch Bedenken psychischer Art, d. h. die Frage der psychischen Widerstandsfähigkeit. Dazu gibt es nur eine, des Wissenschaftlers würdige Antwort: Wer vor dem Weltenraumfluge Angst hat, soll sich nicht Wissenschaftler nennen. „Glück ist Befriedigung des Intellekts," sagte mir einmal eine an der Spitze der deutschen Luftfahrt stehende Person (G. v. Tschudi), welche Definition auch die meinige geworden ist. Und ist nicht das Eindringen in die unermeßliche Welt der Himmelskörper das größte Glück, welches sich ein Wissenschaftler je erträumen könnte? Und wir Glücklichen stehen am Vorabende.

B. Grundlagen der Raketenfahr- und Fluggeräte.

1. Das Raketenprinzip und theoretische Grundlagen der Rakete (des Rückstoßers).

Die Grundlage des Raketenproblems bildet das dritte Bewegungsaxiom von Isac Newton, welches in seinen „Prinzipe philosophia naturalis" folgendermaßen lautet: Actioni contrariam semper et aequalem esse reactionem; sive corporum duorum actiones in se mutuo semper esse aequales et inportes contrarias dirigi", was in Übersetzung heißt: Wirkung und Gegenwirkung

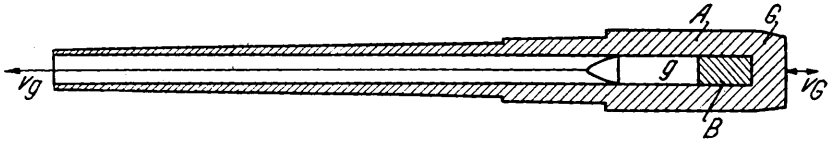


Abb. 15. Geschützrohr mit Geschoß.

sind stets einander der Größe nach gleich und der Richtung nach entgegengesetzt, oder die Wirkungen zweier Körper aufeinander sind immer gleich und nach entgegengesetzter Seite gerichtet.

Also löst eine jede auf einen Körper wirkende Kraft eine ihr gleiche und entgegengesetzt gerichtete Kraft aus. Wir veranschaulichen diesen Verhalt am besten am klassischen Beispiele des Geschützrohres und Geschosses (Abb. 15), welches uns sogleich in den Gedankenkreis des Raketenproblems einführen wird. Wenn die im Geschützrohr A enthaltende Pulverladung B explodiert, so verbreitet sich der Druck nach dem Pascalschen Gesetze gleichmäßig nach allen Seiten aus. Dabei erzeugt der Druck auf die Geschützrohrwandung lediglich eine Deformation des Geschützrohres. Nun drückt aber das Gas auch auf das Geschoß g und Geschützrohrboden G. Wir bezeichnen die Masse des Geschützes mit M und die des Geschosses mit m. Auf beide Massen wirkt also eine genau gleiche Kraft K, genau gleiche Zeit t. Nun ist nach unserer Gl. (1) (S. 11) Kraft gleich Masse mal Beschleunigung, also

$$\left.\begin{aligned} K &= M \cdot b_M \\ K &= m \cdot b_m \end{aligned}\right\} \qquad (27)$$

also: $$M \cdot b_M = m \cdot b_m$$

woraus $$b_m : b_M = M : m \qquad (28)$$

Da nun die Kraft (der Pulvergase) auf beide Massen genau die gleiche Zeit wirkt, so sind auch die Endgeschwindigkeiten den Beschleunigungen verhältig, d. h.:

$$v_M : v_m = b_M : b_m$$

also:
$$M \cdot v_M = m \cdot v_m \tag{29}$$

Dieser Ausdruck heißt Impulssatz, welchem in der Theorie des Raketenproblems eine große Bedeutung zukommt. Man ersieht daraus, daß, wenn man zwischen zwei Kugeln von ungleicher Masse M und m eine Feder einsetzt, welche beide also mit genau gleicher Kraft aber in entgegengesetzter Richtung treibt, bei entsprechendem Verhältnis der Masse der Kugeln die kleinere eine beliebig große Geschwindigkeit erhalten kann (Abb. 16). Dieses ist der Grundgedanke des Raketenproblems. Wie läßt sich nun dieses praktisch am besten bewerkstelligen? Dazu gibt es grundsätzlich zwei Wege: einen ungangbaren und einen gangbaren. Wir erwähnen den ersten lediglich, weil er sehr oft als Scheinbeweis für die Unmöglichkeit der Raumfahrt herangezogen wird. Es ist der sogen. Weg der progressiven geometrischen Teilung. Wir können dazu folgendes Beispiel nehmen. Wir denken uns eine im schwerefreien luftleeren Raume schwebende massive Stange mit der Masse M_0 (Abb. 17). Wir bezeichnen ihre Anfangsgeschwindigkeit (in Abb. 15 nach links) mit v_0. Nun wollen wir diese Stange (Masse) plötzlich in zwei Teile teilen, so daß sie durch irgendwelche Kraft (etwa eine Spiralfeder) auseinandergetrieben werde. Da beide Teile gleich sind ($M_{11} = M_1$), so wird die Geschwindigkeit des Vorderteils (links) gleich

$$v_1 = v_0 + c : 2 \tag{30}$$

wo c die durch die Wirkung der Kraft verursachte Endgeschwindigkeit ist. Die nach rechts abgestoßenen Massen interessieren uns weiter nicht. Wenn wir die links nachbleibende Masse M_1 wieder teilen, so wächst die Geschwindigkeit des vorderen (linken) Teiles auf den Betrag:

$$v_2 = v_0 + (c : 2) + (c : 2) = v_0 + c \tag{31}$$

Wir wiederholen diese Teilung nochmal und erhalten bei der dritten Teilung für den vorderen (linken) Teil der Masse M_3 die Geschwindigkeit:

$$v_3 = v_0 + (c : 2) + (c : 2) + (c : 2) = v_0 + \tfrac{3}{2} c \tag{32}$$

Eine vierte Teilung ergibt für den (linken) Vorderteil der Endgeschwindigkeit:

$$v_4 = v_0 + (c : 2) + (c : 2) + (c ; 2) + (c : 2) = v_0 + 2c \tag{33}$$

usw.

Wir haben also nach n Teilungen für die Geschwindigkeit des (linken) Vorderteils den Ausdruck:

$$v_n = v_0 + (n:2) \cdot c \qquad (34)$$

Man ersieht daraus, daß man dem immer kleiner werdenden Endteilchen theoretisch eine beliebige Geschwindigkeit erteilen kann.

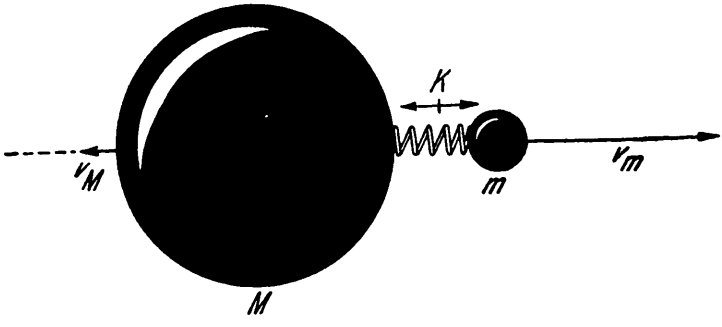


Abb. 16. Bewegung zweier Kugeln.

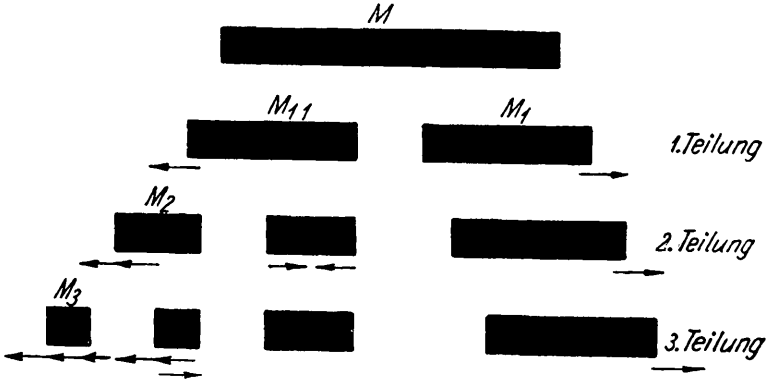


Abb. 17. Schema der progressiven geometrischen Teilung.
Das nach links abfliegende Teilchen erhält nach jeder Teilung einen Geschwindigkeitszuwachs.

Man bedenke aber dabei, daß die Endmasse immer kleiner wird, und zwar nach der Gesetzmäßigkeit:

$$M_1 = \frac{1}{2} M_0, \quad M_2 = \frac{1}{2^2} M_0, \quad M_3 = \frac{1}{2^3} M_0 \text{ und allgemein } M_n = \frac{1}{2^n} M_0 \qquad (35)$$

Jetzt vergegenwärtigen wir uns, daß die Endmasse M_n die sogen. Leermasse des Raumschiffes (d. h. Masse des Raumschiffes ohne Brennstoff) und die nach rechts abgestoßenen Teile die Brenn-

stoffmasse darstellen, so erhält man folgendes Ergebnis: die Raumschiffmasse muß zur Erreichung der zur Überwindung der Erdschwere nötigen Endgeschwindigkeit ein verschwindender Teil der Brennstoffmasse sein. Wozu dies führen würde, ersieht man sofort.

Die zur Überwindung der Erdschwere nötige irdische Grenzhubgeschwindigkeit oder schlechtweg Grenzhubgeschwindigkeit oder Überschweregeschwindigkeit ist rund 12 km/sec. Wir können diese für die Raumschiffahrt und die konstruktive Ausbildung von Raketenraumschiffen und auch Fernraketen bestimmende Geschwindigkeit leicht berechnen. Wenn wir die Hubhöhe, auf die ein Körper gehoben werden soll, durch h, den Erdhalbmesser durch r, die Erdschwerebeschleunigung durch g ($g = 9{,}81$ m/sec^2) und die Restgeschwindigkeit durch v_r bezeichnen, so haben wir:

$$v = \sqrt{v_r + \frac{2 \cdot g \cdot r \cdot h}{r + h}} \tag{36}$$

Wenn wir hier $v_r = 0$ setzen, so erhält man

$$v = \sqrt{\frac{2 \cdot g \cdot r \cdot h}{r + h}} \tag{37}$$

Nun wollen wir aber ein Verschwinden der restlichen Geschwindigkeit ($v_r = 0$) nur im Unendlichfernen erhalten und setzen darum $h = \infty$ und erhalten sodann

$$\boxed{v_\infty = \sqrt{2 \cdot g \cdot r}} \tag{38}$$

Dieses ist die Fundamentalgleichung für die Überschweregeschwindigkeit für alle Himmelskörper (man setzt dann die entsprechenden Halbmesser und Schwerebeschleunigungen an der Oberfläche der Himmelskörper ein). Für die Erde haben wir bekanntlich $g = 9{,}81$ m/sec^2 und $r = 6370$ km und erhalten also für die irdische Überschweregeschwindigkeit die Zahl:

$$\boxed{v_\infty = 11180 \text{ m/sec}} \tag{39}$$

Um im Unendlichfernen noch eine Restgeschwindigkeit v_r zu behalten, muß die Geschwindigkeit größer als die Überschweregeschwindigkeit sein und ist gleich:

$$v_{\infty\, r} = \sqrt{v^2 + 2 \cdot g \cdot r} \tag{40}$$

Damit die bei dem Flug um die Erde auf einem großen Kreise in Höhe h über dem Erdboden erzeugte Zentrifugalbeschleunigung der Erdschwerebeschleunigung gleich werde, wobei das Raketenfluggerät sozusagen kein Gewicht hat, muß die wagerechte Bahngeschwindigkeit gleich sein:

$$v_F = \sqrt{2 \cdot g \cdot (r + h)} : \sqrt{2} = \sqrt{g\,(r + h)} \tag{41}$$

In Bodennähe ist h = o also v_F = 8320 m/sec. Diese Gl. 41 hat große Bedeutung bei der Theorie der Fernrakete, wobei natürlich dem Flug in Bodennähe wegen des Luftwiderstandes keine praktische Bedeutung zukommt. Diese Geschwindigkeit nennen wir Schweregleichgeschwindigkeit.

Nun zurück zu unserem Raumschiffproblem. Wenn wir in Gl. 34 anstatt v_n die irdische Überschweregeschwindigkeit v $\approx$ 12 000 m/sec und an Stelle von c die Ausstromgeschwindigkeit der Pulvergase mit c = 2,0 km/sec ansetzen, was sehr günstig ist, so erhalten wir

$$12\,000 : 2000 = n : 2 \quad \text{woraus } n = 12$$

Also muß man, um 1 kg Raumschiffgewicht aus dem Erdschwerefelde zu befreien, 2^{12} = 3968 kg Pulver gebrauchen, was natürlich ein Unding ist; auch sind bei einer Höchstausströmgeschwindigkeit von 4,0 km/sec je kg Raumschiffmasse etwa 64 kg Triebstoff nötig, was technisch auch kaum ausführbar ist. Dies führt natürlich zu Scheinbeweisen der Unmöglichkeit des Raumschiffes. Nun vergißt man aber, daß wir bei der Teilung den abgestoßenen Teil bedeutend kleiner machen können, als den nachbleibenden. Wenn wir z. B. die vordere Masse jeweils im Verhältnis 9.841 : 0,159 teilen, so haben wir nach viermaliger Teilung die Masse des vorderen Teiles gleich

$$m_4 = 0{,}5\ M_0 = M_1 \tag{42}$$

und seine Geschwindigkeit:

$$V_4 = v_0 + 4 \cdot 0{,}159 \cdot c = v_0 + 0{,}636 \cdot c \tag{43}$$

Hier ist die Masse mit M und Geschwindigkeit mit v bezeichnet.

Wenn wir die abgestoßene Masse immer kleiner und kleiner machen, so kommen wir im Grenzfalle zu der Abstoßung von unendlich vielen, unendlich kleinen Teilen, also genau zu dem, was bei einem Rückstoßer beim Ausströmen der Gase erfolgt. Wir erhalten dann die Fundamentalgleichung der Raketentheorie im widerstandslosen schwerefreien Raum:

$$\boxed{V_{max} = c \cdot \ln [1 - (m_{aa} : m_r)] = c \cdot \ln \cdot (1 + q_0)} \tag{44}$$

Wo bedeuten V_{max} die Höchst(End)geschwindigkeit des Rückstoßers, c die Ausströmgeschwindigkeit der Gase, m_{aa} die volle (Anfangs)Triebstoffmasse, m_a die noch nicht verbrannte Triebstoffmasse, m_r Masse des leeren Rückstoßers, M volle Rückstoßermasse und $q_0 = m_a : m_r$ das Anfangsmassenverhältnis und $q_t = m_a : m_r$ das momentane Massenverhältnis im Zeitpunkte t. Indessen kann beim Fluge in der Luft die ausströmende Gasmasse m_a durch Ansaugen der Luft vergrößert werden. Die Luftmasse, welche sich die Rakete beim Fluge in der Luft — etwa durch

Venturi-Düsen (siehe Abb. 46) ansaugt, nennt man Stützmasse. Dieses hat naturgemäß Bedeutung nur beim Fluge in dichteren Luftschichten, d. h. nur beim Abflug und beim Abstieg (Landung).

Wir haben also

$$\left.\begin{array}{ll} \text{für einen beliebigen Zeitpunkt:} & M = m_a + m_r \\ \text{für den Anfang der Bewegung:} & t = 0,\ m_a = m_{aa} \\ \text{d. h. für } t = 0 & M = m_{aa} + m_r \end{array}\right\} \quad (45)$$

(Abb. 18)

Bei der ganzen Theorie der Bewegung des Rückstoßers machen wir zwei grundlegende Annahmen: 1. Die relative Ausströmgeschwindigkeit c bleibt konstant und 2. die des günstigsten Auspuffes. Der Druckmittelpunkt der angreifenden Kräfte und das Massenzentrum der sich bewegenden Masse liegen auf dem sog. Träger (Gerade) der resultierenden Reaktionskraft (Abb. 19).

Für den mit den Grundtatsachen der höheren Analyse etwas bekannten Leser sei wegen der Wichtigkeit dieser grundlegenden Gleichung des Raketenproblems eine leichte Ableitung dieser gegeben. Der mathematisch weniger vorgebildete Leser kann sie ohne Schaden übergehen.

Wir schreiben die Differentialgleichung des Impulssatzes

$$(m_r + m_a) \cdot d\,V = -c \cdot d\,m$$

Die Integration:

$$\int \frac{d\,V}{c} = -\int \frac{d\,m_a}{m_r + m_a} + C$$

ergibt sofort:

$$\frac{V}{c} = -\ln (m_r + m_a) + C$$

Bis zur ersten Explosion ist $m_a = m_{aa}$ und $V = o$ daher:

$$C = +\ln (m_r + m_{aa})$$

also für einen beliebigen Zeitpunkt:

$$V = c \cdot \ln \left(\frac{m_r + m_{aa}}{m_r + m_a}\right) \quad (46)$$

Die Höchstgeschwindigkeit wird erreicht, wenn $m_a = o$, d. h. am Ende der Antriebsperiode, woraus man sofort Gl. (44) erhält. Aus Gl. (44) ersieht man sofort folgendes: 1. die absolute Höchst-(End)geschwindigkeit der Rakete ist der Ausströmgeschwindigkeit der Gase c und dem Anfangsmassenverhältnis verhältig, 2. durch Vergrößerung des Anfangsmassenverhältnisses kann die absolute Geschwindigkeit V theoretisch bis ins Unendliche erhöht werden. Dieses Anwachsen erfolgt zuerst schnell, dann immer langsamer — wie es ja aus der Natur des Logarithmus folgt (Schaubild, Abb. 20). Wenn q_o sehr klein ist, also $q_o < 1$ oder gar $q_o \ll 1$, so erhält man:

$$V_{max} \approx c \cdot q_o \quad (47)$$

d. h. die Höchst(End)geschwindigkeit ist der Anfangstriebstoffmasse linear verhältig. Umgekehrt erhält man für sehr große Werte von $q_0 \gg 1$ (q_0 etwa > 20):

$$V_{max} \approx c \cdot l\,n\,q_0 \tag{48}$$

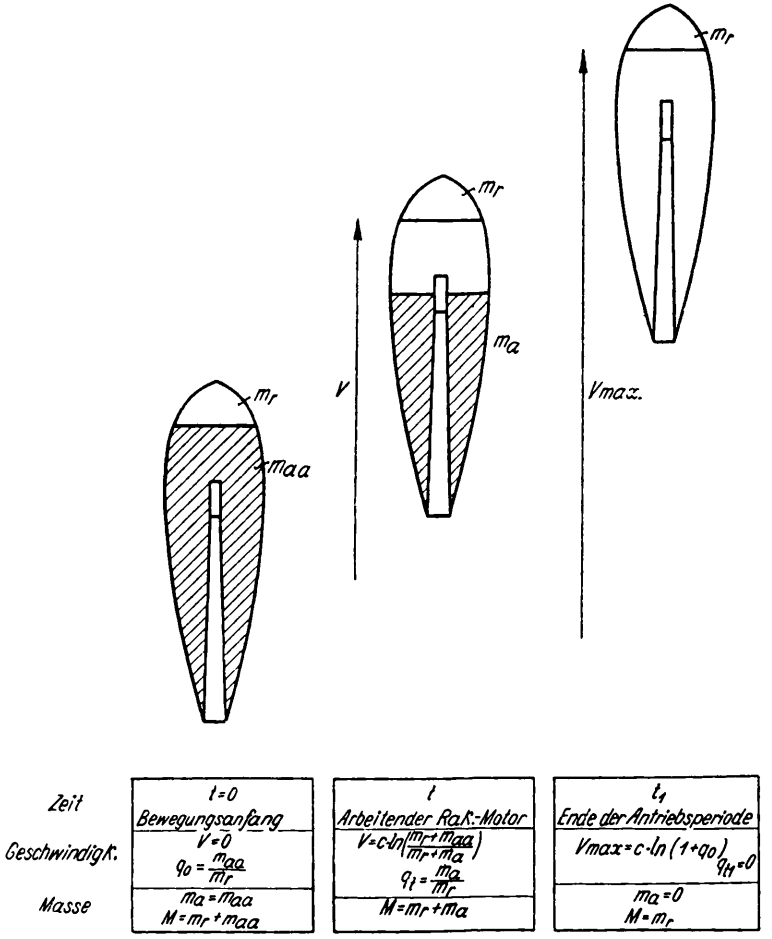


Abb. 18. Massenzerlegung beim Rückstoßer.

3. Bei konstanten Anfangsmassenverhältnissen q_0 = Const. sind unter sonst gleichen Umständen auch die zu entsprechenden Zeitpunkten zugehörigen Geschwindigkeiten V und Höchst(End)geschwindigkeiten konstant, d. h. sie sind bei sonst gleichen Verhältnissen (z. B. Luftwiderstand) von der absoluten Brennstoff-

masse also von der Größe des Raketenfluggerätes gänzlich unabhängig und 4. die Höchst(End)geschwindigkeit hängt nicht vom zeiträumlichen Verlauf der Verbrennung (d. h. Explosion) ab.

Aus der Differentialgleichung des Impulssatzes erhält man leicht die Gleichung:

$$b_r = \frac{dV}{dt} = \frac{C}{m_r + m_a} \cdot \frac{d\,m_a}{dt} \tag{49}$$

Der linke Teil der Gl. (49) ist die Beschleunigung b_r des Rückstoßers, welche — trotz des umgebenden schwerefreien Raumes —

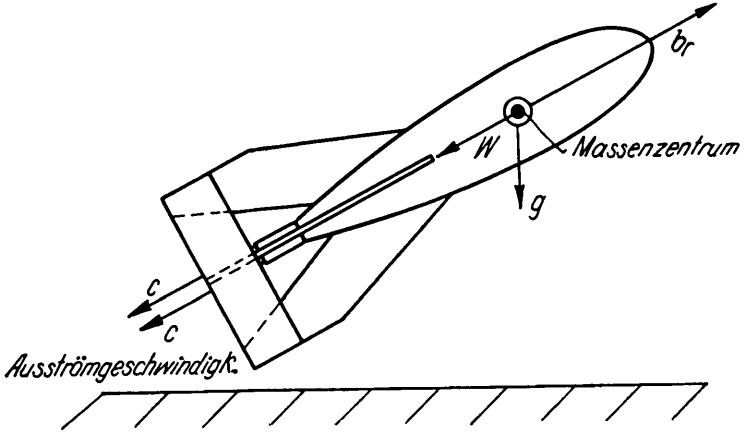


Abb. 19. Kräftezerlegung beim Rückstoßer.

im Rückstoßfluggerät eine relative Schwerkraft erzeugt. Sie ist der in der Zeiteinheit verbrannten Triebstoffmasse ($d\,m_a : d\,t$) oder bildlich der Intensität der Verbrennung (also Verbrauch der Triebstoffmasse) verhältig. Mit der allmählichen Verringerung der Triebstoffmasse wird die volle Masse $M = m_r + m_a$ immer kleiner, d. h. bei gleicher Intensität der Triebstoffverbrennung, also gleicher Impulsmenge, würde die Beschleunigung steigen. Damit die Beschleunigung b_r zeitlich konstant bleibt, folgt also, daß die in der Zeiteinheit verbrannte Brennstoffmenge der Masse M linear verhältig sein muß, d. h.

$$\left(\frac{d\,m_a}{dt}\right)_t = \text{Const} \cdot (m_r + m_a) \tag{50}$$

wobei der Index den Zeitpunkt t bestimmt. Dieses ließe sich nötigenfalls mittels eines selbsttätigen Steuergerätes bewerkstelligen, welches mit fortschreitender Verbrennung die Brennstoffpumpen, Ventile, oder anderes steuert. Dabei muß ein solches

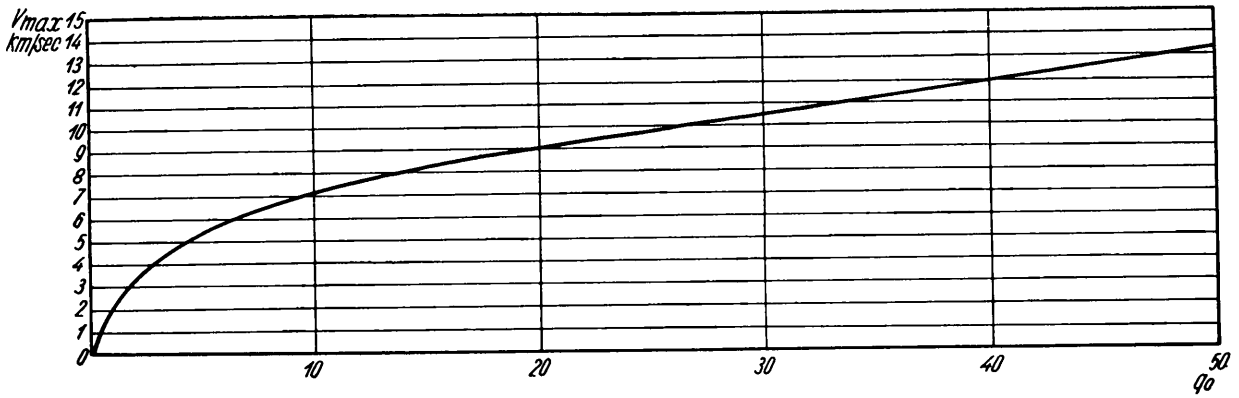


Abb. 20. Höchstendgeschwindigkeit in Abhängigkeit vom Anfangsmassenverhältnis bei einer Ausstromgeschwindigkeit der Gase von 3 km/sec.

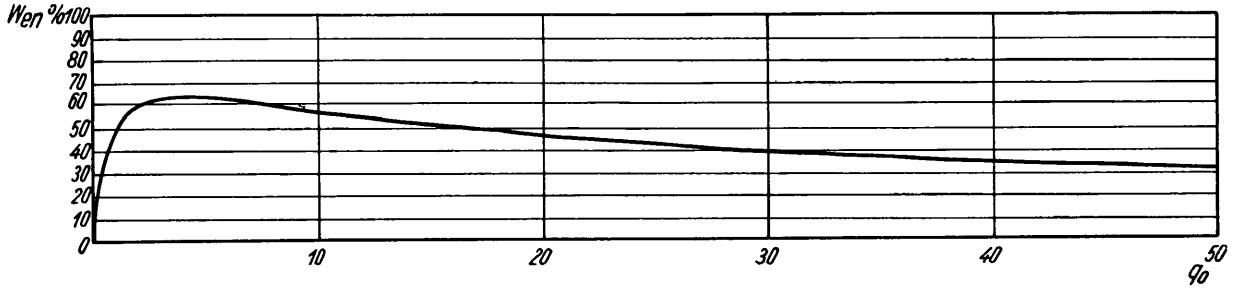


Abb. 21. Energetischer Wirkungsgrad in Abhängigkeit vom Anfangsmassenverhältnis.

Steuergerät bei bemannten Raketenfluggeräten die Beschleunigung unter der vom Menschen erträglichen Höchstbeschleunigung von $b_r = 35 \div 40$ m/sec^2 erhalten.

Aus Gl. (49) bekommt man durch Integrieren (was wir hier nicht ausführlich wiedergeben) den Ausdruck für die zur Erlangung der aus Gl (44) zu bestimmenden Geschwindigkeit bzw. Höchst(End)-geschwindigkeit nötige Antriebs(Brenn)zeit der Rakete:

$$t_1 = \frac{c}{b_r} \cdot \ln\left(1 + \frac{m_{aa}}{m_r}\right) = \frac{c}{b_r} \ln(1 + q_0) \tag{51}$$

Wir ersehen daraus, daß die Brenndauer der Rakete dem Triebstoffvorrat gerade und der Beschleunigung umgekehrt verhältig ist.

Nun können wir leicht das Verhältnis der Arbeit der Rakete zur Arbeit der Anfangstriebstoffmasse bestimmen.

Die Arbeit der Rakete ist:

$$A_r = \tfrac{1}{2} m_r V_{max}^2 \tag{52}$$

und die der Anfangstriebstoffmasse:

$$A_T = \tfrac{1}{2} m_{aa} c^2 \tag{53}$$

woraus man erhält:

$$\frac{A_r}{A_T} = \frac{m_r}{m_{aa}} \left(\frac{V_{max}}{c}\right)^2 \tag{54}$$

und durch Einsetzen aus der Fundamentalgleichung (44) sofort:

$$\boxed{W_{en} = \frac{A_r}{A_T} = \frac{m_r}{m_{aa}} \left[\ln\left(1 + \frac{m_{aa}}{m_r}\right)\right]^2 = \frac{1}{q_0} [\ln(1 + q_0)]^2} \tag{55}$$

Diesen Ausdruck bezeichnet man als energetischen Wirkungsgrad W_{en}. Wenn die Anfangstriebstoffmasse klein ist, $q_0 < 1$, so hat man näherungsweise:

$$\begin{array}{ll} \text{für } q_0 \ll 1 & W_{en} \approx q_0 \\ \text{für } q_0 \ll 0{,}5 \text{ genauer} & W_{en} \approx q_0 (1 - q_0) \end{array} \tag{56}$$

Diese Gleichungen sind mit dem Korrekturglied auf das Erdschwerefeld (die Korrektur bezieht sich auf sämtliche bisherigen Ergebnisse) bei Berechnung von Registrier- und Fernraketen mit kleinen Anfangsmassenverhältnissen q_0, zu versehen, wobei bei gleichen Werten von q_0 die erreichbaren Höhen bzw. Entfernungen der Ausströmgeschwindigkeit c linear verhältig sind. Wir werden aber gleich ersehen, warum eine Anwendung von starken Triebstoffen (z. B. Wasserstoff und Sauerstoff) mit hohen Ausstromgeschwindigkeiten bei kleinen Bewegungsgeschwindigkeiten von Raketenfahr- und Fluggeräten unwirtschaftlich ist und zu schlechten (kleinen) energetischen Wirkungsgraden W_{en} führt.

Eine leichte aber langwierige Rechnung — numerische Ausrechnung der Gleichung:

$$\ln(1+x) = 2x:(1+x)$$

ergibt den Höchstwert des energetischen Wirkungsgrades:

$$\boxed{\begin{array}{l}(W_{en})_{max} = 64{,}7 \approx 65 \text{ v. H.} \\ \text{bei} \qquad q_{opt} = 3{,}997895 \approx 4\end{array}} \tag{57}$$

d. h. zur Erreichung eines energetischen Höchstwirkungsgrades muß die Anfangstriebstoffmasse rund viermal so groß wie die Masse des leeren Raketenfahr- bzw. Fluggerätes sein. Der Zusammenhang zwischen W_{en} und q_o wird klar aus der Zahlentafel und dem Schaubild (Abb. 21).

Zahlentafel 1.

Höchst(End)geschwindigkeiten V_{max} in m/sec bei drei verschiedenen Ausstromgeschwindigkeiten $c_3 = 5000$ m/sec, $c_2 = 4000$ m/sec und $c_1 = 3000$ m/sec und energetischer Wirkungsgrad W_{en} in v. H. in Abhängigkeit vom Anfangsmassenverhältnis q_o.

q_o	V_{max} bei c_3	c_2	c_1	V_{max}	W_{en}
0,0	0	0	0	0	0
0,1	472	378	270	0,09	8,87
0,2	910	728	540	0,18	16,55
0,3	1 310	1 048	780	0,26	22,9
0,4	1 680	1 344	1 020	0,34	28,2
0,5	2 025	1 620	1 200	0,40	32,8
0.6	2 345	1 876	1 410	0,47	36,7
0,7	2 645	2 116	1 590	0,53	40,0
0,8	2 930	2 344	1 770	0,59	42,9
0,9	3 210	2 568	1 920	0,64	45,8
1,0	3 465	2 772	2 070	0,69	48,0
1,5	4 575	3 660	2 730	0,91	55,8
2.0	5 490	5 322	3 030	1,01	60,3
3,0	6 900	5 520	4 140	1,38	63,5
4,0	**8 045**	**6 436**	**4 830**	**1,61**	**64,7**
5,0	8 960	7 168	5 730	1,79	64,1
6,0	9 730	7 784	5 860	1,95	63,0
7,0	10 395	8 316	6 240	2,08	61,7
8,0	10 985	8 788	6 600	2,20	60,5
9,0	11 515	9 212	6 900	2,30	58,9
10,0	11 990	9 512	7 212	2,40	57,6
15,0	13 865	11 098	8 320	2,77	51,2
20,0	15 220	12 176	9 120	3,04	46,3
30,0	17 170	13 736	10 280	3,43	39,3
50,0	22 400	17 920	13 440	4,48	31,0
100,0	26 280	21 040	15 780	5,26	21,0
200,0	30 038	24 032	18 000	6,00	14,4
∞	∞	∞	∞	∞	0

Aus der Zahlentafel 1 und dem Schaubild (Abb. 21) bemerkt man, daß der energetische Wirkungsgrad mit kleinen Anfangsmassenverhältnissen schnell steigt, bei $q_0 \approx 4$ seinen Höchstwert $W_{en})_{max} = 64{,}7 \approx 65$ v. H. erreicht und weiter langsam (assymptotisch) dem Werte O zustrebt.

Wenn wir nun diesen Bestwert $q_0 \approx 4$ in unsere Fundamentalgleichung (44) einsetzen, so erhalten wir g e n a u :

$$(V_{max})_{opt} = c \ln (1 + q_{opt}) = c \ln (5) = 1{,}61\, c \tag{58}$$

und bei kleinen $q_0 < 1$ oder gar $q_0 \ll 1$ näherungsweise:

$$(V_{max})_{opt} \approx c \cdot q_{opt} = 4\, c \tag{59}$$

und bei sehr großen $q_0 \gg 1$ (etwa $q_0 > 20$)

$$(V_{max})_{opt} \approx c \cdot \ln q_{opt} = c \ln (4) = 1{,}38\, c \tag{60}$$

Also wird ein energetischer Höchstwirkungsgrad nur bei einem ganz bestimmten festen Verhältnis zwischen Endfahrgeschwindigkeit und der Ausströmgeschwindigkeit erzielt. Die populäre Meinung, daß der Höchstwirkungsgrad erreicht wird, wenn die Endgeschwindigkeit des Raketenfahr- bzw. Fluggerätes gleich ist der Ausströmgeschwindigkeit, ist darum durchaus unzutreffend, dennoch ist auch bei $V_{max} : c = 1$ der Wirkungsgrad noch genügend hoch, und zwar $W_{en} \approx 60$ v. H. Dies erklärt auch sogleich den Unfug der Anwendung des Raketenvortriebes für den Dauerantrieb von relativ langsamen Fahr- und Flugzeugen, insbesondere von Kraftwagen für die Landstraße. Als gleisgebundene Fahrzeuge könnten Raketenfahrzeuge (etwa die Opel-Sanderschen Rakwagen) natürlich größere Geschwindigkeiten erzielen, doch auch in diesem Falle wäre der energetische Wirkungsgrad sehr schlecht (bei $V_{max} = 600$ km/std $= 166{,}6$ m/sec und $c = 1500$ m/sec ist $V_{max} : c = 0{,}11$ also $W_{en} \approx 10$ v. H.). Natürlich könnte man die Ausströmgeschwindigkeit der Gase drosseln (etwa durch eine bewußt schlechte Bauart des Raketenmotors bzw. durch eine Drosseldüse) und dadurch das Verhältnis $V_{max} : c$ steigern. Doch dieses würde wegen Verringerung der Arbeitsleistung des Raketenmotors nach Gl. 52 keine Verbesserung des energetischen Wirkungsgrades bringen, umgekehrt würde W_{en} mit der Größe $1 : c_D$ verhältig sinken (c_D bedeutet die abgedrosselte Ausströmgeschwindigkeit).

Wenn wir nun den senkrechten Aufstieg eines Rückstoßers im Schwerefelde — etwa dem der Erde — untersuchen, so erhalten wir genau dieselben Gleichungen für die Geschwindigkeit (46), Höchstgeschwindigkeit (44) und energetischen Wirkungsgrad (55), es tritt nur multiplikativ ein Korrekturglied für die Schwerebeschleunigung ein, welches man den dynamischen Wirkungsgrad nennt. Die Ableitung dieses Ausdruckes ist äußerst einfach: Es

ist die Verbrennungsdauer einer bestimmten Triebstoffmasse von dem Vorhandensein eines stationären (d. h. zeitlich nicht veränderlichen) Schwerebeschleunigungsfeldes, kurz Schwerefelde, unabhängig und gleich:

$$t = v^2 : (b_r - g) \tag{61}$$

wo bedeuten: v die Geschwindigkeit des Rückstoßers nach dem Verbrauch einer bestimmten Triebstoffmasse in t Sekunden und g die Schwerebeschleunigung (praktisch kommt in Betracht die Erdschwerebeschleunigung g = 9,81 m/sek²). Da nach unseren grundlegenden Annahmen (S. 36) die Rückstoßer- und Schwerebeschleunigung auf einer Geraden liegen und entgegengesetzt gerichtet sind, so ist: $(b_r - g)$ die relative Rückstoßerbeschleunigung. Diese scheinbare (relative) Schwere oder Andruck im Rückstoßer ist durch den Ausdruck

$$\overline{b}_r = b_r : g$$

gegeben. Bei jeder reinen Trägheitsbewegung, d. h. solange keine äußeren Kräfte wie Beschleunigungen oder Luftwiderstand auftreten, ist natürlich $\overline{b}_r = 0$. Wenn wir nun weiter mit t_2 die Abbrenndauer des ganzen Triebstoffes und mit $V_{max\ g}$ die dadurch erzielte Höchstgeschwindigkeit bezeichnen, so erhält man

$$t_2 = V_{max\ g} : b_r \tag{62}$$

und aus Gl. (61) sofort

$$V_{max\ g} = v \cdot b_r : (b_r - g) \tag{63}$$

Diese Gl. (63) ergibt mit Gl. (44) sofort die Gl.:

$$\boxed{V_{max\ g} = c \cdot \ln (1 + q_o) \cdot \left(1 - \frac{g}{b_r}\right) = c \cdot \ln (1 + q_o) \cdot W_{dyn}} \tag{64}$$

und analog:

$$\boxed{V_g = c \cdot \ln \left(\frac{m_r + m_{aa}}{m_r + m_a}\right) \left(1 - \frac{g}{b_r}\right) = c \cdot \ln \left(\frac{m_r + m_{aa}}{m_r + m_a}\right) \cdot W_{dyn}} \tag{65}$$

und

$$\boxed{W_{eng} = \frac{1}{q_o} [\ln (1 + q_o)]^2 \cdot \left(1 - \frac{g}{b_r}\right) = q_o^{-1} \cdot [\ln (1 + q_o)]^2 \cdot W_{dyn}} \tag{66}$$

wo

$$\boxed{W_{dyn} = \left(1 - \frac{g}{b_r}\right)} \tag{67}$$

Die Werte des dynamischen Wirkungsgrades bei verschiedenen senkrechten Beschleunigungen sind in der Zahlentafel 2 und Schaubild (Abb. 22) angegeben.

Zahlentafel 2.

Dynamischer Wirkungsgrad W_{dyn} in v H bei verschiedenen Beschleunigungen in Beschleunigungseinheiten gemessen (g)

b_r in g	W_{dyn} in v H
0,5 g	− 100
g	0
2 g	+ 50
3 g	66,6
4 g	75
5 g	80
6 g	83,3
7 g	85,7
8 g	87,5
9 g	88,9
10 g	90,0
20 g	95,0

Nun können wir auch leicht die Steighöhe des Rückstoßers im Schwerefelde bestimmen. Aus der Gleichung:

$$V_{max\ g} = \sqrt{2\,h \cdot (b_r - g)} \tag{68}$$

(analog der Gleichung der Fallgeschwindigkeit: $v = \sqrt{2\,g \cdot h}$) wo h die Steighöhe im Schwerefelde ist, folgt sofort:

$$h = V^2_{max\ g} : 2\,(b_r - g) \tag{69}$$

und wenn die Höchst(End)geschwindigkeit im schwerefreien Raume gegeben ist natürlich

$$h = V^2_{max} : 2\,b_r \cdot \left(1 - \frac{g}{b_r}\right) = (V^2_{max} : 2\,b_r)\,W_{dyn} \tag{70}$$

Der dynamische Wirkungsgrad zeigt uns, daß wenn $b_r = g$ der Rückstoßer überhaupt nicht steigen wird. Es ist dann trotz größtem Triebstoffverbrauch $W_{dyn} = 0$. Umgekehrt ist: wenn $g : b_r = 0$, was einer einzigen großen Explosion des gesamten Triebstoffvorrates entspricht, der dynamische Wirkungsgrad $W_{dyn} = 1$, also mathematisch gesprochen

$$\text{wenn } g : b_r \longrightarrow 0 \quad \begin{cases} W_{dyn} & \longrightarrow 1 \\ W_{eng} & \longrightarrow W_{en} \\ V_g & \longrightarrow V \\ V_{max\ g} & \longrightarrow V_{max} \end{cases} \tag{71}$$

Eine Vergrößerung W_{dyn} erfordert eine Erhöhung der Beschleunigung b_r, welcher aber — insbesondere bei bemanntem Rückstoßer — feste Grenzen gesetzt sind $b_r = 35 \div 40$ m/sec² (S. 27).

Wenn wir unsere Gleichungen und unsere Zahlentafel für Raketenraumschiffe gebrauchen wollen, so bemerkt man folgendes: Die

Ausströmgeschwindigkeit c ist in Gl. (64) ein chemisch-technischer Faktor. Sie hängt ab von der Art des Triebstoffes, seiner Vermischung, Verbrennungsort (Luft oder leerer Weltenraum) und von der Bauart der Düse. Jeder Trieb- oder Brennstoff hat je nach seiner Natur oder Zusammensetzung eine ganz bestimmte (theoretische) Ausströmgeschwindigkeit c_{th} (siehe ausführlich

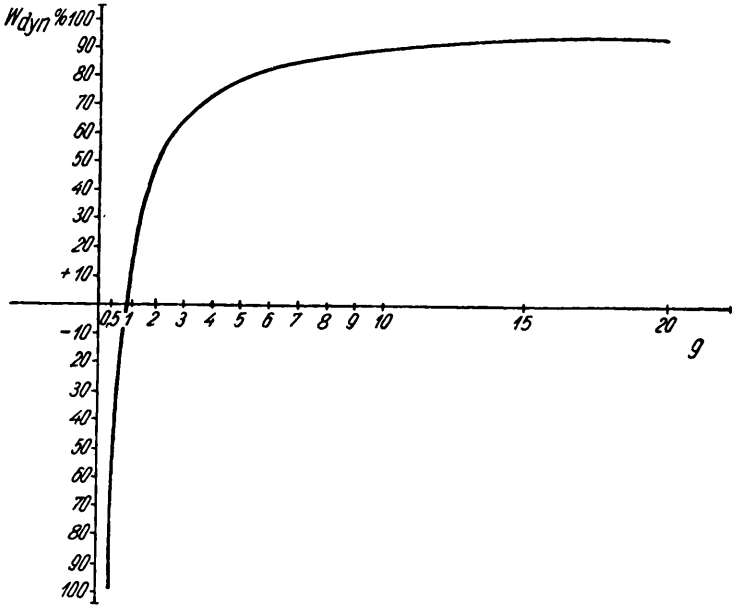


Abb. 22. Dynamischer Wirkungsgrad in Abhängigkeit von der Beschleunigung.

S. 50). Da nun der Raketenmotor kein idealer Energieumwandler ist, so ist die wirkliche Ausströmgeschwindigkeit c kleiner als c_{th}. Das Verhältnis:

$$\boxed{W_{th} = c : c_{th} < 1} \tag{72}$$

nennt man den thermischen Wirkungsgrad des Raketenmotors oder Rückstoßers. Der Ausdruck $(1 - [g : b_r]) = W_{dyn}$, welcher als biologisch-planetarischer (bzw. terrestischer) Faktor aufgefaßt werden kann, enthält die Rückstoßer- und Erdschwerebeschleunigung: Erstere darf nicht höher sein als die zulässige sagittale Höchstbeschleunigung des menschlichen Körpers (im Höchstfalle $b_r = 5$ g, also $W_{dyn} = 0{,}8$ bzw. 80 v. H.), die zweite ist

ein Charakteristikum unseres Planeten. Und zuletzt ist der Ausdruck: $\ln (1+q_0)$ also praktisch das Anfangsmassenverhältnis q_0, ein technischer Faktor — eine Festigkeitsfrage der Möglichkeit des Baues leichter und fester Triebstoffbehälter, also im wesentlichen ein Problem des Leichtformbaues und Leichtstoffbaues. Aus der Zahlentafel 1 (S. 41) ersieht man weiter, daß man bei Vergrößerung der Ausstromgeschwindigkeit c größere Endgeschwindigkeiten $V_{max\ g}$ also auch die irdische Grenzhub- oder Übergrenzhubgeschwindigkeit ($V_{max\ g} > v_\infty$) mit kleineren Anfangsmassenverhältnissen q_0 erreichen kann. Außerdem steigt bei Vergrößerung von c die Grenze der irdischen Grenzhub- und Übergrenzhubgeschwindigkeiten immer mehr in den Bereich der wirtschaftlich günstigen Werte des energetischen Wirkungsgrades. Dieses zwingt uns natürlich, bei Raketenraumschiffen Triebstoffe mit größtmöglichsten Ausstromgeschwindigkeiten zu finden, um wenigstens die Grenzhubgeschwindigkeit in die Nähe des Bestwertes $W_{en\ g} = 65$ v. H. allenfalls 55 : 60 v. H. zu bringen, was auch den Vorteil eines kleineren Anfangsmassenverhältnisses mit sich bringt. Im Kapitel E, Abschnitt 1 werden wir sehen, wie man die technischen Schwierigkeiten eines so hohen — praktisch z. Z. unausführbaren — Massenverhältnisses durch Anwendung einer Anfangsstartgeschwindigkeit (Startrakete von K. E. Ziolkowsky) und des technisch vollkommneren sog. Stufenprinzips von R. H. Goddard und H. Oberth umgehen kann.

Aus oben Gesagtem geht klar hervor, daß der dynamische Wirkungsgrad lediglich ein Beschleunigungskorrekturglied ist: Es zeigt das Verhältnis der Arbeit bei mechanisch ähnlichen Bewegungen im (Erd)Schwerefelde und im schwerefreien Raume. Wenn das Rückstoßfluggerät sich wagerecht bewegt (Abb. 23), so ist nach Pythagoras die resultierende Beschleunigung R:

$$R = \sqrt{b_r^2 - g^2} \tag{73}$$

und die vom Rückstoßer in t Sekunden erworbene kinetische Energie:

$$\frac{R \cdot R}{2g} t^2 = \frac{b_r^2 - g^2}{2g} t^2 \tag{74}$$

Die Hubhöhe des Rückstoßers ist, wenn g der Richtung nach konstant bleibt, gleich 0. Die vom Rückstoßer dem Triebstoff entnommene kinetische Energie (lebendige Kraft) ist im (Erd)-Schwerefelde gleich

$$\frac{b_r \cdot t^2}{2} \cdot \frac{b_r}{g} = \frac{b_r^2 \cdot t^2}{2g} \tag{75}$$

Daraus ergibt sich durch einfache Division der dynamische Wirkungsgrad für den wagerechten Flug:

$$W_{dyn\ w} = \left(\frac{b_r^2 - g^2}{2g}\right) : \left(\frac{b_r^2 \cdot t^2}{2g}\right) = \left(1 - \left(\frac{g}{b_r}\right)^2\right) \tag{76}$$

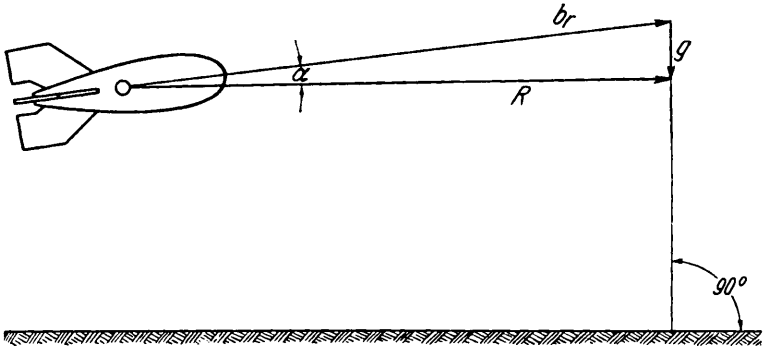


Abb. 23. Kräfteplan beim Wagerechtflug.

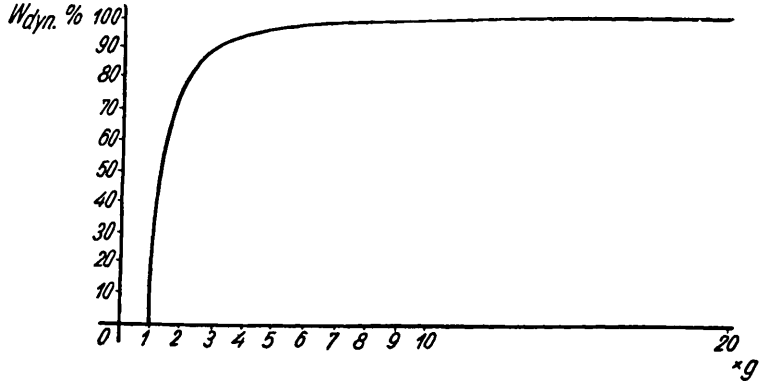


Abb. 24. Dynamischer Wirkungsgrad beim Wagerechtflug bzw. schwachgeneigtem Aufstiege in Abhängigkeit von der Beschleunigung.

Dieser Ausdruck hat Bedeutung in der Theorie der Fernrakete beim Flug in größeren Höhen in luftverdünnten Schichten bei Geschwindigkeiten unter der Schweregleichgeschwindigkeit (Gl. 41), wobei man anstatt der Erdschwerebeschleunigung natürlich die Differenz zwischen der Zentrifugalbeschleunigung b_z und der Erdschwerebeschleunigung setzen muß ($b_z - g$). Die Werte des dyna-

mischen Wirkungsgrades für den Wagerechtflug bei verschiedenen Werten der nach oben geneigten Beschleunigung (Neigungswinkel α also $\sin \alpha = b_r : g$) sind in der Zahlentafel 3 und Schaubild (Abb. 24) angegeben.

Zahlentafel 3.

Dynamische Wirkungsgrade beim Wagerechtflug ($W_{dyn\ w}$) in v. H. bei verschiedener Beschleunigung b_r in Beschleunigungseinheiten (g) gemessen und Neigungswinkel (α) in Grad (Dezimalteilung):

b_r in g	$W_{dyn\ w}$ in v. H.	α
0.5 g	− 300	—
g	0	90°
2 g	+ 75	30°
3 g	89,9	19,5°
4 g	93,7	14,5°
5 g	96,0	11,5°
6 g	97,2	9,5°
7 g	98,0	8,3°
8 g	98,4	7,2°
9 g	98,8	6,5°
10 g	99,0	5,7°
20 g	99,8	2,8°

Wir ersehen aus dieser Zahlentafel, daß der wagerechte Flug bzw. schwachgeneigte Aufstieg — abgesehen vom Luftwiderstande — wegen der kleineren Arbeitsverluste $(g : b_r)^2$ weit günstiger als der senkrechte Aufstieg ist. Wir untersuchen nun den geneigten Aufstieg des Rückstoßers (Abb. 25). Der Winkel zwischen der beliebig zur wagerechten geneigten resultierenden Beschleunigung des Rückstoßers und der senkrechten sei β, der stumpfe Parallelogrammwinkel sei γ. Dann haben wir

$$R_n^2 = b_r^2 + g^2 - 2\, b_r \cdot g \cos \gamma = (- R \cdot \cos \beta)^2$$

Hierzu übergehende kurze Rechnungen zeigen, daß dann der allgemeine Ausdruck für den dynamischen Wirkungsgrad gegeben ist durch die Gleichung

$$\boxed{W_{dyn\ n} = \frac{R_n}{b_r}\left(\frac{R_n}{b_r} - \frac{g}{b_r}\cos \beta\right)} \qquad (78)$$

Hiermit wären wir am Schluß der elementaren Betrachtungen der Raketentheorie ohne Berücksichtigung des Einflusses des Luftwiderstandes. Die Probleme des Luftwiderstandes und das Minimumproblem des senkrechten Aufstieges des Rückstoßers (Kleinstanfangsmasse m_{aa} bzw. Kleinstanfangsmassenverhält-

nis q_0, um eine gegebene Masse m_r senkrecht auf eine bestimmte Hubhöhe h zu heben) sind elementar nicht lösbar; die vollständige Lösung dieses Problems stammt in neuester Zeit von G. Hamel 1927, eine etwas einfachere aber weniger exakte Lösung stammt von R. H. Goddard. Darum seien in den nächsten zwei Abschnitten im wesentlichen nur die Ergebnisse angegeben.

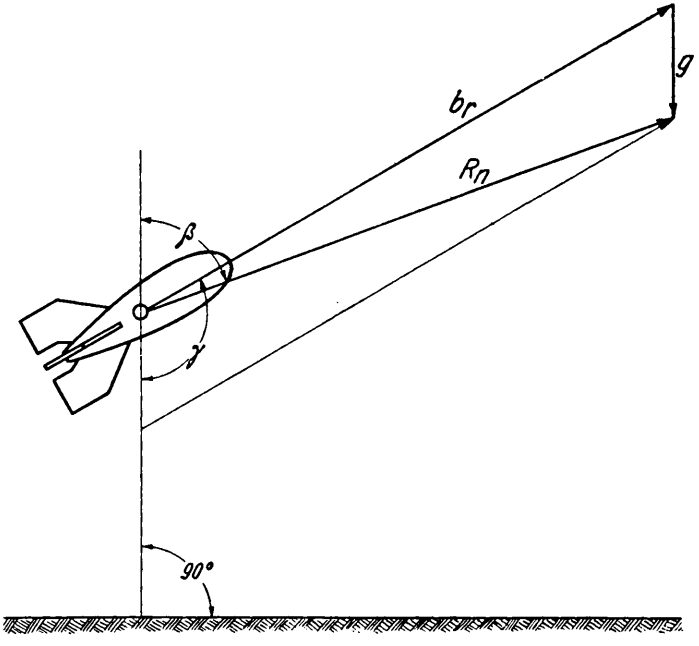


Abb. 25. Kräfteplan beim geneigten Aufstieg.

Zum Schluß dieses Abschnittes sollen die Kernfragen der thermischen Theorie des Rückstoßers und sein Arbeitsprinzip elementar behandelt werden. Der Vortrieb der Raketenfahr- und Fluggeräte erfolgt mittels des Raketenmotors oder Rückstoßers nach dem Impulssatz; erforderlich ist also eine möglichst große Ausströmgeschwindigkeit der abgestoßenen Massen. Nun wissen wir, daß die längs eines Weges (bzw. Hubhöhe h) geleistete Arbeit = Kraft × Weg = gleich der Änderung der lebendigen Kraft ist, d. h.

$$m \cdot b \cdot l = \frac{m \cdot v_1^2}{2} - \frac{m \cdot v_2^2}{2} = \frac{m}{2}(v_1^2 - v_2^2) \tag{79}$$

und wenn die Anfangsgeschwindigkeit $v_1 = 0$

$$m \cdot b \cdot l = \frac{m \cdot v_2^2}{2} \tag{80}$$

Auch wissen wir seit Mayer und Helmholtz den Satz der Erhaltung der Energie, daß Wärme auch Energie ist. Die mechanische Arbeit wird in der Technik üblich in kgm gemessen; die Wärme in sog. Kalorien. Die Kalorie ist die Wärmemenge, welche nötig ist, um eine Gewichtseinheit, also Gramm oder Kilogramm reinen destillierten Wassers auf 1° Celsius zu erwärmen (gewöhnlich von 14 auf 15° C). Diese Wärmemenge heißt für ein Gramm kleine oder Grammkalorie (cal), für ein Kilogramm also 1000 mal mehr — große oder Kilogrammkalorie (Cal oder deutsch W. E. — Wärme-Einheit). Die Wärmemenge wird im sog. Kalorimeter (Abb. 26) oder kalorimetrischen Bombe für Sprengstoffe gemessen. Der Kalorimeter besteht aus einem in ein Wassergefäß eingetauchten Stahlzylinder, in dem eine genau abgewogene Menge Triebstoffes in einer genau bestimmten Menge komprimierten Sauerstoffes mittels elektrischen Funkens entzündet wird. Die sich bei der Verbrennung entwickelnde Wärmemenge wird durch Erhöhung der Temperatur des den Stahlzylinder umgebenden Wassers im Wassermantel gemessen. Jeder Brennstoff entwickelt bei seiner Verbrennung eine bestimmte Wärmemenge — je größer diese Wärmemenge ist, desto mehr Energie enthält der Brennstoff, desto thermisch hochwertiger ist er und um so mehr kommt er für unsere Zwecke in Betracht. Diese Wärmemenge einer Gewichtseinheit bezeichnet man gwöhnlich als Wärmetönung, und gibt sie an in WE/kg. Da nun nach dem Energiesatz Wärmeenergie = mechanische Energie also Arbeit ist, so kann man erstere und letztere umrechnen. Eine große Kalorie = 427 kgm. Nun können wir die Rechnungen ausführen. Die Verbrennungswärme eines Kilogramms Benzin (Octan) bzw. seine Wärmetönung ist bei Verbrennung in reinem Sauerstoff etwa 2500 WE/kg; sein Arbeitsvermögen deshalb $427 \times 2500 = 1\,067\,500$ kgm. Also kann theoretisch ein kg Benzin eine Tonne = 1000 kg auf etwa 1067 m heben. Jetzt können wir leicht auch die theoretische Ausströmgeschwindigkeit berechnen. Die Wärmetönung (WE/kg) der Brennstoffe bestimmen wir im Kalorimeter und die Energie (E), eine Gewichtseinheit, durch Multiplikation mit der Verhältniszahl 427. Also haben wir

$$E = (WE/kg) \cdot 427 \tag{81}$$

Diese setzen wir nun gleich der lebendigen Kraft $= m \cdot v^2 : 2$ und berechnen daraus sofort die Ausströmgeschwindigkeit v, welche gewöhnlich durch c bezeichnet wird, d. h.

$$E = m\,c^2 : 2 \text{ also } c^2 = 2\,E : m \text{ und } c = \sqrt{2\,E : m} \tag{82}$$

Dieses ist die theoretisch höchstmögliche Ausströmgeschwindigkeit c_{th}, welche wir in dem Ausdruck für den thermischen Wirkungsgrad (Gl. 72) kennen lernten. Da, wie wir schon erwähnten,

der Raketenmotor keinen idealen Energieumwandler darstellt, so ist die wirkliche Ausströmgeschwindigkeit kleiner; der thermische Wirkungsgrad (Gl. 72) ist also das wesentliche Charakteristikum des Raketenmotors. Die in unseren Gleichungen (81) und (82) eingesetzte Energie hängt genau noch von verschiedenen Faktoren ab, so der Molekulargeschwindigkeit und der Geschwindigkeit der Rotation der Atome in den Gasmolekülen, welche wir hier bei unserer elementaren Darstellung nicht berücksichtigen.

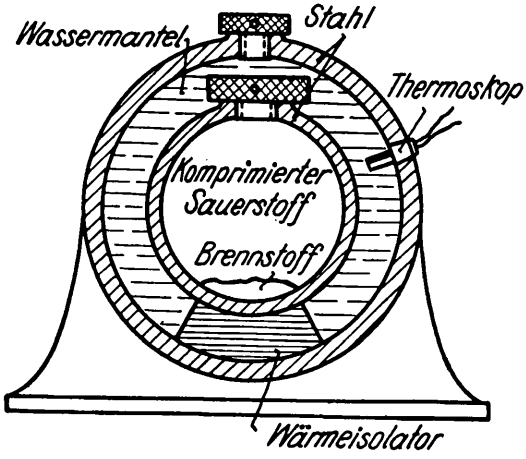


Abb. 26. Kalorimetrische Bombe.

In den Zahlentafeln 4 und 5 sind die Wärmetönungen und theoretischen Ausströmgeschwindigkeiten für einige Triebstoffe angegeben.

Zahlentafel 4.

Wärmetönungen einiger Triebstoffe:

Triebstoffe	Wärmetönung WE/kg
Nitro-Zellulose (rauchloses Pulver)	1600
Äthylalkohol mit Sauerstoffzuführung durch Überchlorsäure $HClO_4$	1650
Äthylalkohol mit Sauerstoff	2340
Benzol mit Sauerstoff	2250
Benzin mit Sauerstoff	2500
Methan (Sumpfgas) mit Sauerstoff	2650
Wasserstoff mit Sauerstoff, Produkt: Wasserdampf	3200
„ „ „ „ : Wasser . . .	3736
„ „ „ „ : Eis	3816

Zahlentafel 5.

Theoretische Höchstausstromgeschwindigkeiten c_{th} bei einigen Triebstoffen:

Triebstoffe	Ausstrom-geschwindigkeit in m/sec
Nitro-Zellulose (rauchloses Pulver)	2650
Alkohol mit Sauerstoff	4450
Wasserstoff mit Sauerstoff, Produkt: Wasserdampf	5180
„ „ „ „ : Wasser . . .	5600
„ „ „ „ : Eis	5650

Aus diesen Zahlentafeln ersieht man klar, warum es notwendig wird, zu den viel stärkeren und sogar gefahrloseren flüssigen Brennstoffen überzugehen.

Nun ist uns die Wirkungsweise des Rückstoßers fast selbstverständlich (Abb. 27). Der im Verbrennungsraume A befindliche Triebstoff explodiert (richtiger gesagt: verbrennt) und entweicht durch die eigentliche Düse (Düsenhals) B und das Auspuffrohr C ins Freie. Da man nun technisch pulverförmige Brennstoffe nicht nachladen kann, so bleibt bei Verwendung von pulverförmigen Brennstoffen nichts anderes übrig, als sie mit irgendwelchem Bindemittel in fester gepreßter Form (etwa in Form von Zylindern) nach Art eines Maschinengewehrs in den Verbrennungsraum hereinzuführen. Daß man auch mit einer solchen Lösung bedeutende Erfolge erzielen kann, beweisen die Fernraketen von R. H. Goddard. Insbesondere sei darauf hingewiesen, daß entgegen der Meinung mancher die Arbeiten von Goddard sich bei weitem nicht etwa auf „Pulvermaschinengewehrfernraketen" beschränken, sondern viel weitgehender sind, und sogar hierzulande kopiert wurden (Opel-Rakwagen 1 und 2). Bei Verwendung von flüssigen Brennstoffen müssen die Brennstoffe in den Verbrennungsraum hineingepumpt und im Verbrennungsraum vermischt werden. Wie dieses geschehen soll, wird im Kapitel E ausführlich beschrieben werden.

2. *Der Luftwiderstand.*

Beim Luftwiderstand hat die Bewegungsgeschwindigkeit nicht nur quantitative (Größe der Luftkräfte), sondern sozusagen auch qualitative Bedeutung. So behalten die im Kapitel A Abschnitt 4 angegebenen Ergebnisse ihre strenge Gültigkeit nur bis zu Fluggeschwindigkeiten von etwa 250 m/sec, d. h. solange der Zusammendrückbarkeit (Kompressibilität) der Luft keine oder geringe Bedeutung zukommt. Bis zu einer bestimmten Grenzgeschwindigkeit

ist dieses der Fall. Diese Grenzgeschwindigkeit ist die Schallgeschwindigkeit, welche bei normalem Luftdruck und Temperatur 0° C ist:

$$\boxed{c = 330{,}8 \approx 331 \text{ m/sec}} \tag{83}$$

sie ändert sich mit der Temperatur und Dichte, so wird sie bei $\pm$ 1° C um $\mp$ 0,63 m/sec kleiner bzw. größer. Sie ist eine Funktion der Dichte und des Druckes — der Zusammenhang der Schallgeschwindigkeit mit diesen Größen ist gegeben durch die Gleichung

$$c = \sqrt{\varkappa \frac{p}{\rho}} = \text{Const} \cdot \sqrt{\frac{\rho}{\rho}} \quad ^{1}) \tag{84}$$

wo bedeuten: p = Druck, $\rho = \gamma : g$ (Einheitsgewicht durch Erd-

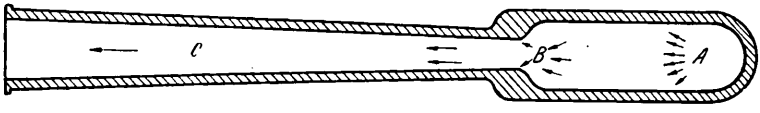


Abb. 27. Schema eines Rückstoßers.

schwerebeschleunigung g = 9,81 m/sec²). Der Luftdruck nimmt aber in der Atmosphäre mit wachsender Höhe ab. Nun ist aber nach einer elementaren Folgerung des Boyle-Mariotteschen Gesetzes das Einheitsgewicht eines Gases seinem Drucke verhältig. Daraus folgt nach Gl. (84) der sehr wichtige Satz, daß die Schallgeschwindigkeit in allen Höhen konstant ist. (Vom raketentechnischen Standpunkte wäre allerdings das Umgekehrte wünschenswert, und zwar sollte sie sich vergrößern, was sie aber nicht tut.)

Der Luftdruck bzw. das Einheitsgewicht der Luft ändert sich mit der Höhe nach einer bestimmten Funktion (Gesetzmäßigkeit), und zwar der sog. Exponentialfunktion, aus welcher nach Erfahrungswerten die gebräuchlichsten empirischen Formeln erhalten werden. Erwähnt seien hier die Göttinger Formel:

$$\rho_h = \rho_o \cdot 0{,}9^h \tag{85}$$

und die für größere Höhen abgeänderte Göttinger Formel:

$$\rho_h = \rho_o \cdot 0{,}896^h \tag{86}$$

Oft gebraucht wird auch die Formel von E. Everling

$$\rho_h = \rho_o \cdot 10^{-0{,}046\,h} = \frac{1}{10^{0{,}046\,h}} \tag{87}$$

(In diesen Gleichungen und der nächsten wird die Höhe h in km

¹) $\varkappa$ Verhältnis der spez. Wärme bei konstantem Druck und Volumen.

ausgedrückt.) Bei rein wissenschaftlichen Untersuchungen wird die Exponentialfunktion selbst benutzt. Die Formel lautet sehr einfach:

$$\rho_h = \rho_0 \cdot e^{-\frac{h}{h_1}} \tag{88}$$

wo bedeuten: e = 2,71828 (Basis der Napierschen sog. „natürlichen" Logarithmen), h = Höhe und h_1 eine bestimmte Höhe. Letztere wird folgendermaßen bestimmt, wenn $h = h_1$, so ist $h : h_1 = 1$ und die Dichte in dieser Höhe der e = 2,718 Teil der normalen Dichte in Meereshöhe — die Rechnung erfolgt natürlich in umgekehrter Reihenfolge. In der Untersuchung von G. Hamel ist $h_1 = 6{,}(6)$ km. Als Einheitswerte in Meereshöhe sind in Deutschland festgesetzt folgende Werte:

Temperatur t_0 = 10 C°
Barometerstand B_0 = 762 Q. S. (Quecksilbersäule)
Einheitsgewicht γ_0 = 1,250 kg/m³
Luftdichte ρ = 0,125 kg/sec²/m⁴
Luftdruck p_0 = 10363 kg/m²

Nachdem wir hier die hauptsächlichsten mechanischen Eigenschaften der Atmosphäre erwähnt haben, ersehen wir aus Abb. 28 die chemische Zusammensetzung der Luft nach Volumen. Man ersieht aus der Abbildung, daß der Sauerstoff fast nach einer Geraden (linear) abnimmt und in Höhen von 40 bis 70 km fast nur Stickstoff herrscht. Darüber folgt die Wasserstoffschicht mit kleinem Volumenprozentsatz Helium. Atmungsschwierigkeiten fangen bei Menschen individuell in Höhen von 3—6 km an (vieles ist die Macht der Gewohnheit; Bergvölker und Bergsteiger fühlen sich auch in Höhen von 4—5 km wohl).

Nach dieser kurzen Übersicht des Raumes, in welchen die Raketenfluggeräte fliegen oder welchen sie durchfliegen müssen (Raketenraumschiffe), kommen wir in medias res des Luftwiderstandsproblems. Die Schwierigkeiten liegen darin, daß Raketenfluggeräte Geschwindigkeiten zwischen 0 und 12 km/sec besitzen und Luftschichten durcheilen, deren Dichte von der Normaldichte in Meereshöhe bis 0 schwankt, wobei sich die Luftkraftgesetze zwischen den Geschwindigkeiten von 200 bis 400 m/sec radikal ändern. Nun werden die Abflug- und Landegeschwindigkeiten der Raketenfluggeräte in den unteren dichten Luftschichten in der Regel klein sein. Die Konstanz der Schallgeschwindigkeit ist einerseits als feste Rechnungsgrenze gut, andererseits wenig erwünscht, da man, falls sie sich mit zunehmender Höhe, also abnehmender Luftdichte, vergrößern würde, in großen Höhen bei großen Fluggeschwindigkeiten noch immer weit entfernt von der Schallgeschwindigkeitsgrenze wäre, also die üblichen Gleichungen

der Strömungslehre anwenden könnte. Dies ist aber nicht der Fall. Darum müssen wir die Strömungserscheinungen bei Schall- und Überschallgeschwindigkeiten näher untersuchen. Zuerst müssen wir bemerken, daß der Luftwiderstand lediglich beim Abflug und der Landung von Raketenfluggeräten eine Rolle spielt — bei der Landung zur Bremsung der großen Geschwindigkeit. Auch hat der Luftwiderstand prädominierende Bedeutung lediglich für „erdgebundene" Raketenfluggeräte wie Fernraketen und insbesondere Raketenflugzeuge; bei Raketenraumschiffen ist seine

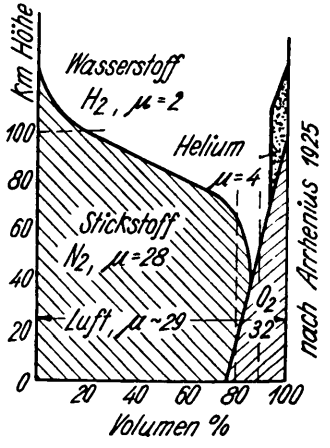


Abb. 28. Nach dem Werk „Die Möglichkeit der Weltraumfahrt von Willy Ley Verlag Hachmeister u. Thal, Leipzig 1928. Chemische Zusammensetzung der Luft.

Bedeutung — schädliche Widerstandserhöhung beim Aufstieg und nützliche Widerstandserhöhung bei der Landung — weit geringer. Prinzipiell kann man auch für Überschallgeschwindigkeiten das quadratische Luftwiderstandsgesetz nach Gl. (8), (10) und (11) annehmen, wobei sich naturgemäß zeigt, daß der Widerstandsbeiwert nicht konstant bleibt, sondern sich ändert. Es kommt dabei im wesentlichen auf das Verhältnis der Flug- zur Schallgeschwindigkeit an. Die Untersuchung von Strömungserscheinungen und Widerstände von Geschossen bei Überschallgeschwindigkeiten wurde zuerst systematisch vom berühmten deutschen Ballistiker C. Cranz und seinen Schülern O. von Eberhard, K. Becker und anderen ausgeführt; die ersten photographischen Aufnahmen von fliegenden Geschossen wurden von Mach getätigt (sog. Mach'sche Methode, neuerdings wird auch die sog. Schlieren-Methode angewandt). Beim Flug mit Überschallgeschwindigkeit ($v > c$) ent-

steht die Mach'sche Wellenfront (Abb. 29), wobei eine einfache Beziehung:

$$\sin = c : v \tag{89}$$

uns gestattet, den sog. Mach'schen Winkel (α) der Wellenfront zu bestimmen. Vor dieser Wellenfront ist die Strömung gänzlich ungestört, hinter ihr unregelmäßig; die Wellenfront teilt also die

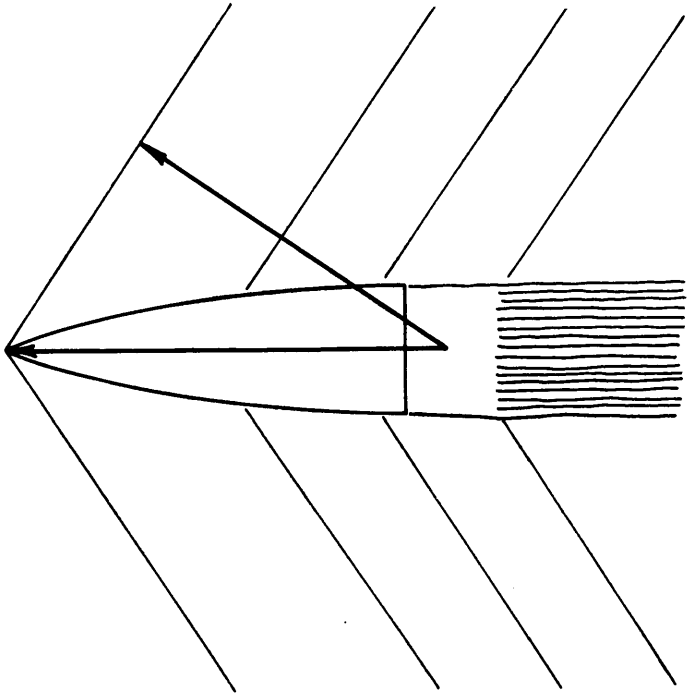


Abb. 29. Mach'sche Wellenfront am Geschoß.

Strömung in zwei Gebiete: ein störungsfreies und ein gestörtes. Die Änderung des Widerstandsbeiwertes bei einem Geschosse in Abhängigkeit vom Verhältnis v : c (Flug- zu Schallgeschwindigkeit) ist im Schaubild (Abb. 30) dargestellt. Das Schaubild (Abb 31) zeigt die relative Änderung des Widerstandsbeiwertes bei einem deutschen S-Geschoß nach Cranz und Becker. Man ersieht daraus, daß c_w bis etwa v = 300 m/sec konstant bleibt und mit Erreichung der Schallgeschwindigkeit schnell steigt, um etwa bei v = 420 m/sec seinen Höchstwert zu erreichen, welcher etwa 2,5 mal so groß ist als der Widerstandsbeiwert bei Unterschallgeschwindigkeit. Von diesem Höchstwerte fällt c_w und nähert sich assymptotisch einem Werte, der etwa 1,5 mal so groß ist als der bei Unterschallgeschwin-

digkeit. Also erfolgt zwischen v = 300 und 425 m/sec eine bedeutende Erhöhung des Luftwiderstandes. Dieses ist nur so zu erklären, daß die Luft bei v < c nach allen Seiten abströmen kann und infolge der Zusammendrückbarkeit und Elastizität ein

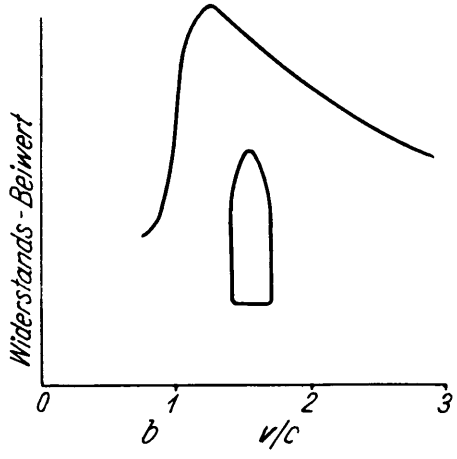


Abb. 30. Widerstandsbeiwert eines Geschosses in Abhängigkeit des Verhältnisses der Fluggeschwindigkeit zur Schallgeschwindigkeit.

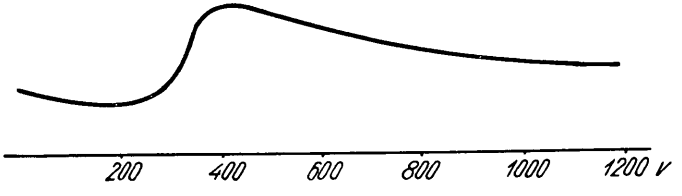


Abb. 31. Widerstandsbeiwert beim deutschen S-Geschoß in Abhängigkeit der Fluggeschwindigkeit.

Ausgleich nach vorn erfolgen kann. Bei v > c ist nur ein seitliches Abströmen möglich und die Luftverdichtung vor dem Geschosse wächst. Die Luftverdichtung ist natürlich bei Unter- wie bei Überschallgeschwindigkeiten dem Quadrate der Geschwindigkeit verhältig. Anders mit dem sog. Sog, welcher eine Wirkung des luftverdünnten Raumes hinter dem Geschosse ist. Dieser Sog erreicht bei der Schallgrenze seinen Höchstwert, denn mehr als absolutes Vakuum (luftleerer Raum) ist ja physikalisch unmög-

lich. Der Widerstandsbeiwert eines Geschosses läßt sich also folgendermaßen darstellen:

$$c_w = (V + S) : F \cdot q \tag{90}$$

wo bedeuten: V Verdichtung (Druck) und S Sog, die anderen Buchstaben haben die übliche Bedeutung (siehe Gl. (8) und Abb. 2). Nun wird bei ständigem Wachsen der Fluggeschwindigkeit v also des Verhältnisses v : c der Sog. = Const. als Prozentsatz des vollen Widerstandes immer mehr zurücktreten, so daß bei höheren Geschwindigkeiten sich die Gl. (90) immer mehr (assymptotisch) der Gleichung:

$$c_w = V : f \cdot q \tag{91}$$

nähert. Wenn die Rakete brennt, ist der Raum hinter der Rakete mit ausströmenden Gasen ausgefüllt und der Sog fällt überhaupt weg.

Aus eben erwähnten Gründen nehmen viele Forscher des Raumfahrtproblems wie G. Hamel, H. Oberth und K. E. Ziolkowsky das quadratische Luftwiderstandsgesetz. G. Hamel nimmt das Widerstandsgesetz nach Gl. (8), ebenso Ziolkowsky; H. Oberth dagegen nach Gl. (90) und insbesondere (91). Ziolkowsky nimmt auch für die Abnahme der Luftdichte natürlich die Exponentialfunktion nach Gl. (88) an und erhält für die Luftwiderstands**arbeit** beim Aufstieg eines unbeflügelten Raketenraumschiffes (also ohne aerodynamischen Auftrieb) aus Meereshöhe in den luftleeren Weltenraum die Gleichung:

$$A_w = F\,(b_r - \sin\alpha \cdot g) \cdot h^2 \cdot c_w : g \sin^2 \alpha \tag{92}$$

wo bedeuten: A_w Luftwiderstandsarbeit und α Flugbahnneigung zur Wagerechten (siehe Abb. 25 $\alpha = 90° - \beta$) und h Steighöhe, und die anderen Buchstaben die übliche Bedeutung haben (F siehe Abb. 2). Beim senkrechten Aufstieg ist nach Abb. 25 $\beta = 0$ und $\alpha = 90^0$, also $\sin\alpha = 1$ und man erhält:

$$A_w = F\,(b_r - g) \cdot h^2 \cdot c_w : g \tag{93}$$

Diese Gleichung zeigt, daß beim Aufstieg eines 10-t-Wasserstoff-Sauerstoff-Raketenraumschiffes von Meereshöhe in den Weltenraum die reine Luftwiderstandsarbeit etwa den 1 : 4000 Teil der vollen Hubarbeit beträgt. Beim geneigten Aufstieg (wegen der Erdkrümmung ist ein Abflug nach der Tangente auch ein schwachgeneigter Aufstieg) ist die reine Luftwiderstandsarbeit naturgemäß größer, beträgt aber auch bei $\alpha = 10°$ ($\beta = 80^0$, Abb. 25) nicht einmal 1 v. H. der vollen Hubarbeit.

Nach H. Oberth erreicht der Geschwindigkeitsverlust im Falle eines senkrechten Aufstieges einer Rakete seinen Kleinstwert, wenn sie mit einer Geschwindigkeit fliegt, bei welcher der Luftwiderstand gleich seinem Gewichte ist. Diese Geschwindigkeit

nennt man günstigste Geschwindigkeit und hat für sie den Ausdruck:

$$\left.\begin{aligned} \ln\left(\frac{m_r + m_{aa}}{m_r}\right) &= \ln(1+q_0) = \\ &= \frac{1}{c}\left[\bar{v}_1 - \bar{v}_0 + 2g\left[\left(\frac{c}{g}+\frac{H}{c}\right)\cdot \ln\frac{\bar{v}-\frac{2gH}{c}}{\bar{v}_0-\frac{2gH}{c}} - \frac{c}{g}\ln\frac{\bar{v}}{\bar{v}_0}\right]\right] \end{aligned}\right\} \quad (94)$$

wo bedeuten: $\bar{v}_1$ günstigste Geschwindigkeit am Ende der Antriebsperiode, d. h. wenn $m_a = 0$ und $q_t = 1$, $\bar{v}_0$ günstigste Geschwindigkeit am Anfang des Antriebes (beim Anfang des Fluges wird natürlich $V < \bar{v}_0$), $\bar{v}$ günstigste Geschwindigkeit für eine bestimmte Stelle, H Höhe gleich etwa 7500 m und g = Const. (= 9,81 m/sek²) und die anderen Buchstaben die übliche Bedeutung haben. Dabei können folgende drei Fälle eintreten:

$$\left.\begin{aligned} \bar{v}_0 \cdot c &< 2g \cdot H \\ \bar{v}_0 \cdot c &= 2g \cdot H \\ \bar{v}_0 \cdot c &> 2g \cdot H \end{aligned}\right\} \quad (95)$$

1. Im ersten Falle nimmt das Gewicht der Rakete schneller ab als die Luftdichte. Damit das Gewicht gleich dem Luftwiderstande bleibt, muß die Rakete immer langsamer und langsamer fliegen. Also kommt die Rakete nicht aus der Atmosphäre.

2. Das Gewicht der Rakete nimmt gerade so schnell ab wie der Luftwiderstand.

Für den mathematisch vorgebildeten Leser: In diesem Fall sind Gewicht und Luftwiderstand sog. Exponentialfunktionen der Zeit:

$$[G, W] = \text{Const.}\, e^{-[\alpha, \beta]\, t} \quad (96)$$

wo bedeuten G Gewicht, W Luftwiderstand (Gl. 8), α und β Konstanten und t die Zeit.

Dabei bleibt auch die günstigste Geschwindigkeit $\bar{v}_0$ konstant. Da in diesem Falle bei G = W die Dichte also auch Luftwiderstand in den äußersten Luftschichten gleich Null wird, so wird die Rakete beim Verlassen der Erdatmosphäre keine Masse haben. Auch diese Rakete kann nicht aus der Erdatmosphäre herauskommen.

3. Das Gewicht der Rakete nimmt langsamer ab als die Luftdichte. Die Geschwindigkeit der Rakete wächst und bei genügender Geschwindigkeit $\bar{v} \geqslant v_{oo}$ d. h. wenn sie größer als die irdische

Überschweregeschwindigkeit ist, kann man den Antrieb abstellen und die Rakete beginnt die freie Fahrt mit Andruck gleich Null.

Es kommt also im wesentlichen auf das Produkt:

$$\boxed{P = \bar{v} \cdot c} \tag{97}$$

Wenn dieses Produkt zu klein ist, kann die Rakete nicht viel leisten. Dieses erklärt auch, warum die bisherigen Raketen nicht über eine Steighöhe von 6—7 km kamen (Leuchtraketen, Schiffsraketen und Ungernsche Raketengeschosse). Um dieses Produkt zu

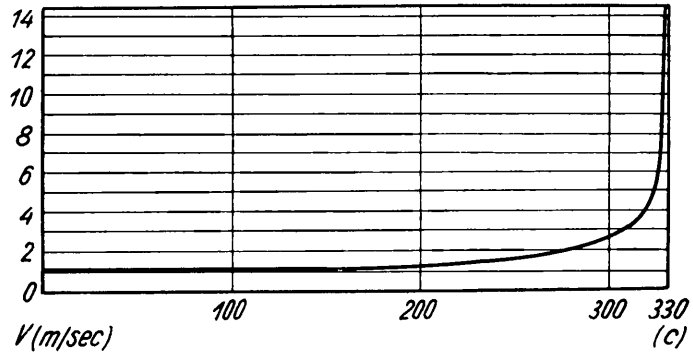


Abb. 32. Schaubild zur Prandtl'schen Näherungsformel zur Berücksichtigung der Zusammendrückbarkeit der Luft.

erhöhen, muß man Brennstoffe mit hoher Ausströmgeschwindigkeit gebrauchen und die Geschwindigkeit $\bar{v}_0$ bei welcher $G = W$ hinaufdrücken, d. h. mit anderen Worten den Luftwiderstand verringern. Dazu muß man die sog. ballistische Querschnittsbelastung $M \cdot g : F$ (M Masse, g Erdschwerebeschleunigung und F größte Querschnittfläche) möglichst groß machen.

Bei geneigtem Aufstieg (Abb. 25) ist auch der aerodynamische Auftrieb von Bedeutung und die günstigste Fluggeschwindigkeit ist:

$$\bar{v} = \sqrt{\frac{M \cdot g \cdot (\varepsilon \cos \alpha + \sin \alpha)}{\rho_h \cdot F \cdot c_w}} \tag{98}$$

wo bedeuten: α Flugbahnneigung zur Wagerechten (also nach Abb. 25 $\alpha = 90° - \beta$) und F größte Querschnittsfläche der Rakete und $\varepsilon = c_w : c_a$ = Gleitzahl. Die Luftdichte muß natürlich als Funktion der Höhe eingesetzt werden. Diese Gleichung hat Bedeutung auch für den Aufstieg von Raketenflugzeugen und Fernraketen.

Wir behandelten bis jetzt lediglich das Widerstandsproblem. Das Problem des Auftriebes von Tragflügeln bei Überschallgeschwindigkeiten ist noch sehr wenig geklärt. Allgemein kann man sagen (siehe S. 23), daß das Seitenverhältnis $\lambda = b : t$ bei Ver-

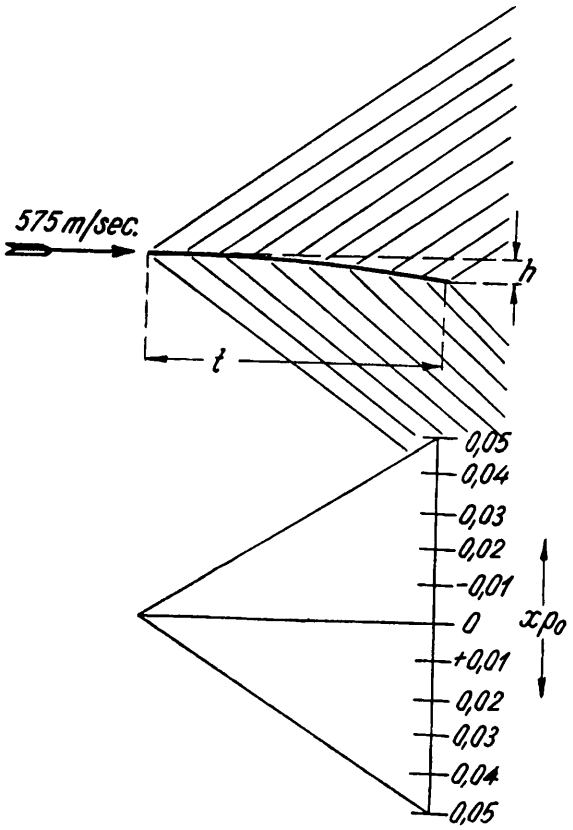


Abb. 33. Strömung am Flügel bei einer Fluggeschwindigkeit von 575 m/sec.

größerung der Geschwindigkeit kleiner werden muß (Abb. 11). Für Fluggeschwindigkeiten bis zur Schallgeschwindigkeit gab L. Prandtl ein Näherungsverfahren. Prandtl untersuchte dünne flache Profile mit kleinen Auftriebsbeiwerten (vergleiche Gl. 10) und stellte fest, daß man mit einem solchen Profil bei einer Strömung in zusammendrückbarer Flüssigkeit dieselbe Druckverteilung bekommt wie in unzusammendrückbarer Flüssigkeit bei

einem anderen Profil, dessen Querdimensionen (d. h. Dicke) im Verhältnis

$$\frac{1}{\sqrt{1-\frac{v^2}{c_2}}} \tag{99}$$

überhöht sind (Schaubild Abb. 32), wo bedeuten v Fluggeschwin-

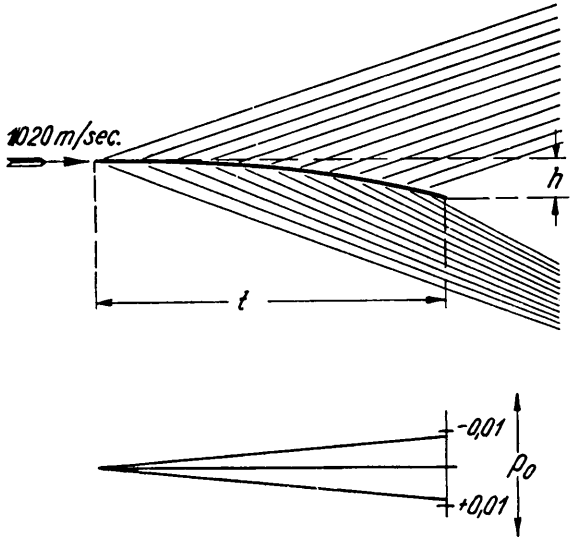


Abb. 34. Strömung am Flügel
bei einer Fluggeschwindigkeit von 1020 m/sec.

digkeit und c — 330,8 m/sec — Schallgeschwindigkeit. Dieses bedeutet nun nichts anderes, als daß man mit dem überhöhten Profil so rechnen kann wie bei normalen Geschwindigkeiten bis 150—200 m/sec. Die Forschungen zeigten auch, daß bei diesen Geschwindigkeiten die Gefahr des Abreißens der Strömung, also plötzliche Verringerung des Auftriebes, sehr groß ist. Untersuchungen zeigten, daß auch bei einem unendlich breiten Flügel, d. h. bei fehlendem Randwiderstande ein Flügel bei Überschallgeschwindigkeit (Abb. 33 und 34) ein Restwiderstand (Wellenwiderstand) übrig bleibt. Da die volle Durchführung der Rechnungen die höhere Analyse beansprucht, so sei hier nur ein konkretes Beispiel gegeben: für die in Abb. 33 und 34 angegebene parabolisch gegekrümmten dünnen Tragflügel ist das A : W-Verhältnis gleich

$$\frac{A}{W}=\frac{3}{4}\frac{t}{h} \text{ also Gleitzahl } \varepsilon=\frac{4}{3}=\frac{h}{t}=1{,}333\ h:t \tag{100}$$

Wenn man die Abb. 33 und 34 nachrechnet, so erhält man

Abb. 33: $c_a = 0{,}12$, $c_w = 0{,}008$ also $A : W = 15{,}0$ und Gleitzahl $\varepsilon = 0{,}066$;

Abb. 34: $c_a = 0{,}077$, $c_w = 0{,}005$, also $A : W = 15{,}4$ und Gleitzahl $= 0{,}0650$.

Tragflügelmessungen bei Schall- und Überschallgeschwindigkeiten sind noch wenig ausgeführt worden. Das Kaiser-Wilhelm-Institut für Strömungsforschung in Göttingen hat dafür eine besondere Anlage erbaut, welche aus zwei Kesseln mit je 10 m³ Inhalt und einem Verbindungsrohr mit Meßstrecke besteht (Abb. 35). Der

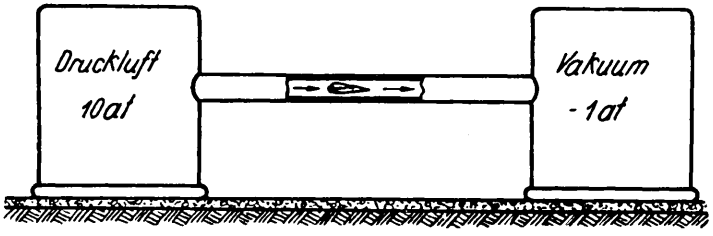


Abb. 35. Schema des Höchstgeschwindigkeits-Windkanals des Kaiser-Wilhelm-Institutes für Strömungsforschung in Göttingen.

eine Kessel wird mit Druckluft bis 10 atm Druck gefüllt und im anderen die Luft ausgepumpt, d. h. ein Vakuum erzeugt. Strömt die Luft aus dem Druckluft-Kessel mit großer Geschwindigkeit, so kann man in diesem Luftstrom die Modelle untersuchen. Zur Untersuchung von Trag- und Luftschraubenflügeln bei Höchstgeschwindigkeiten baute das „Bureau of Standards" in Washington, Ver. St. Amerika, einen Höchstgeschwindigkeitswindkanal. Die Windgeschwindigkeit kann von 0,5 bis 1,08 mal Schallgeschwindigkeit, also 595 bis 1286 km/st gesteigert werden. Es wurden bei den Versuchen 24 Profile R. A. F. und Clark(Serie Y)-Luftschraubenprofile bei Windgeschwindigkeiten von 0,5, 0,6, 0,8, 0,9 und 1,08 mal Schallgeschwindigkeit bei verschiedenen Anstellwinkeln — vom Nullauftriebswinkel (Anstellwinkel bei dem der Auftrieb gleich Null ist) bis + 24° untersucht. Der Durchmesser des Windstromes an der Stelle des Modells (sog. Meßstrecke) war 52,30 mm. In Übereinstimmung mit den Ergebnissen von L. Prandtl und K. E. Ziolkowsky zeigte sich die Notwendigkeit, die größte Flügelschnitthöhe (Dicke des Profils) bei Höchstgeschwindigkeiten nach hinten zu verlegen. Nach K. E. Ziolkowsky werden Raketenflug-

zeuge und beflügelte Fernraketen Tragflügel mit kleiner Spannweite und spitzer Vorderkante haben (der Größtwert dieses Winkels läßt sich leicht aus der Gl. 89 für den Mach'schen Winkel bestimmen). Der Flügel muß seine größte Dicke etwa $^2/_3$ von vorne haben (Abb. 36).

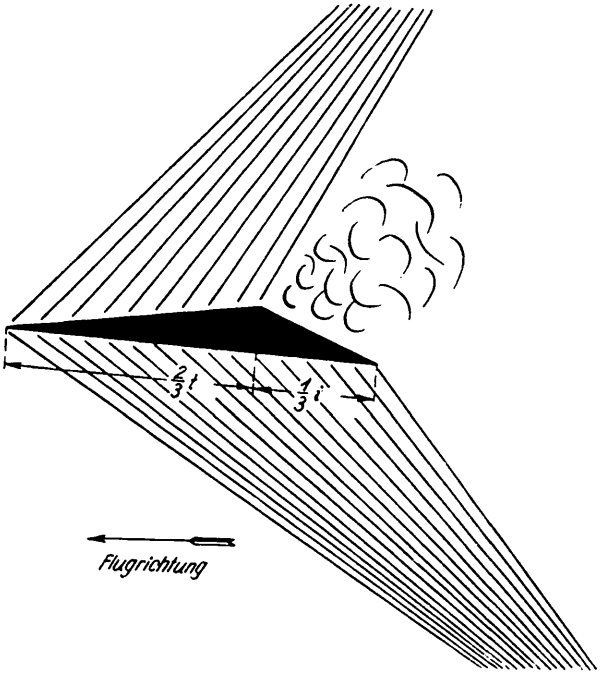


Abb. 36. Höchstgeschwindigkeits-Flügelschnitt.

3. *Theoretische Bemerkungen über Raketenflugzeuge und Fernraketen.*

Nach der jetzt erfolgten Untersuchung des Raketenmotors können wir eine genaue Definition der Raketenflugzeuge, Fernraketen und Raketenraumschiffe geben:

1. Als Raketenflugzeuge bezeichnen wir Flugzeuge, bei denen das Luftschraubenmotoraggregat durch den Raketenmotor ersetzt ist. Raketenflugzeuge steigen in luftverdünnte Schichten in etwa 15—20 km Höhe durch Raketenwirkung und Auftriebswirkung von

Tragflügeln, fliegen wagerecht als Flugzeuge und landen leer ohne Brennstoffe im Gleitfluge.

2. Als Fernraketen bezeichnen wir Raketenfluggeräte, welche mit Raketenvortrieb und teilweise aerodynamischen Auftrieb von kleinen Tragflügeln in den fast luftleeren Raum in 30—50 km Höhe steigen und wagerecht mit einer Geschwindigkeit fliegen, bei welcher infolge der Krümmung der Bahn die Zentrifugalbeschleunigung gleich der dort herrschenden Schwerebeschleunigung ist, wobei die Fernrakete also eine fast reine Trägheitsbewegung ausführt. Die Landung der leeren Fernrakete ohne Brennstoff erfolgt im Gleitfluge.

3. Als Raketenraumschiffe bezeichnen wir Raketenfluggeräte, welche mit Raketenvortrieb und teilweise aerodynamischem Auftrieb der Tragflügel steigen und nach der Antriebsperiode in freier Fahrt in den luftleeren Weltenraum fliegen. Dort fliegen die Raumschiffe meistens in schwachen Schwerefeldern; das Schwerefeld der Sonne ist in Erdentfernung schon ziemlich schwach. Bei Landung und Abflug von fremden Himmelskörpern müssen die Schwerebeschleunigungen vernichtet werden. Die Landung auf die Erde erfolgt im Gleitfluge mit oder ohne Bremsung durch widerstanderzeugende Flächen. (Fallschirme.)

Die Theorie der Raketenraumschiffe wurde von uns schon untersucht. Darum seien hier nur noch einige Bemerkungen über Raketenflugzeuge und Fernraketen gegeben.

Da wir schon wissen, daß der Widerstand von Widerstandskörpern (Rümpfe, Streben usw.) bei Überschreitung der Schallgeschwindigkeit wegen der Mach'schen Kopfwellenfront und dem Sog (siehe S. 58 und Abb. 30 und 31) und auch der Widerstand der Tragflügel wegen des auftretenden Wellenwiderstandes stark steigt, so ist die Widerstandsverminderung bei Raketenflugzeugen von größter Bedeutung. Darum müssen Raketenflugzeuge ohne Rumpf gebaut werden, d. h. in der Nurflügelbauart ausgeführt werden. Um eine Wechselwirkung zwischen den Tragflügeln und Raketendüsen zu vermeiden, sollen letztere an der Flügelhinterkante angebracht werden (Abb. 37). Die Gleitzahl wird bei Überschreiten der Schallgeschwindigkeit steigen, was wir gleich beweisen werden. Bei üblichen Fluggeschwindigkeiten kann das Verhältnis des Profilwiderstandes (siehe S. 21 und Gl. 18) zum Auftrieb die sog. Profilgleitzahl:

$$\varepsilon_{pr} = c_{wp} : c_a \tag{101}$$

etwa 100 bis 120 werden und die Gleitzahl strömungstechnisch verfeinerter Flugzeuge kann etwa $\varepsilon = 0{,}0666$ betragen; gute verfeinerte Segelflugzeuge haben $A : W = 25$ bis 27, also eine Gleit-

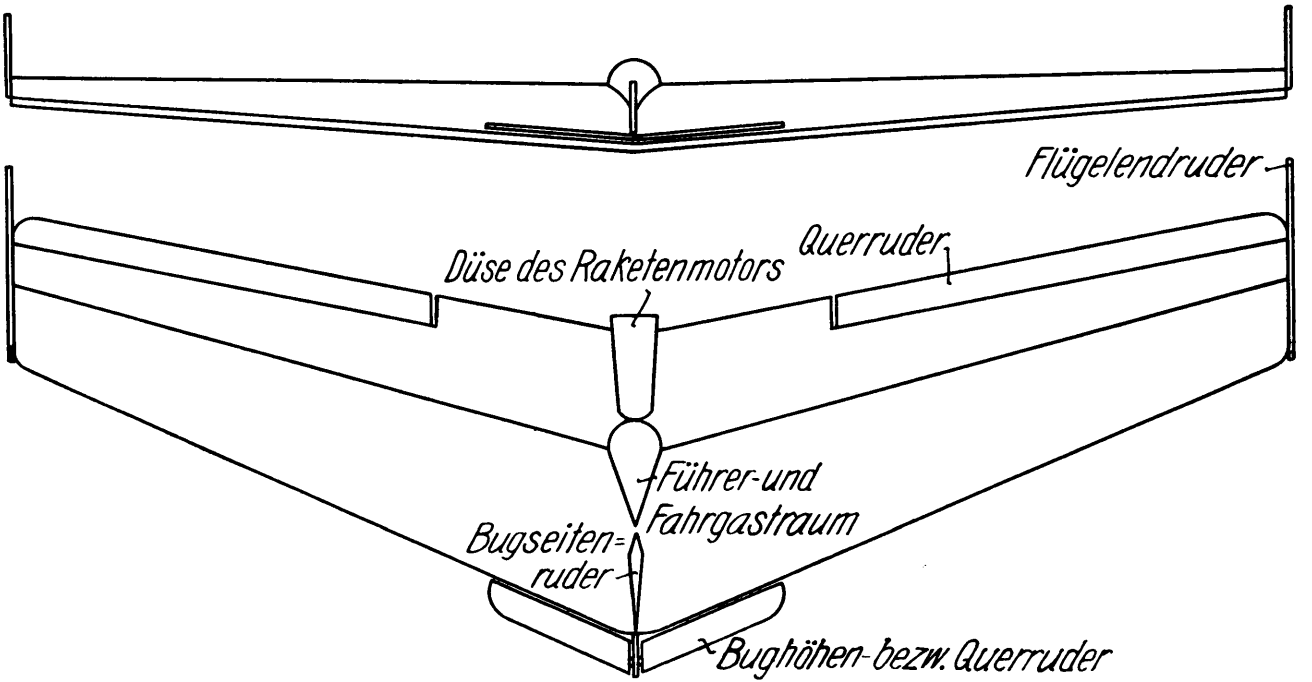
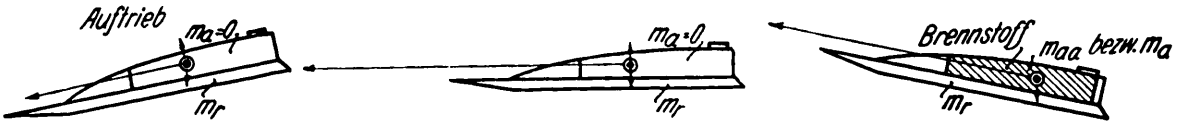


Abb. 37. Schema eines Raketenflugzeuges.



Zeit	Abstieg	Wagerechtflug in größter Kreisbahn	Aufstieg
Höhe	h von 15 bis 0 km (Luft)	$h \approx 50$ km (luftleer)	von 0 bis 15 km (Luft)
Masse	$M = m_r \quad q_t = 0$	$M = m_r \quad q_t = 0$	$M = m_{aa} + m_r \quad q = \frac{m_{aa}}{m_r} \quad q_t = \frac{m_a}{m_r}$
Geschwindigkeit	Kleine Gleitfluggeschw. je nach Flächenbelastung siehe g_r (16)	V = Schweregleichgeschwindigkeit siehe Gl. (107)	Nach Gleichungen für den geneigten Aufstieg Gl. (77)
Beschleunigung	$-b_r \leqq 5\ g$	$b_r = 0$	$b_r \leqq 5\ g$
Zentrifugalbeschleunigung	$b_z \leq g_o$	$b_z = g_h$ bzw. g_o	$b_z \leqq g_o$

Abb. 38. Schema des Fluges einer Fernrakete.

zahl $\varepsilon = 0{,}04$ bis $0{,}037$. Daß ein Raketenflugzeug nur als Nurflügelflugzeug erbaut werden kann, wird aus den Angaben auf S. 63 klar. Dort hatten wir für den in Abb. 33 abgebildeten parabolischen Flügel bei $v = 575$ m/sec

$$A : W = 15 \text{ also } \varepsilon = 0{,}0666 \tag{102}$$

Wenn man an diesen Tragflügeln noch einen Rumpf ansetzt mit $c_w = 0{,}02$, was strömungstechnisch sehr günstig ist und technisch schwer ausführbar wäre, hätte man für das ganze System beim Fluge mit etwas Überschallgeschwindigkeit eine Gleitzahl:

$$A : W = 0{,}12 : (0{,}008 + 0{,}02 \cdot 2{,}5) = 9{,}21 \text{ also } \varepsilon = 0{,}108 \tag{103}$$

und bei höheren Geschwindigkeiten etwa

$$A : W = 0{,}12 : (0{,}008 + 0{,}02 \cdot 1{,}5) = 10{,}9 \text{ also } \varepsilon = 0{,}092 \tag{104}$$

Man ersieht daraus die starke Verschlechterung der Gleitzahl, d. h. die Notwendigkeit der Nurflügelbauart, auf welche auch H. Lorenz und H. Oberth hinwiesen[1]).

2. Die Fernrakete (Abb. 38) steigt nach der sog. Synergiekurve (H. Oberth), wobei die Aufsteiggeschwindigkeit bei beflügelten Fernraketen nach Gl. 98 berechnet werden kann, wobei man für ε die Gleitzahl der ganzen Fernraketen und für F die sog. schädliche Widerstandsfläche (siehe Gl. 13) des ganzen Gerätes einsetzen muß. Der Wagerechtflug in großen Höhen erfolgt natürlich nach Gl. (41), wobei man noch eine Verfeinerung einfügen kann, indem man die Verringerung der Schwerkraft mit der Höhe in Betracht zieht.

Wenn $g = \text{Const.}$, hat man

$$b_z = g \tag{105}$$

d. h. die Zentrifugalbeschleunigung muß der Erdschwerebeschleunigung gleich sein. Nun ist die Schwerebeschleunigung in einer Höhe h gleich g_h, d. h.

$$b_z = g_o \cdot \frac{(r+h)^2}{r^2} \tag{106}$$

und durch Einsetzen in Gl. (41) erhält man die verbesserte Wagerechtgeschwindigkeit der Fernrakete:

$$V_F = \sqrt{\frac{g_o \cdot r^2 (r+h)}{(r+h)^2}} = r \sqrt{\frac{g_o}{(r+h)}} \tag{107}$$

wo bedeuten: r = Erdhalbmesser, h = Flughöhe und g = normale Erdschwerebeschleunigung an der Erdoberfläche = 9,81 m/sek². Der dynamische Wirkungsgrad ist nach Gl. (76) zu berechnen. Nun

[1]) Kurve der Flugbahn, bei welcher die notwendige Leistung zum Minimum wird.

wird aber dabei im Nenner nicht die Erdschwerebeschleunigung g, sondern $b_z = g$ stehen. Wir haben also:

$$W_{dyn} = \left(1 - \left(\frac{b_z - g}{b_r}\right)\right) \text{ und bei } b_z = g,\ W_{dyn} = 1 \qquad (108)$$

d. h. wenn $b_z = g$ ist der dynamische Wirkungsgrad $W_{dyn} = 1$ (100 v. H.), d. h. die Rakete vollführt eine reine Trägheitsbewegung. Der Aufstieg mit Raketenvortrieb erfolgt mit einer Flächenbelastung:

$$p_A = \frac{M \cdot g}{F} = \frac{(m_r + m_{aa})\, g}{F} \qquad (109)$$

und bei der Landung:

$$p_L = \frac{m_r \cdot g}{F} \qquad (110)$$

d. h. die Flächenbelastungen verhalten sich wie $q_0 + 1$ (Anfangsmassenverhältnis). Wenn man für die Landungsflächenbelastung einen vernünftigen Wert wählt $p_L = 30$ bis 50 kg/m², so kann die Landung bei kleiner Geschwindigkeit erfolgen; auch kann man wegen der kleinen Geschwindigkeit Hilfsflügel nach Handley-Page und Düsen- bzw. Schlitzflügel anwenden usw.

Der Raketenmotor ist seiner Natur nach ein Vortriebsmittel, um einem Fahr- oder Fluggerät in kurzer Zeit eine Höchstgeschwindigkeit zu erteilen. Bei Fernraketen ist der Raketenmotor also lediglich dazu da, um sie schnell in einen widerstandslosen Raum zu befördern, wozu er als einziges Vortriebsmittel, welches ohne äußeren Stützpunkt arbeiten kann, geeignet ist. Es ist nicht einzusehen, warum man die Rakete für ein Fluggerät mit im wesentlichen aerodynamischen Auftriebe, wie es die Raketenflugzeuge sind, zum Dauerantrieb gebrauchen soll, zudem beim Fluge mit Überschallgeschwindigkeit der Luftwiderstand stark wächst. Weit rationeller ist, das Raketenfluggerät bis zur Schweregleichgeschwindigkeit v_F zu beschleunigen, damit es als Fernrakete im widerstandslosen Raume eine reine Trägheitsbewegung ausführen und ohne Brennstoffverbrauch fliegen könnte. Der Gleitflug und insbesondere die Landung erfolgt infolge der Erleichterung der Fernrakete mit kleiner Endflächenbelastung, also gänzlich ungefährlich. (Für den mathematisch vorgebildeten Leser: die Fernrakete vollführt eine wattlose Bewegung auf einer regulären (Kugel) Potentialfläche.) Darum wird wohl entgegen der Meinung mancher Forscher (teilweise auch H. Oberth) die Fernrakete wirtschaftlicher sein als das Raketenflugzeug. Kurze Rechnungen zeigen, daß sie einen mit der Flugstrecke wachsenden Transportkoeffizienten[1]) hat, was auch elementar begreiflich ist.

[1]) Transportkoeffizient ist das Produkt aus Fluggewicht (Mgo) in kg mal Geschwindigkeit in m/sec dividiert durch Leistung in PS bzw. kgm.

C. Kurze geschichtliche Entwicklung.

1. Wunsch, Phantasie, Legenden, Märchen und Belletristik.

Am Anfang war die Tat. Dies große Wort, welches die Faustische Unzufriedenheit und den Schaffungsdrang des abendländischen Menschen kennzeichnet, ist mehr das Gesetz für den einzelnen, doch nicht für den Kollektiv. Hier mußte erst der Wunsch geboren sein. Schon am ersten Abend des Urmenschen strahlten Sterne, und der unermeßliche Himmelsring der Milchstraße forderte Antwort auf sein Bestehen. Schon an den Abenden und in den Nächten entstanden die großen Worte der Vedas: „Von den Sternen Geborener kehrst du zu den Sternen zurück." Diese Worte wünschte man über der Pforte der Baustätte des ersten Raketenraumschiffes zu sehen.

So ist es kein Wunder, daß die Mythologie aller Völker, aller Länder, aller Zeiten voll ist von Erzählungen über Stern-, Sonnen- und Mondflüge. Die erste bildliche Darstellung eines Himmelsfluges des babylonischen Königs Etan (3200 v. Christi Geburt) auf einem gezähmten Adler fand man in der Bibliothek des Königs Assurbanipal in Ninive. Flüge auf Adlern, beflügelten Rossen und Geistern sind in den Märchenschätzen aller Völker zu finden. So fliegt in der Schachname von Ferdusi der persische Schah Key-Kaussa auf einem Throne mit vier Adlern zum Himmel und schießt da einen Pfeil in die Sonne. Ähnlich sind die Mythen über die Flüge und Pfeilabschießen in den Himmel der arabischen (Flug von Nymrod), der israelitischen und chinesischen (Flug des Kaisers Wou-y 1194 v. Chr. Geburt) Mythen. Diese Mythen und Märchen sind ungemein charakteristisch als Urzellen des Gedankens, ein materielles Etwas in den Weltenraum zu senden. Vom Himmelspfeil der Assyrer bis zur modernen unbemannten Registrierrakete geht ein weiter Weg der technischen Entwicklung — des Menschen Sehnsucht blieb die gleiche. Der Mythos von Dädalos und Ikarus ist allen bekannt, weniger bekannt die alten griechischen, mongolischen, israelitischen, indischen (Reis und Weizen sind vom Mond gefallen), skandinavischen (Sonnengott Baldur), chinesischen (Monddrache) und peruanischen (der zarte bleiche Gott Gwetzagi) Legenden, welche nach Meinung der okkulten und anthroposophischen Lehren schwache dunkle Erinnerungen an eine prähistorische Verbindung der Erde mit anderen Planeten, insbesondere dem viel älteren Monde (die ozeanischen Lemuren) sind. Zu diesem Gedankenkreise zählen auch die Atlantissagen, deren Gründer unirdischer Herkunft waren, und dessen Priester nach dem Untergange des Atlantis (nach Plato um 9564 v. Chr. Geb.) mit Raketen-

schiffen und anderen Wundergeräten nach Amerika (peruanische Legende über die von Westen kommenden hellen Söhne), Afrika und selbst dem Monde und anderen Planeten flogen.

Die Vorgänge von Dädalos und Ikarus sind in der großen indischen Dichtung Ramajana zu finden, wo auch der Himmelsflug des Königs Rama beschrieben wird (etwa 1500 v. Chr. Geb.). Gleiche Flüge beschreibt auch Luzian von Samos im Mennipos (200 v. Chr. Geb.). Von Zeiten des Plutarch bis zu Galileo Galilei und dem Bau erster Fernrohre wurden etwa 100 Erzählungen von Mondreisen veröffentlicht. Das frühere und spätere Mittelalter ist arm an Erzählungen dieser Art. Dafür bringt die Früh-Renaissance eine ganze Hochflut. Bekannt ist das Werk des englischen Phantasten Frencis Godwyn (1562 bis 1632), welcher die Himmelsflüge seines Helden, des Spaniers Pedro Gonsales, auf zahmen Schwänen beschreibt. Weit interessanter für uns ist die Dichtung des Engländer Wilkins. „A discourse, concerning a new world and another planets" (London 1640), welches die historisch erste Erzählung eines Raumfluges auf einer Maschine (Schwingenflugzeug aus Metall) darstellt. Nun erschienen in schneller Folge die „Flüge zum Monde" (1648) und „Komische Geschichten der Staaten und Reiche der Sonne" (1652) des genialen Savigny de Cyrano, genannt Cyrano de Bergerac (1619 bis 1655), dessen Leben und Abenteuer durch Rostand in der gleichnamigen Komödie unsterblich geworden sind. Cyrano beschreibt acht Arten des Fluges zum Monde und vier Arten des Fluges zur Sonne; bedeutsam ist, daß Cyrano die Anwendung von Raketen direkt ausspricht (3. Art des Mondfluges). Das Raketenflugzeug von Cyrano bestand aus einem großen Kasten mit ringsum in fünf wagerechten Reihen zu je sechs angebrachten Raketen, die nacheinander angezündet wurden. Man sieht also in diesem Geräte den dichterisch umgestalteten Urahnen des jetzigen Raumschiffes.

Die weiteren Erzählungen und Romane beschreiben meistens Raumflüge auf typischen Luftfahrzeugen, auf Kugelballons und Luftschiffen (E. Chr. Kindermann: „Eine Geschwinde Reise auf dem Luft-Schiff . . . . usw." 1744, Edgar Allan Poe „Mondflug des Hans Pfool" 1835) und Flugzeugen (A. G. Lakidé „Im Sternenozean", 1892). Allen diesen Erzählungen ist meistens die Unkenntnis der Eigenschaften des Weltenraumes eigen. Der erste wirklich wissenschaftliche Raumfahrtroman ist und bleibt die beberühmte „Reise auf den Mond" des genialen Franzosen Jules Vernes (1865). Er ahnte als erster die technischen Mittel, mit denen man jemals den Bannkreis des Erdschwerenpanzers besiegen wird. Trotzdem der Gedanke eines Geschoßraumschiffes uns wegen der sofortigen tödlichen Wirkung des Andruckes grotesk anmutet, gab Jules Vernes eine prinzipiell richtige Berechnung

der parabolischen Überschweregeschwindigkeit (11 180 m/sec) und wußte viele Eigenschaften des Weltenraumes richtig zu deuten. Nun folgten wissenschaftliche und pseudowissenschaftliche Romane in schneller Folge. Ende der 90er Jahre erschien die Erzählung „Die ersten Menschen auf dem Monde" (1900) des großen englischen Dichters und Propheten H. G. Wells, wobei der Raumflug durch Vernichtung der Schwerkraft zustande kam. Ähnlich war der Roman von Kurt von Laßwitz „Auf zwei Planeten" (1897), in welchem aber das Reaktionsprinzip klar ausgesprochen ist; die Abstoßung von kleinsten Massenteilchen erfolgt elektrisch. Der russische Revolutionär N. A. Morosow beschrieb in seiner Erzählung „An den Grenzen des Unbekannten" (1910) einen Raumflug mit einem Ätherschiff, ähnlich dem Nullpunktsenergieraumschiffentwurf von Fr. v. Hoefft. Der erste Raumfahrtroman, in dem das Raketenprinzip klar und technisch lesbar ausgearbeitet ist, war der 1921 erschienene Roman „Der Stern von Afrika" von Bruno H. Bürgel. Bürgel beschreibt ein beflügeltes Raketenraumschiff der Goddardschen Bauart, welches nach Art eines Maschinengewehres arbeitet (Entladung von Sprengstoffkapseln). Auch der greise russische Altmeister K. E. Ziolkowsky scheute sich nicht in einer Erzählung „Außer der Erde" (1920) eine phantastische Raumfahrt von fünf Gelehrten zu beschreiben. Ziolkowsky gibt hierin eine — wissenschaftlich in jedem Worte richtige — Beschreibung eines Mondrundfluges auf einem Wasserstoff-Sauerstoff-Raketenraumschiff. Alle diese neueren Romane zeigen ihrem ganzen Wesen nach, daß Wissenschaft und Technik sich des Raumfahrtproblems angenommen haben. Dieses sieht man insbesondere an den neuesten Romanen von O. W. Gail „Der Schuß ins All" (1925) und „Der Stern vom Monde", K. v. Laffert „Fanale am Himmel" und R. v. Eichacker „Die Fahrt ins Nichts"; die teilweise unter Mitarbeit von Fachleuten (H. Oberth) entstanden sind. Es ist vorauszusehen, daß mit der jetzt einsetzenden schnellen Entwicklung des Raketen- und Raumfahrtproblems ihre Zahl ins Unermeßliche steigen wird. Und dem ist gut so. Viele wissenschaftlich und technisch einwandfreie Raketenflug- und Raumfahrtsromane für Erwachsene und unsere Jugend können die große Sache nur fördern. Darum sollten die auf diesem Gebiete noch wenigen Fachleute im Interesse der großen Sache mit Rat und Unterstützung nicht scheuen.

2. Wissenschaftliche Arbeiten.

Die ersten Andeutungen einer technischen Beschreibung der Raketen im Abendlande findet man in einer Schrift des Italieners Muratori (1379), auch beschreibt 1405 Conrad Kyeser von Eichstadt die Rakete in ihrer noch heute gebräuchlichen Form. Diese Schrift

und ein altes Rüstbuch der Stadt Frankfurt a. M. geben Beschreibungen von Warmluftdrachen und Drachenballons mit Kyeserschen Raketen. Die ersten Andeutungen der technischen — eigenartigerweise militärischen — Anwendung von Raketen zum Auf- und Vortrieb von Fahr- und Flugzeugen findet man in einer venetianischen Geheimschrift von de Fontana aus dem Jahre 1420. Also auch hier als erste Anwendung ein Urahne des Goddart'schen Lufttorpedos für Sprengstoffe und Giftgase. Im zeitgenössischen Stiche erblickt man Torpedos und Minen in Form von Fischen, Hasen und Tauben, die auf Rädern fahren und in der Luft fliegen.

Von den zwei Begründern der klassischen rationalen Mechanik Galileo Galilei und Isac Newton ahnte schon der erste das Trägheitsgesetz (richtiger Trägheitspostulat). Man kann annehmen, daß er auch über den Rückstoß wußte. Wissenschaftlich formuliert wurde der für die Raketenfahrt und -Fluggeräte fundamentale Satz der Aktion und Reaktion zum ersten Male in den „Prinzipien" von Newton (Prinzipae philosophia naturalis London 1687). Die Stelle lautet im Urtext: Actioni contrariam semper et aequalem esse reactionem; sive corporum duorum actiones in se mutuo semper esse aequales et inportes contrarias dirigi. (Wirkung und Gegenwirkung sind stets einander der Größe nach gleich und (der Richtung) nach entgegengesetzt, oder die Wirkungen zweier Körper aufeinander sind immer gleich und nach entgegengesetzter Seite gerichtet.)

Newton machte in einer Vorlesung den Vorschlag, ein Fahrzeug durch Reaktionswirkung eines Dampfstrahles aus einer „Dampfkugel" (Kugelkessel) zu bewegen. Auch soll er — der Überlieferung nach — in einem Vortrag sich geäußert haben, daß, wenn es dem Menschen jemals gelingen würde, in den luftleeren Weltenraum zu fliegen, dieses nur auf Geräten möglich wäre, die nach dem Prinzipe der Aktion und Reaktionen gebaut sind. Diese Äußerungen von Newton wurden in einem Werke von s'Gravesande (Leiden 1724) ausgearbeitet — insbesondere der Rückstoßdampfkraftwagen.

Von diesem Zeitpunkte an ruhten die wissenschaftlichen Untersuchungen fast gänzlich. Erst das 19. Jahrhundert brachte ein Wiederaufleben der Rakete, welches unmittelbar zu den modernen Forschungen leitet. Die erste Patentschrift auf ein Dampfstrahlraketenflugzeug erhielt im Jahre 1841 der Engländer Charles Golightly, welches auch der erste Entwurf eines mit flüssigen Brennstoffen angetriebenen Raketenfluggerätes war. Ob es zur Ausführung eines Modells jemals kam, ist unbekannt. — Wie jeder Vorläufer erntete Golightly am meisten Hohn und Spott und starb arm und verkannt. Der Fürst der Mathematiker K. Fr. Gauß,

prophezeite der Rakete eine große kommende Bedeutung zu, welche größer sein würde als die der Entdeckung Amerikas. Der große russische Revolutionär und Zarenmörder (Alexander II., † 1882) Fedor Kibaltschitsch, bat, als einzige Gnade vor seiner Hinrichtung seine Pläne eines Raketenfluggerätes zu untersuchen und zu verwirklichen. Dieses wurde tatsächlich noch vor seinem Tode von einem gemischten wissenschaftlich - technisch - militärischen Ausschusse ausgeführt und das Ergebnis in einer geheimen Denkschrift zu Papier gebracht. Nach der großen Revolution 1917

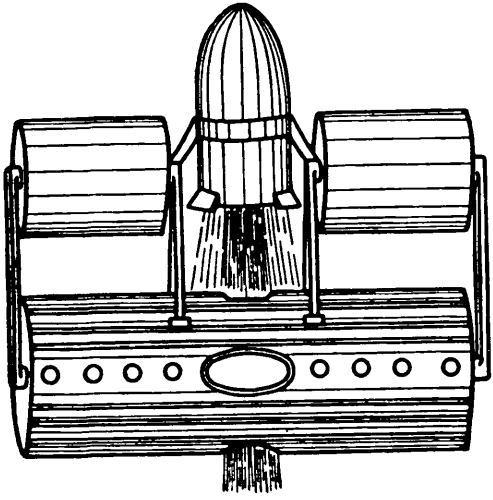


Abb. 39. Raketenraumschiffentwurf von H. Ganswindt.

wurden die Geheimarchive geöffnet und die Denkschrift veröffentlicht. Der Ausschuß kam zu folgendem Ergebnis: prinzipiell sei ein Reaktionsflugzeug durchaus möglich, mit den jetzigen (damaligen 1882) Hilfsmitteln der Technik aber unausführbar, der Reaktionsantrieb sei das gegebene Mittel zur Erreichung größter Geschwindigkeiten und das einzige denkbare Mittel, um jemals von der Erde wegzufliegen. Den ersten Vorschlag, das Raketenprinzip für Raumschiffe anzuwenden, machte in seinen öffentlichen Vorträgen um 1890 der Deutsche Hermann Ganswindt[1]). Das Raketenraumschiff von Ganswindt (Abb. 39), bestand aus zwei Trommeln, in denen die Treibladung in Form von Dynamitpatronen verstaut war. Daraus gelangten sie in die mittlere Verbrennungskammer. Unter dem Triebgerät befand sich eine geschlossene

[1]) Ein genialer Vorläufer, von Neidern und Nörglern bekämpft, der noch das Glück hat, den Sieg seiner Gedanken zu erleben.

tonnenartige Gondel für zwei Fluggäste. Um eine künstliche Schwerkraft im schwerelosen Weltenraume zu erzeugen, sollten die Gondeln rotieren. Um 1891 fing auch der jetzige Vorsitzende der Wiener Gesellschaft für Höhenforschung (Weltraumforschung) Dr. Franz Oksar Leo Edler von Hoefft seine ersten Untersuchungen an. Um 1895 erschien in Petersburg das kleine Heftchen von A. P. Födorof „Ein neues Prinzip der Luftfahrt", welches die

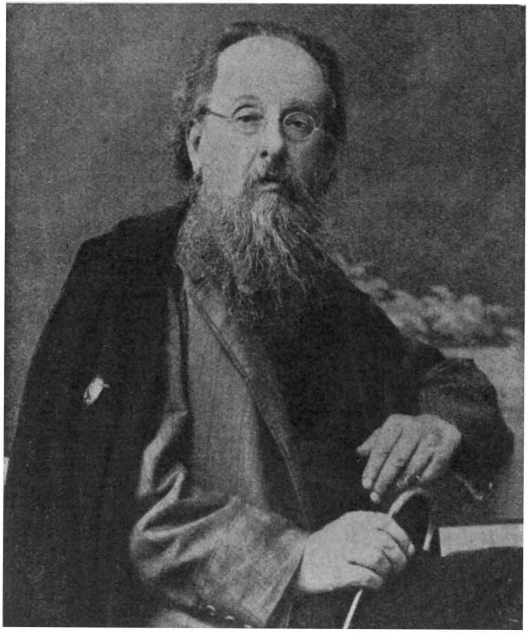


Abb. 40. Professor K. E. Ziolkowsky, der seit 1896 am Raketenproblem arbeitet.

vage Beschreibung eines Reaktionsfluggerätes enthielt. Das kleine Heftchen (½ Druckbogen) enthielt keine technischen Einzelheiten noch Rechnungen. Sein Wert lag mehr darin, daß es den großen russischen Altmeister Konstantin Edouardowitsch Ziolkowsky (Abb. 40) zur Untersuchung des Raketen- und Raumfahrtproblems anregte.

Um 1895 erfolgten die historisch ersten praktischen Versuche des peruanischen Chemie-Ingenieurs Pedro E. Paulet (ausführlich siehe Kapitel D: Erste praktische Versuche). Die ersten wissenschaftlichen Ansätze zur Untersuchung des Raketenraumfahrtproblems gab Ziolkowsky im Jahre 1895. In seinen „Träumen über die Erde und den Himmel" zeigt uns Ziolkowsky, daß man für den

Weltraumflug die Zentrifugalbeschleunigung und die große Geschwindigkeit ausnutzen muß. Erstere gleicht bei einer bestimmten Geschwindigkeit um die Erde (der Schwereglеichgeschwindigkeit von rund 8100 m/sec) die Erdschwerebeschleunigung aus, und die Erzielung großer Endgeschwindigkeit (Überschweregeschwindigkeit oder parabolische Geschwindigkeit von 11 180 m/sec) ist das einzige Mittel, den Erdschwerenpanzer zu überwinden. Also gab hiermit Ziolkowsky schon damals die mechanischen Grundsätze zum Bau der Raketenraumschiffe und Fernraketen. Diesem Heftchen folgte im nächsten Jahre 1896 eine Abhandlung in der Zeitschrift „Natur und Menschen" und 1903 das größere Werk „Eine Rakete in den kosmischen Raum" im 5. Maiheft der Zeitschrift „Wissenschaftliche Rundschau", welches unwesentlich umgearbeitet und vervollständigt 1924 in Kaluga in Buchform mit deutschem Vorworte des jungen russischen Physikers und Freundes von Ziolkowsky A. L. Tschischevsky, erschien. In den Jahren 1905—1907 machte der schwedische Astronom und Physiker Birkeland Versuche mit Raketenraumschiffmodellen mit festen und insbesondere flüssigen Brennstoffen (Alkohol, Wasserstoff und Sauerstoff) im Hochvakuum. Über diese Versuche wurde eigentümlicherweise wenig veröffentlicht.

Auf dem 78. Naturforschertage in Stuttgart 1906 berichtete R. Bauer über „Hagel- und Wetterschießen" mit besonders gebauten Raketenbomben von über 1000 m Steighöhe. Um diese Zeit herum hielten auch der französische Flugzeugbauer Robert Esnault-Pelterie und der bekannte französische Flugmäzen Archdeacon (1905—1907) in Paris Vorträge über das Raketen- und Raumschiffahrtproblem. René Quinton schrieb auch einige Aufsätze zu dieser Frage, und Rodolphe Soreau hielt seinen bekannten Vortrag: „État actuel et l'avenier de l'Aviation" (ist in Buchform vervollständigt veröffentlicht worden), in dem er dem Raketenantrieb die Zukunft prophezeit. In der Zwischenzeit nahm der Deutsch-Balte Baron Ungern die wenig bekannten Ungernschen Raketengeschoßpatente (Geschosse mit Raketenwirkung und Geschosse, welche im Fluge eine Rakete nach vorne ausstoßen), wobei langjährige Versuche ihrer militärischen Anwendung durch Friedrich Krupp-Essen, erfolglos blieben. Um 1907 begann der deutsche Wissenschaftler, Professor Hermann Oberth, seine ersten Untersuchungen und vollendete 1909 seinen ersten Entwurf eines bemannten Raketenraumschiffes. Der Raketenmotor arbeitete mit angefeuchteter Schießbaumwolle nach Art eines Maschinengewehrs; die noch ziemlich unvollkommenen Düsen waren an der Rumpfspitze angeordnet. Die Treibstoffe waren in Kammern mit dünnen feuchten Wänden gelagert, welche nach Entleerung abgeworfen wurden. Die Düsen waren denen der Peltonschen Wasser-

turbinen nachgebildet und hatten wie diese selbsttätige Regulierstifte, welche übermäßigen Andruck verhinderten. Robert Esnault-Pelterie sprach sich 1911 dem Verfasser des seinerzeit bekannten Werkes „Les oiseaux artificielles", François Peyrey, folgendermaßen aus: dem Verbrennungs-Kolbenmotor-Luftschraubenaggregat wird die Verbrennungsturbine mit Luftschraube folgen, zur Erreichung noch größerer Fluggeschwindigkeiten wird man den Reaktions-(Raketen)-Motor mit einem Leistungsgewicht von 50 ja sogar 30 gr/PS anwenden und in großen luftverdünnten Höhen

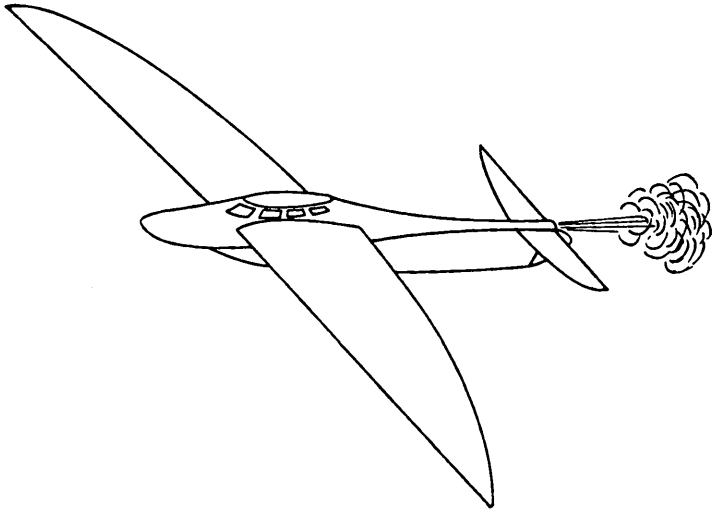


Abb. 41. Raketenflugzeugentwurf von R. Esnault-Pelterie.

Geschwindigkeiten bis 2000 km/st (= 556 m/sec) erreichen. Alles hängt vom Leistungs- und Baugewicht ab, wobei Geschwindigkeiten bis 5—7 km/sec wissenschaftlich nichts Unmögliches darstellen. Damit ahnte auch R. Esnault-Pelterie den Bau von Raketenflugzeugen und Fernraketen voraus. Die Zukunft des Raketenmotors ahnte zu der Zeit auch der große unvergessene Franzose Hauptmann Ferdinand Ferber, welcher im Raketenmotor das Gerät zur Eroberung des Weltalls sah. Nun veröffentlichte Ziolkowsky im 2. Februarheft 1910 der russischen Zeitschrift „Der Luftschiffer" eine allgemeinverständliche Beschreibung des Rückstoßers. Um diese Zeit fing auch der Vertreter der beflügelten Raketenraumschiffe, der Moskauer Ingenieur Friedrich Arturowitsch Zander seine ersten Untersuchungen an. Erst 1911—1912 erschien in der russischen Zeitschrift „Westnik Wooduchoplawania" (Nachrichten der Luftfahrt), Heft 18—20 (1911) und Heft 2—9 (1912)

die klassische Grundlegung des Raketenraumschiffproblems von Ziolkowsky „Erforschung der Weltenräume mittels Raketenraumschiffes“ (1. und 2. Teil, etwa 12 Druckbogen). Hierin gab Ziolkowsky eine vollkommene Theorie des Raketenraumschiffes mit Berücksichtigung des Luftwiderstandes und der Fahrtrouten auf und um die Erde (Fernraketenproblem) und im Weltall. Das große Werk ist mit unsterblichen Worten gekrönt, welche auch dies Büchlein beschließen. Das Raketenflugzeug wurde damals von Ziolkowsky nicht untersucht. Dagegen erschien in der französischen Zeitschrift „Aérophile“ 1911 ein größerer Aufsatz des bekannten französischen Vorläufers des Raketenproblems René Lorin „Le vol d'aujoud'hui — le vol futur“ — Der Flug von heute, der Flug der Zukunft. Das Ganzmetallraketenflugzeug von Lorin hatte einen zylindrischen langen Rumpf mit scharfer Kegelspitze vorne (ein riesiger Bleistift) und war mit relativ kleinen freitragenden Tragflügeln und Leitwerk versehen. Der Fahrgastraum war beweglich und mit einer hydraulischen (Glycerin)-Bremse verbunden; die Landung sollte in großen, kegelförmigen, weichen Sandhügeln erfolgen. Ähnlich sah das von A. Gorochof in seinem Aufsatze „Der mechanische Flug der Zukunft“ in der Zeitschrift der Akaflug der T. H. Petersburg „Wosduschni Pjut“ (Der Luftweg) 2. (Februar)-Heft 1911 beschriebene Reaktionsflugzeug aus (Abb. 42). Als Brennstoff diente Rohöl, welches mit komprimierter Luft vermischt in seitlich angebrachten Verbrennungskammern verbrannt wurde und durch drei von jeder Seite angeordnete Düsen herausströmte. Der Stahlblechrumpf hatte Stromlinienform; die kleinen freitragenden Stahlblechflügel waren über dem Rumpf angeordnet. Fast zur selben Zeit erschien auch in Deutschland ein kleines Werk von Ing. Crassus (Pseudonym für Wilhelm Gaedicke) „Der gefahrlose Menschenflug“, in welchem die Grundgedanken der Raketenfluggeräte entwickelt wurden. Diese Arbeiten lösten in Rußland einen nicht unbedeutenden Presse- und Zeitschriftenfeldzug aus (1911—1913).

Die ersten theoretischen Vorarbeiten an der Princeton University des amerikanischen Professors Robert H. Goddard, wurden schon damals 1912/13 ausgeführt, und zur selben Zeit 1912/13 arbeitete H. Oberth seinen ersten Entwurf eines Wasserstoff-Sauerstoff-Raketenraumschiffes aus. Auch veröffentlichte Ziolkowsky 1914 als dritten Teil und Nachtrag zu seinen „Erforschungen . . .“ eine allgemeinverständliche Einführung in das Raketenraumschiffproblem. R. Esnault-Pelterie hielt 1913 in Paris und Petersburg im ehem. Kaiserlichen Aero-Klub zwei Vorträge über die Möglichkeit des Planetenverkehrs[1]). Wegen mangelhafter Vorbereitung war

[1]) Denen der Verfasser beiwohnte.

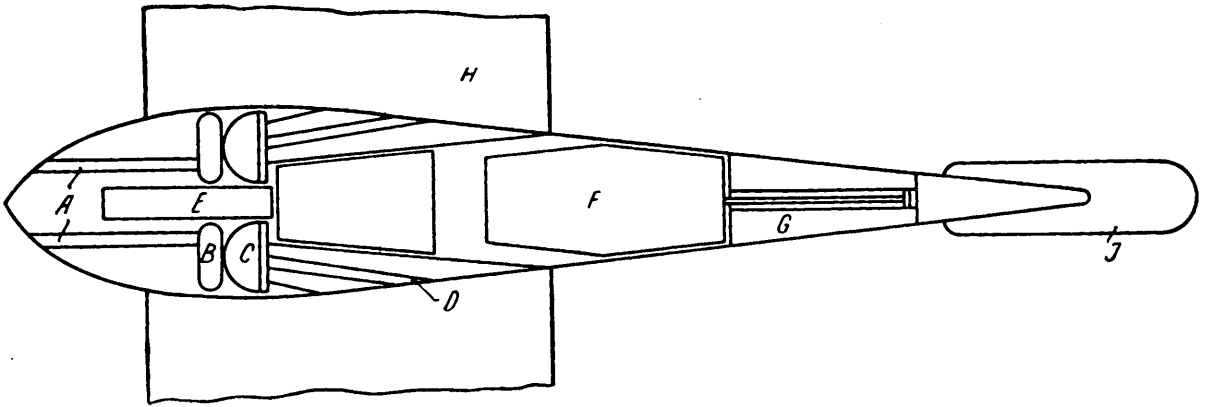


Abb. 42. Raketenflugzeugentwurf von A. Gorochof.
A. Ansaugrohre für die Luft. B. Kreiselverdichter. C. Verbrennungskammern. D. Düsen. E. Motor. F. Führer- und Fluggastraum. G. Kompressor zur Dämpfung der Bewegung. H. Tragflügel. J. Steuer.

der Petersburger Vortrag sehr fehlerhaft, worauf Ziolkowsky in der Aussprache hinwies. Etwa ein Jahr später (1914) fing auch der deutsche Dr. Ing. Walter Homann-Essen seine ersten Untersuchungen zum Raketenproblem an.

Es kam der Weltkrieg, und eine gewisse Stagnation der rein wissenschaftlichen Forschung. Was Wunder, daß man die Rakete auch zu militärischen Zwecken zu verwenden suchte. In diesem Sinne wurden auch die ersten Versuche von Goddard aufgefaßt (siehe Kapitel D: Erste praktische Versuche). Das Manuskript des theoretischen Teiles der großen Untersuchung von Goddard konnte schon 1916 dem Smithsonian Institution vorgelegt werden. Mitten im Weltkriege hielt im engeren Kreise der Astronom der alten berühmten Sternwarte Poulkowo (bei Petersburg), Prof. Grigorii Tichof, im Oktober 1916 einen zusammenfassenden Bericht über das Raketenraumschiffproblem[1]). Dabei betonte der Vortragende, daß das Raketenprinzip wohl bis jetzt der einzige gangbare Weg zur erfolgreichen Lösung des Weltraumfahrtproblems sei, bis die Forschungsarbeiten über einen die Schwerkraft vernichtenden Stoff zum Abschluß gekommen seien — die Schwerkraft würde früher oder später wahrscheinlich elektrisch vernichtet werden können. Diese Arbeiten fußen auf den Untersuchungen von K. A. und V. A. Bjerkness (Vater und Sohn), A. Korn und Barecelli und man sei auf die Spuren der Möglichkeit der Beeinflussung der Schwerkraft gekommen. Einen ähnlichen Vortrag hielt etwas später auch der Petersburger Ingenieur und Freund von Ziolkowsky, Jakow Modestowitsch Perelman, in welchem er die Gedankengänge Ziolkowskys entwickelte[1]). Zu Ende des Weltkrieges (1918) arbeitete H. Oberth den Entwurf seines ersten Raketenraumschiffmodells nach dem Stufenprinzip aus, wobei die untere Rakete mit Alkohol, die obere mit Wasserstoff und Sauerstoff arbeiten sollten. Nachkriegs- und Revolutionswirren hemmten in Deutschland, Österreich und insbesondere Rußland die Arbeit stark.

Endlich erschien Mitte 1919 die große Untersuchung von Goddard „A method of reaching extreme altitudes" (Eine Methode zur Erreichung größter Höhen), welches die theoretischen, und was noch wichtiger war, die Versuchsergebnisse zusammenfaßte. Mit dieser Arbeit fängt der Abschnitt der schnellen modernen Entwicklung des Raketen- und Raumschiffahrtproblems an. Die Ereignisse überstürzen sich förmlich. Am 14. März 1920 hielt der Verfasser in der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt einen Vortrag, in welchem er auch auf das Raketenraumschiffproblem und die Arbeiten von Ziolkowsky zu sprechen kam, wobei Prof. H. Reißner bemerkte, daß er ähnliche Fragen in einem

[1]) Denen der Verfasser beiwohnte.

Kolloquium vortragen ließ. Zwischen 1920 bis 1921 erfolgte die Niederschrift der großen Abhandlung von Oberth „Die Rakete zu den Planetenräumen", welche 1924 in Erstauflage, 1925 in Zweitauflage und jetzt 1928 demnächst in dritter umgearbeiteter und vervollständigter Auflage erscheint. 1924 erschien das allgemeinverständliche Werk von Max Valier „Der Vorstoß in den Weltenraum", welches demnächst als „Raketenfahrt" betitelt in 5. Auflage erscheinen wird. Ein Jahr später veröffentlicht Ziolkowsky eine Neubearbeitung der „Rakete in den kosmischen Raum", und 1925 erschien das Werk von Walter Hohmann „Erreichbarkeit der Himmelskörper". Mitte April 1924 erfolgte an der Militärischen Luftakademie in Moskau die Gründung der russischen Zentralorganisation zur Untersuchung des Raketenproblems mit dem Leiter des Zentralen Aero-Hydrodynamischen Institutes (Z. A. H. I.) Moskau Prof. W. P. Wetschinkin als Obmann durch den Ausschuß für Planetenverkehr der M. L. Dem Ausschusse gehören führende russische Wissenschaftler an, wie: Prof. M. J. Lapirof - Skoblo, Prof. K. E. Ziolkowsky, Prof. Tschigitar Zagut, Prof. N. A. Rynin, Prof. D. N. Seyliger, Dipl.-Ing. F. A. Zander, Dipl.-Ing. A. Gorochof, Dipl.-Ing. A. A. Kotelnikof, Dr. A. L. Tschischevsky u. a. Ziele des Ausschusses sind: Förderung und Zusammenschluß der in- und ausländischen Arbeiten, Information, selbständige Arbeit und weitestgehende Propaganda; untersucht wird auch die militärische Anwendung der Rakete. Es wurde ein Entwurfswettbewerb veranstaltet für einen Fernraketenmodellentwurf mit 100 km Flugbereich. Gleichzeitig erfolgte in Moskau die Gründung einer mehr zivilen „Gesellschaft für Planetenverkehr".

Auf der Tagung der Naturwissenschaftler in Innsbruck im Herbst 1924 hielten H. Oberth und Dr. Franz von Hoefft Vorträge über Raketenfluggeräte. Wie erinnerlich, erfolgte auch um diese Zeit der Streit zwischen Prof. Dr. Riem, Berlin-Steglitz, und Geh.-Rat Prof. Spies, Berlin, über die Möglichkeit der Wirksamkeit einer Rakete im luftleeren Weltenraume, was ersterer bezweifelte. Dr. Franz v. Hoefft veröffentlichte seine erste Abhandlung über Fernraketen und Raketenraumschiffe im 5. (Mai-) Heft 1926 der Wiener Zeitschrift „Flugzeug und Yacht". Im Oktober 1926 erfolgte endlich durch Dr. Franz v. Hoefft die Gründung der „Wissenschaftlichen Gesellschaft für Höhenforschung" bzw. Weltraumforschung in Wien. Vorsitzender ist Dr. Franz v. Hoefft, Sekretär Dipl.-Ing. Guido von Pirquet. Das Programm für die systematischen Arbeiten dieser Gesellschaft wurde von Dr. Franz v. Hoefft schon bei der Gründung vorgeschlagen: 1. Untersuchung des Rückstoßers (Verbrennungskammern, Düsen) u. a., was seit November 1927 im Gange ist, 2. Untersuchung der Pump- und

Mischvorrichtungen, 3. Bau und Untersuchung von Registrierraketen mit Steighöhen bis 100 km, 4. Bau und Untersuchung von Fernraketen mit selbstschreibenden und photographischen Apparaten zur Überfliegung unbekannter Gebiete: Polraketen, 5. Bau und Untersuchung erster bemannter Fernraketen und Raketenraumschiffe und Aufstieg der Blitzlichtmondrakete. Der Gedanke, eine solche mit Blitzlicht geladene Rakete auf einem verdunkelten Teil des Mondes zerschellen zu lassen und von der Erde zu beobachten, wurde von Goddard mehrfach 1924 und 1926 ausgesprochen. Daß Goddard seit 1919 weiter arbeitet und schweigt, bestätigt die allgemeine Vermutung der Fachkreise, daß die Untersuchungen von Goddard und seine weiteren experimentellen Arbeiten im engsten Zusammenhange stehen mit dem amerikanischen Wehrministerium. In demselben Oktober 1926 veröffentlichte Ziolkowsky die große Neubearbeitung seiner „Erforschung . . .", welche vom Verfasser in extenso mit Bemerkungen versehen, verdeutscht, aber noch nicht veröffentlicht ist. Und zuletzt zu diesem Zeitpunkte fingen auch die Arbeiten des jungen deutschen Wissenschaftlers cand. math. et astro Robert W. E. Lademann-Berlin an, welcher ebenfalls die Untersuchungen von Ziolkowsky und Goddard in extenso verdeutscht hat.

Währenddessen hielt M. Valier in fast allen Städten und Gauen Deutschlands allgemeinverständliche Propagandavorträge über das Raketen- und Raumschiffproblem. So erfolgte am 29. April 1927 vor den Mitgliedern der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt und des Aeroklubs von Deutschland ein Vortrag von M. Valier, welchem eine fast zweistündige angeregte Aussprache folgte[1]). Im Sommer 1927 veröffentlichte Geheimrat Prof. H. Lorenz, Danzig, seine Untersuchung „Die Möglichkeit der Weltraumfahrt", welche, trotzdem sie selbst bei weitem nicht fehlerfrei ist, die Rechnungen sämtlicher anders denkender Forscher beanstandet. Die Erwiderungen von H. Oberth, W. Hohmann, R. W. E. Lademann und des Verfassers wurden „wegen Platzmangels" von der betreffenden Zeitschrift nicht veröffentlicht und sind daher an anderer Stelle publiziert worden.

Und zuletzt rührte man sich auch in Deutschland. Am 5. Juli 1927 wurde in Breslau der Verein für Raumschiffahrt mit dem monatlich erscheinenden Vereinsorgan „Die Rakete" gegründet. Die ersten Nummern der Zeitschrift waren dem Ernst der Arbeit durchaus nicht angepaßt; inzwischen hat sich die Zeitschrift in jeder Hinsicht bedeutend gebessert. Sie veröffentlichte unlängst die Erwiderungen auf die Untersuchung von H. Lorenz-Danzig.

[1]) Der Vortrag war reichlich phantastisch gehalten.

Die von R. H. Goddard nicht vollständig gelöste Frage der kleinsten Treibstoffmasse zur Hebung einer bestimmten Leermasse der Rakete auf eine bestimmte Höhe wurde von dem deutschen Wissenschaftler Dr. Georg Hamel, Prof. der T. H., Berlin-Charlottenburg, gelöst und auf der im Herbst 1927 stattgefundenen Versammlung der „Gesellschaft für angewandte Mathematik und Mechanik" in Kissingen vorgetragen und später in der Zeitschrift der Gesellschaft veröffentlicht. Im Herbst 1927 veröffentlichte auch Ziolkowsky seinen „Arbeitsplan für erste praktische Versuche mit Raketenraumschiffmodellen", welcher vom Verfasser ebenso in extenso verdeutscht ist. Auch treten zu dieser Zeit H. Oberth, W. Hohmann und Fr. v. Hoefft dem Breslauer Verein als Vorstandsmitglieder bei.

Anfang 1928 fingen an verschiedenen Stellen erste praktische Versuche in größerem Maßstabe an (siehe Kapitel D: Erste praktische Versuche). Der Russe Prof. Dipl.-Ing. Nicolai Alekseewitsch Rynin veröffentlichte unlängst den ersten Band seines 12bändigen enzyklopädischen Sammelwerkes „Weltraumverkehr". Dieses Werk bringt eine sehr eingehende ausführliche Darstellung der Entwicklung des Raumfahrtgedankens und Raketenproblems von frühester Vergangenheit bis zu den neuesten Ergebnissen.

Am 22. Mai hielt der Verfasser auf Anregung des Direktors des Meteorologischen Institutes Berlin, Professor Dr. Heinrich v. Fickers, vor einem engeren Kreise von Wissenschaftlern einen Vortrag dortselbst: „Die Rakete zur Höhenforschung". Bezeichnend für das große Interesse am Problem ist, daß neustens Prof. H. Lorenz-Danzig auf der 18. O. M. V. der „Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt" in Danzig am 2. Juni 1928 einen Vortrag über „Die Möglichkeit der Weltraumfahrt und des Raketenfluges in der Stratosphäre" hielt, zu welchem auch H. Oberth fuhr, um an der Diskussion teilnehmen zu können.

D. Erste praktische Versuche.

Die historisch ersten wissenschaftlichen Versuche mit Raketenmotoren, und zwar gleich mit flüssigen Brennstoffen, wurden schon 1895 bis 1897 vom peruanischen Chemie-Ingenieur Pedro E. Paulet ausgeführt. Eigentümlicherweise berichtet Paulet erst ganz unlängst in der Nummer vom 7. Oktober 1927 der in Lima erscheinenden Zeitung „El Commercio" (spanisch), also mit 32 Jahren Verspätung, über seine Arbeiten. Der Bericht lautet in seinen wesentlichsten Teilen etwa folgendermaßen: „Ich machte meine entscheidenden Versuche mit Panklastiten, welche der Erfinder des Melenits, Turpin, eben herausbrachte. Als Baustoff be-

nutzte ich den damals neuen Vanadiumstahl. Die innen konisch geformte Rakete hatte 10 cm Höhe und einen Mündungsdurchmesser von 10 cm (also Düsenöffnungswinkel 52°). Die Brennstoffe: Stickstoffperoxyd und Benzin wurden in den im oberen Teil der Rakete befindlichen Verbrennungsraum durch entgegengesetzte Leitungen mit einfachen Schnappventilen zugeleitet. Die Zündung erfolgte elektrisch durch eine in halber Höhe der Rakete angeordnete Zündfunkenstrecke, ähnlich der Zündkerze der heutigen schnellaufenden Verbrennungsmotore. Bei den ersten Versuchen wurde die Rakete mit langen biegsamen Rohren versehen, welche als Außenringe ausgebildet die Zuleitungsrohre verbanden. Die Rakete wurde an zwei senkrechten Drähten gleitend aufgehängt und die Hubkraft mittels Dynamometers bemessen. Die Versuche waren sehr befriedigend. Die Rakete wog 2,5 kg und gab bei 300 Explosionen in der Minute eine Hubkraft von etwa 90 kg. Die Versuche zeigten, daß die Rakete eine Stunde lang, ohne nennenswerte Deformationen zu erleiden, arbeiten konnte. Wegen der Gefährlichkeit der Versuche mit starken Treibstoffen und aus anderen persönlichen Gründen wurden die Versuche 1897 eingestellt."

So weit der Bericht von Ing. Paulet. Er zeigt, daß man schon mit den damaligen unvollkommenen Treib- und Baustoffen Raketenmotore mit flüssigen Brennstoffen betreiben konnte. Dieses sei nebenbei Nörglern und Skeptikern hiermit gesagt. Es vergingen 20 Jahre, bis der amerikanische Professor Robert H. Goddard 1915 seine ersten Versuche im Laboratorium des Clark College in Worcester Massachusett (Abb. 43) ausführte. Wie schon im Kapitel C erwähnt, fing Goddard seine ersten theoretischen Vorarbeiten 1912/13 an der Princeton University an. Goddard machte seine Versuche nur mit festen Sprengstoffen, und zwar mit rauchlosem Nitrozellulosepulver. Die Wärmetönungen und gemessene (wirkliche) Ausstromgeschwindigkeiten c sind in folgender Zahlentafel angegeben:

Zahlentafel.

Pulvermarken	Wärmetönung W in cal/gr	Ausstromgeschwindigkeit c in m/sec
Einfaches Pulver aus der Coston Schipsrakete . . .	545	1600
Pistolenpulver Nr. 3 der Dupont Powder Co.	972.5	2290
Rauchloses Pulver „Infallible" der Hercules Powder Co.	1238,5	2434

Baustoffe der Goddardschen Raketenmotoren (Abb. 44) waren bei den ersten Ausführungen weicher Stahl, später Nickel- (Ni) und

Abb. 43. Professor R. H. Goddard
an dem Massachuset-Institut of Technology, Clark College Worcester, einer der ältesten Vorkämpfer am Raketenproblem.

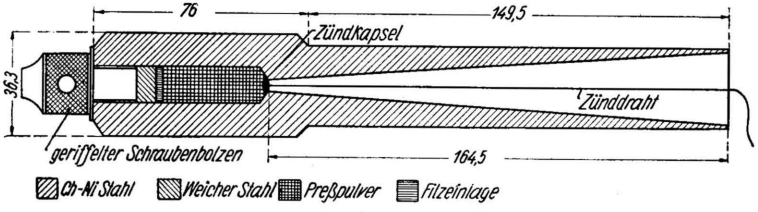


Abb. 44. Raketenmotor von Goddard.

Chrom-Nickel-(CrNi)Stahl. Die Raketenmotoren waren aus massivem Material angefertigt und die Düsen sorgfältig geglättet und poliert. Der äußere Durchmesser der Verbrennungskammer war 36,6 mm, der lichte Durchmesser 12,8 mm, der Düsenöffnungs-

winkel betrug 8°. (Da Abb. 44 maßstabsgetreu ist, lassen sich alle anderen Abmessungen danach leicht bestimmen.) Goddard führte seine Versuche mit zwei verschiedenen Düsenlängen aus, die größere (164,5 mm) ist in Abb. 44 zu ersehen. Bei den Versuchen war die Treibstoffmasse M_a nur ein sehr kleiner Teil der Raketenleermasse. Goddard behauptet dabei, daß er den Raketenmotor bedeutend leichter bauen könnte, so daß sogar bei den Versuchsraketenmotoren der Treibstoffanteil 47,5 bis 81,65 v. H. der vollen Raketenmotormasse sein könnte. Goddard definierte als „Wirkungsgrad" (Efficiency) des Raketenmotors folgenden Ausdruck:

$$\varepsilon = \frac{\text{Kinetische Energie des ausströmenden Gases}}{\text{Wärmeenergie}} = \frac{\frac{1}{2} m c^2}{\frac{1}{2} m c_{th}^2} = \left(\frac{c}{c_{th}}\right)^2 \quad (111)$$

welcher Ausdruck also dem üblichen thermischen Wirkungsgrad der Düse ($c : c_h$) analog ist. Der also definierte Wirkungsgrad von einfachen Raketen ist etwa 1,5 v. H., der der Coston'schen Schiffsraketen rund 2,21 v. H. Dagegen konnte Goddard bei seinen Versuchen Ausströmgeschwindigkeiten von $c = 1585$ bis 2434 m/sec und Wirkungsgrade zwischen 30,12 bis 64,53 v. H. (Höchstwert) erreichen. Goddard errechnet auch leicht, daß beim Wachsen des Verhältnisses des Inhaltes der Verbrennungskammer zur Düse der Wirkungsgrad sich vergrößern wird. Dieses ist ohne weiteres einleuchtend, da z. B. bei Vergrößerung um zweimal sich die Reibungsfläche der Düse um viermal vergrößert, die Triebstoffmenge, also auch die verfügbare Energiemenge, sich dagegen um achtmal vergrößert. Zur möglichst vollständigen Verbrennung muß die Düse genügend lang sein, und tatsächlich erreichte Goddard bei seinen letzten Versuchen eine fast vollständige Verbrennung, so daß man den Auspuffstrahl kaum sehen und photographieren konnte (private Mitteilung). Die Messungen erfolgten mittels eines einfachen ballistischen Pendels. Viele Versuche wurden auch im Vakuum ausgeführt und bestätigten die theoretische Erwartung, daß die Ausströmgeschwindigkeit bei abnehmendem Luftdruck steigt und im luftleeren Raume ihren Höchstwert erreicht. Große Raketen sollten nach dem Stufenprinzip erbaut werden; die Konstruktion der Raketen ist durch folgende amerikanische Patente geschützt: U. S. Letters Patent Nr. 1 102 653 (Stufenrakete), 1 103 503, 1 191 299 und 1 194 496. Goddard hat kein bestimmtes Gerät vorgeschlagen und regt nur das Maschinengewehrprinzip an, wobei Preßpulverzylinder in rascher Folge in den Verbrennungsraum geladen und abgefeuert werden. Wie man aus einer kleinen An-

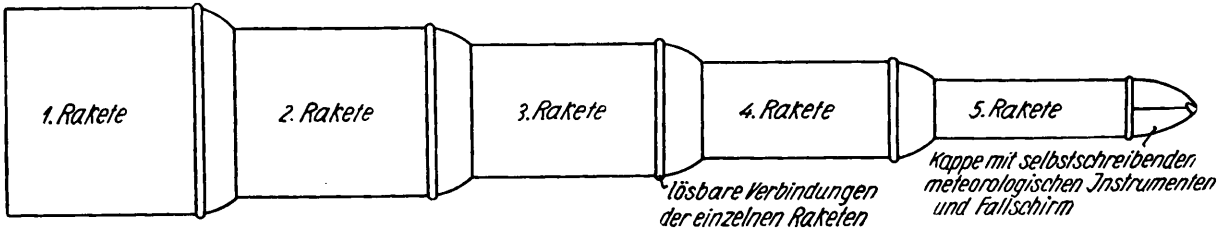


Abb. 45. Stufenrakete von Goddard.

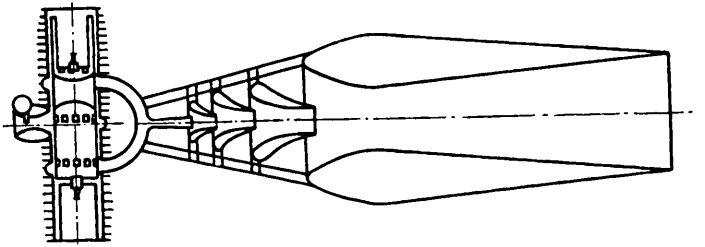


Abb. 46. Düsen-Raketenmotor von Melot.

merkung (Seite 67 des Originalwerkes) ersieht, dachte Goddard selbst an Wasserstoff und Sauerstoff, bemerkte aber, daß dieses den Gebrauch der Rakete erschweren würde. Seit 1919 hat Goddard nichts weiter veröffentlicht — seine Verbindung mit dem amerikanischen Wehrministerium ist ein öffentliches Geheimnis. Vor 4 Jahren (1924) konnte Goddard eine Versuchsrakete (wahrscheinlich der „Maschinengewehrbauart") auf etwa 100 km Höhe steigen lassen. Gerüchtweise (und mit ziemlicher Sicherheit) ist bekannt, daß Goddard an seinem Raketentorpedo arbeitet. Dieses Gerät ist allem Anschein nach eine unbemannte Uhrwerk- bzw. ferngelenkte, unbeflügelte Fernrakete, welche größere Mengen Sprengstoffe und Giftgase über große Entfernungen mit riesiger Geschwindigkeit befördern kann. Also eine ziemlich ernst zu nehmende Kriegswaffe. Im Frühjahr 1918 erfolgte im „Conservatoire des Arts et Métiers" in Paris die ersten Untersuchungen des Düsenantriebgerätes (Propulseur Trompe) von H. F. Melot (Abb. 46). Das Gerät besteht aus einer Verbrennungskammer, einer Ausströmdüse und einer vierfachen zusammengesetzten Venturidüse. Die Verbrennungskammer besteht aus einem Doppelzylinder, in welchem sich ohne Pleuelstangen und Kurbelwelle ein Kolben mit konkaven Böden bewegt. In den Zylinderböden sind Zündkerzen eingesetzt. Die Verbrennungskammer arbeitet im Zweitakt. Der Brennstoff gelangt in den Vergaser, von welchem das Gemisch durch die mittlere Schlitzreihe in den Verbrennungsraum angesaugt wird; die Auspuffgase treten durch die äußeren Schlitzreihen zu der Auspuffdüse. Die Zündkerzenzündung erfolgt nur beim Anlassen. Da das Gemisch bis zur Zündung komprimiert wird, arbeitet die Verbrennungskammer weiter ohne Zündung. Das Gerät leistete bei einer Eigengeschwindigkeit von 50 m/sec eine Zugkraft von 45 kg, also rund 30 PS. Der thermische Wirkungsgrad (W_{th}) könnte natürlich weit höher als bei den besten Flugmotoren sein, war allerdings wegen der vorläufig unerprobten Formgebung der Düsen und des mangelhaften Zusammenbaues nur 20 v. H. Bei der ersten Versuchsausführung war kein Eigenverdichter eingebaut, weshalb man Preßluft nehmen mußte. Es hieß, daß das Problem des Eigenverdichters schon einwandfrei gelöst wäre; das etwas schwierige Anlassen könnte durch Mitnehmen eines kleinen Preßluftbehälters erleichtert werden. Der Einbau in ein Flugzeug wäre ohne wesentliche Änderung des Zellenaufbaues auszuführen. Melot entwarf schon damals einen 250 PS Düsenantrieb für Flugzeuge, bei welchem zwei Einzeldüsensysteme mit Venturi-Düsenverstärkern und mit den Verbrennungskammern zu beiden Seiten des Flugzeugrumpfes mit je einem Eigenverdichter angebracht waren. Die Eigenverdichter verwendeten den Flugwind zur Vorverdichtung.

Seit der Zeit hört man wenig von Melot. Es hieß auch in diesem Falle, daß das französische Wehrministerium sich der Sache bemächtigt habe — also auch hier militärische Anwendung. Der Melot'sche Rückstoßer ist mit seinen Venturi-Sonderdüsen zum Ansaugen der Luft und Vergrößerung der Stützmasse ein typischer Raketenmotor für Luftfahrzeuge (Raketenflugzeuge und gegebenenfalls Fernraketen, vielleicht für Polraketen wegen größerer

Abb. 47. Professor H. Oberth,
Theoretiker des Raumfahrtproblems und Konstrukteur von Raketenfluggeräten.

Dichte der kalten Luftmassen). Ein Raketenflug aber in dichteren Luftschichten ist natürlich nicht gerade sehr wirtschaftlich, dazu ist die Stratosphäre geschaffen.

Die ersten Vorversuche führte Hermann Oberth noch 1924 aus, da sie aber nicht auf den ersten Anhieb ganz einwandfrei gelangen, wollten die wahrhaft fortschrittlichen Geldgeber die Sache nicht gleich weiter finanzieren, und Oberth mußte seine Lehrtätigkeit in Siebenbürgen (Mediasch-Medias, Rumänien) wieder aufnehmen. Jedenfalls ist es Oberth gelungen, einen mit flüssigen Brennstoffen arbeitenden Raketenmotor zu bauen mit Ausströmgeschwindigkeiten bei einem Benzinluftgemisch von $c = 1700$ m/sec und bei Wasserstoff und Sauerstoff $c = 3700$ m/sec. 1923 bis 1925 machte der englische Hauptmann J. Roberts mit dem britischen Luftfahrtministerium Rechnungen und Versuche über Raketenflugzeuge mit Pulverraketenmotoren für Fluggeschwindigkeiten

bis 1600 km/st (= 445 m/sec). Die deutschen Untersuchungen stellten jedenfalls die Möglichkeit des Baues flüssigkeitsbetriebener Raketenfluggeräte außer jeden Zweifel.

Im Sommer 1927 erfolgten im Rahmen der Arbeiten des „National Advisory Committee for Aeronautics" der Ver. Staaten Amerikas im Aerodynamischen Laboratorium des Langley-Versuchsfeldes (Langley Memorial. Aeronautical Laboratory) Untersuchungen eines Melot'schen Rückstoßers mit Venturi-Ringdüsen. (Die Untersuchung wird demnächst in Form eines Reports veröffentlicht und ins Deutsche übersetzt werden.) Etwas später (Nov. 1927) begannen die ersten praktischen Arbeiten der „Wissenschaftlichen Gesellschaft für Höhenforschung" in Wien; untersucht wurden zuerst der Rückstoßer selbst, also Verbrennungskammern und Düsen — ihre Größe, Form und Anordnung.

Während dieser Zeit fing auch der Breslauer Verein für Raumschiffahrt seine ersten Versuche mit Raketenflugzeugmodellen an. Am 23. November 1927 erfolgten in Heidelwilzen bei Obernigk die ersten Versuche mit einem kleinen Raketendoppeldecker. Das Fluggewicht des Modells betrug rund 200 g. Die zum Antrieb genommene einfache Feuerwerksrakete wurde vorne unter den Tragflügeln befestigt. Der Abflug erfolgte von einer auf 20° aufwärts gerichteten Startbahn. Nach einigen Änderungen der Lage der Rakete konnten schöne Flüge erzielt werden. Der Aufstieg mit Antrieb dauerte etwa 10 Sekunden. Dann ging das Modell im Gleitflug nieder. Mittlerweile erfolgten im Maschinenbaulaboratorium der T. H. Breslau Untersuchungen von Pulverrückstoßern und Aufnahme von Rückstoß-Schaubildern (Abb. 48). Die wirkliche Ausströmgeschwindigkeit war c = 453 m/sec. Inzwischen wurden auch Versuche mit kleineren Modellen mit verschiedenen Flügelschnitten und Flügelumrißformen getätigt, um die zweckmäßigste Flugzeugbauart (Normal-, Enten- und schwanzlose Bauart) und den günstigsten Flügelschnitt zu ermitteln. Um keinerlei Teile in den Raketenstrahl zu erhalten, entschloß man sich für die schwanzlose Bauart und kopierte das Modell Nr. 4 des Forschungsinstitutes der Rhön-Rossiten-Gesellschaft (Bauart A. Lippisch). Das leitwerklose, formstabile, freitragende Raketenmodell (Abb. 49) hat eine Spannweite von 1,5 m, einen Flügelschnitt Göttingen 410 (Abb. 50): symmetrisch, druckpunktfest und eine Pfeilstellung von 24°. Die Tragflügelfläche ist 0,885 m², das Gewicht 5,3 kg und Flächenbelastung 6 kg/m². Der zweiholmige Flügel ist weit nach hinten mit 3 mm Sperrholz beplankt (Sperrholznase). Die Höhen- und Quersteuerung erfolgt durch gleichsinniges oder entgegengesetztes Legen der Querruder. Seitensteuerung erfolgt teilweise durch Querruder und Flügelendruder, welche an den länglichen Flügelendscheiben über der Saugseite (Oberseite) des Trag-

flügels angebracht sind. Dieses Modell hat auf dem Breslauer Flugplatz mehrere gelungene Flüge ausgeführt, wobei es von einer

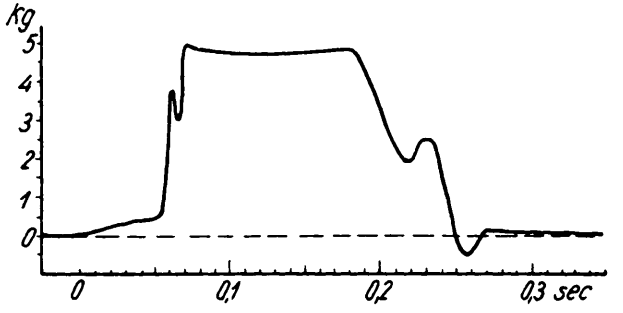


Abb. 48. Rückstoßerschaubild.
Aufgenommen im maschinentechnischen Laboratorium der Technischen Hochschule Breslau.

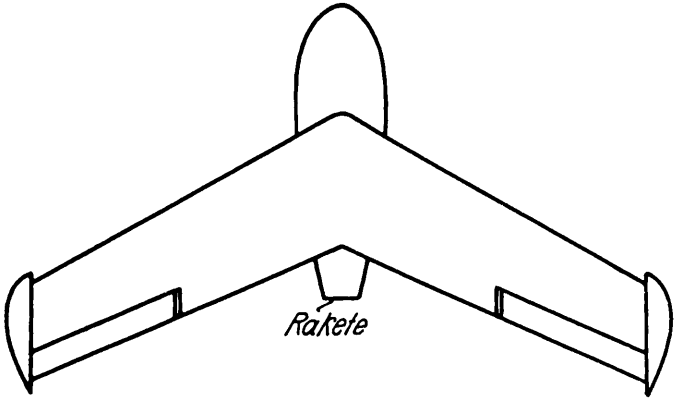


Abb. 49. Breslauer schwanzloses Raketenflugmodell.

Abb. 50. Flügelschnitt Göttingen 410.

geneigten Startbahn abflog und nach Verbrauch des Brennstoffes im Gleitfluge landete. Im Anschluß an diese Versuche ist auch der

Vorschlag gemacht worden, Segelflugzeuge statt des üblichen Gummiseilstartes mit Raketen auszurüsten und diese Raketenstartmethode auch für schwere Land- und insbesondere Wasserflugzeuge anzuwenden.

Während solches in Breslau geschah, gelang es M. Valier Mitte 1927, den Juniorchef der großen Automobilwerke Adam Opel — Fritz von Opel — für das Raketenproblem zu interessieren, und schlug ihm als ersten Schritt den Bau eines mit Pulverraketen versehenen Rückstoßkraftwagens vor. Als Raketenfachmann wurde der Inhaber der Feuerwerkskörperfabrik Cordes in Wesermünde und Konstrukteur der 40 Sekunden lang brennenden Dauerbrandrakete, Ing. Friedrich Sander, gewonnen. So wurde der erste Raketenwagen „Opel-Sander-Rakwagen 1" erbaut. Der erste Wagen erhielt eine im Heck hinter dem Führersitz eingebaute Pulverraketenbatterie aus 12 Raketen (4 wagerechte Reihen zu je 3). Die Zündung erfolgte mittels Klaviatur elektrisch. Am Vormittag, dem 11. April 1927, erfolgte unter Kurth C. Volkhart auf der Opel-Renn- und Versuchsbahn in Rüsselsheim bei Mannheim die erste Versuchsfahrt. Der Wagen konnte in 8 Sekunden auf eine Geschwindigkeit von 100 km/st (= 27,8 m/sec) beschleunigt werden; theoretisch konnte der Wagen eine Geschwindigkeit bis 400 km/st (= 111 m/sec) erreichen. Es ist klar, daß man auch auf der besten Landstraße nicht mit solchen und noch höheren Geschwindigkeiten fahren kann. Um relativ gefahrlos noch schneller fahren zu können, muß sich der Wagen auf Schienen bewegen, d. h. gleisgebunden sein. Daher haben sich die Opelwerke mit der Reichsbahnverwaltung in Verbindung gesetzt, welche ihnen zu Versuchszwecken eine mehrere Kilometer lange Gleisbahn (gerüchtweise in der Lüneburger Heide) zur Verfügung stellen soll. Dabei will man den Weltgeschwindigkeitsrekord von 512 km/st von De Bernardi für Flugzeuge mit einem Landfahrzeug schlagen.

Inzwischen erfolgten am Tegernsee Probeflüge kleinerer Pulverraketenmodelle, welche die Höhe von 10 km erreichten bei einer Geschwindigkeit von 800 km/st (= 211 m/sec). Zur Zeit baut man eine Registrierrakete zum Aufstieg bis 150 km Höhe. Am 29. April hatte der Chefpilot der Raab-Katzenstein-Flugzeugwerke in Cassel, Antonius Raab, eine Konferenz mit Fritz von Opel und entschloß sich, den Raketenantrieb auch an einem Flugzeuge zu untersuchen. Zum Versuchsobjekt wurde das neue Sportflugzeug der R. K.-Werke, der Kleindoppeldecker „Grasmücke" genommen. Das sonst normale Flugzeug soll folgendermaßen umgebaut werden: Das normale Flugzeug soll in eine Ente verwandelt werden und anstelle des Motors eine Raketenbatterie erhalten (Abb. 51). Nach Vorschlägen von A. Raab und des Konstrukteurs Hall soll das Flug-

zeug wegen der auftretenden starken Beschleunigung wesentlich versteift werden. Die Versuche sollten Ende Juni auf dem Flugplatze Staaken bei Berlin stattfinden. Bisher ist aber vom Projekt nichts weiter verlautet.

Mitte Mai erzielte man in den Opel-Werken einen großen Fortschritt, und zwar wurden die ersten erfolgreichen Versuche mit Rückstoßern mit flüssigen Brennstoffen ausgeführt, was Fritz von Opel in seiner Rede am 23. Mai 1928 auf der Avusrennbahn andeutete.

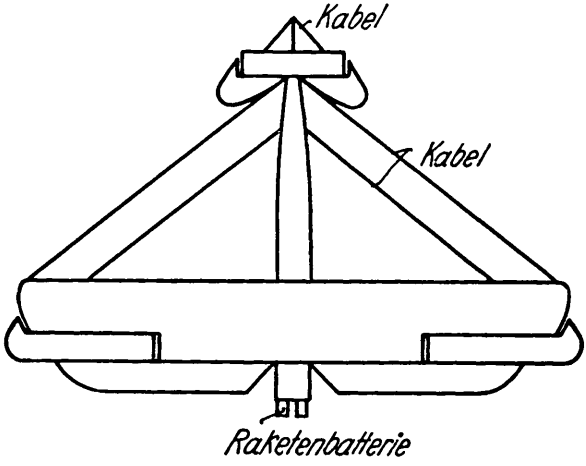


Abb. 51. Raketenflugzeug Raka „Grasmücke".

Die erste Vorführung des verbesserten „Opel-Sander-Rakwagen 2" in der Reichshauptstadt, erfolgte am 23. Mai. Die erste offizielle Versuchsfahrt war nicht öffentlich, und der Eintritt erfolgte durch Ausweise; eingeladen wurden die Reichs- und Landesbehörden und Vertreter der Technik und Wissenschaft, insbesondere der direkt interessierten Flugtechnik. Kurze durch Radio und Lautsprecher fernübermittelte Ansprachen hielten der Vorsitzende der „Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt". Geh.-Rat Prof. J. Schütte, und Fritz von Opel, welcher auch einen kurzen Plan des weiteren Ausbaues des Raketenantriebes vom Rakwagen bis zum Raketenraumschiff gab. Der „Opel-Sander-Rakwagen 2" ist gegen den ersten strömungstechnisch (aerodynamisch) bedeutend verfeinert und trägt vorne zwei ziemlich dünne starkgekrümmte Steuerflächen mit kleinem Seitenverhältnis, die unter negativem Anstellwinkel angebracht, das erleichterte

Wagenvorderteil zu Boden drücken (Abb. 52). Die hinter dem Führersitz angebrachte Raketenbatterie besteht aus 24 einfachen Pulverraketen der Goddard'schen Bauart mit etwa 80 mm Mün-

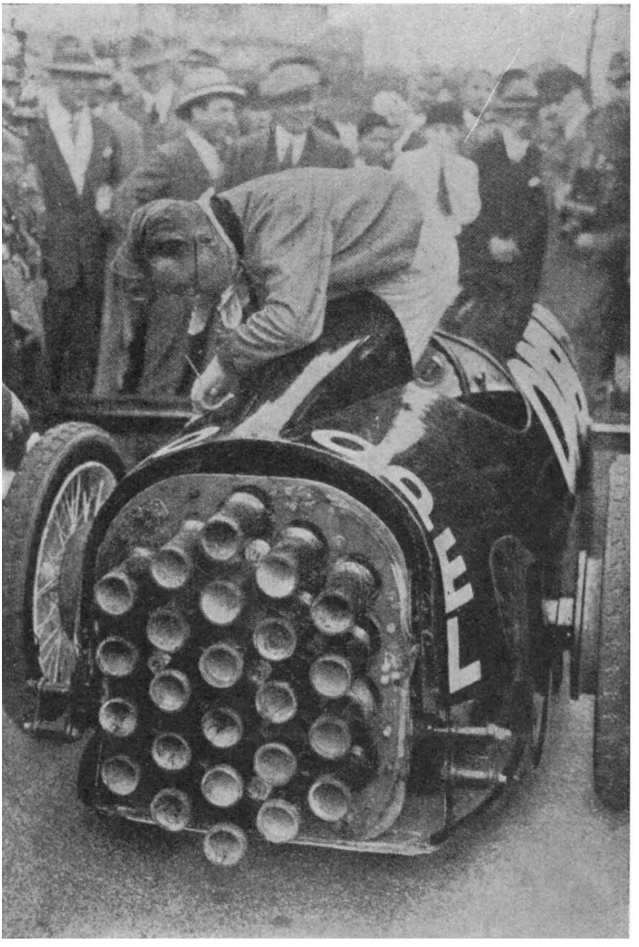


Abb. 52. Opel-Sander-Rakwagen 2.
Ansicht von hinten auf die Raketenbatterie.

dungsöffnung und 35 mm Durchmesser der Düse; der Düsenöffnungswinkel beträgt etwa 30°. Die Zündung der Raketen erfolgt elektrisch. Der Versuch fand um 10,45 statt. Fritz von Opel fuhr von der Pressetribüne durch die Nordkurve und machte kehrt, um das zweite Mal an den Tribünen vorbeizufahren. Riesige

dichte Pulverrauchwolken verhüllten Fahrzeug und Tribüne (Abb. 53). Der Versuch war glänzend gelungen. Die Höchstgeschwindigkeit war 236 km/st; die mittlere Geschwindigkeit (nach der Beschleunigungsperiode) war rund 196 km/st. Trotz dieser glänzenden äußeren Leistung war der Rakwagen raketentechnisch bei weitem keine Spitzenleistung, betrug doch der thermische Wirkungsgrad der Raketenmotore nur rund 15 v. H.

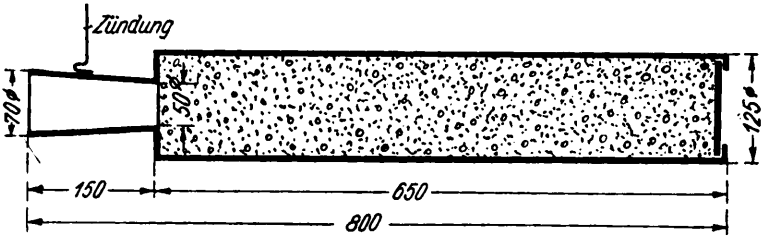


Abb. 53. Opel-Sander-Rakwagen-Rakete.

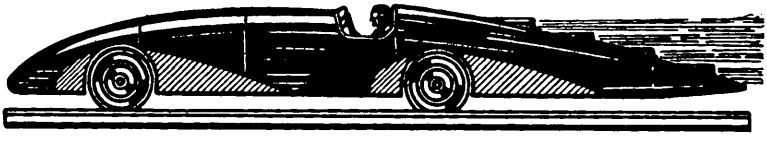


Abb. 54. Raketenwagenentwurf für Geleise von Volkhardt.

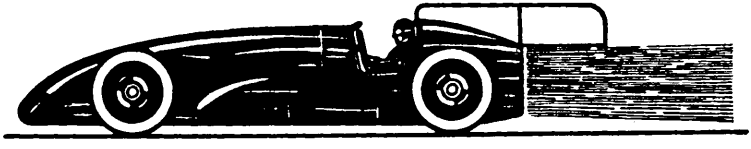


Abb. 55. Entwurf eines Raketenwagens von Valier.

Nach Versuchen mit Pulver und Staubkohle suchten die Opel-Werke Chemiker, um Treibstoffe mit Sauerstoff in gebundener Form zu entwickeln und zu verwenden (Stickstoffperoxyd und endogene Sauerstoffverbindungen). Die weiteren Rakwagen werden natürlich strömungstechnisch günstigere Formen aufweisen. Bekannt sind bis jetzt auf den Gedankengängen von Jaray entstandene Entwürfe von Kurt C. Volkhart und M. Valier (Abb. 54 und Abb. 55).

Am 26. Mai fanden auf dem Überschwemmungsgelände der Donau die ersten Versuche mit einem kleinen (Spannweite 0,8 m)

Raketeneindecker des Segel-Akaflugvereins der T. H. Wien statt. Das Ganzleichtmetallflugzeug, Bauart Ing. Frey, war mit einer Rakete der pyrotechnischen Firma Sirius ausgerüstet. Bei den Versuchen flog das Modell mit einer Geschwindigkeit von rund 150 km/st (= 41,7 m/sec). Wie es hieß, hat das Modell nach einigen gelungenen Flügen restlosen Bruch gemacht.

Ähnliche Versuche mit Kleinraketenmodellen wurden auch in Magdeburg getätigt — die Rakete war unter dem Rumpf eines kleinen Schirmdeckers angebracht.

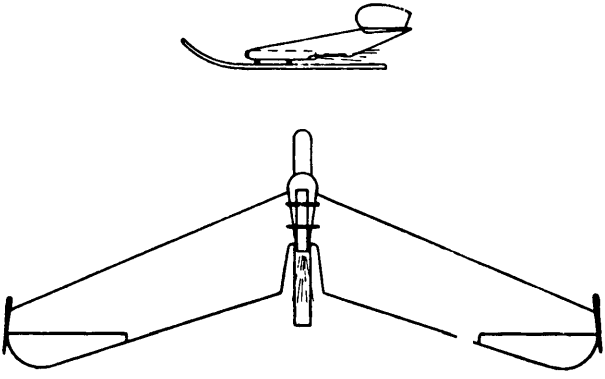


Abb. 56. Raketenflugmodell der Rhön-Rossitten-Gesellschaft. Bauart Lippisch.

Fast zur gleichen Zeit meldete man aus der Tschechoslovakei über den Raketenkraftwagen des Ing. Löwy. Als Triebstoff dient Benzin, welches mit Druckluft vermischt wird. Anscheinend handelt es sich hier um eine Abart eines Melot'schen Düsenantriebes, was durch die Bemerkung bestätigt wird, daß der Raketenantrieb für Flugzeuge mit Geschwindigkeiten von 800—10000 km/st bestimmt ist.

Am 10. und 11. Juni begannen die Versuche mit den größeren schwanzlosen Modellen der Rhön-Rossitten-Gesellschaft (Bauart A. Lippisch) mit Raketenantrieb (Abb. 56 und 57). Es wurden für die Modelle Startraketen mit 75 und 175 kg Schub und 3 sec Brenndauer und für den Flug Dauerbrand-Raketen mit 5 kg Schub und 40 sec Brenndauer angewandt. Das Gewicht dieser Raketen betrug bis 6 kg. Die ersten Versuche mißlangen wegen der exzentrischen Anordnung der Raketen. Nach weiteren Versuchen gelangen schöne Flüge, wobei das Modell beim letzten Fluge eine Höchstgeschwindigkeit von 500 km/st erreichte und später zu Bruch ging.

Anschließend daran erfolgten durch Fr. Stamer die ersten Versuche mit einem Raketensegelflugzeug. Das Flugzeug war ein Enteneindecker derselben flugtechnischen Abteilung des

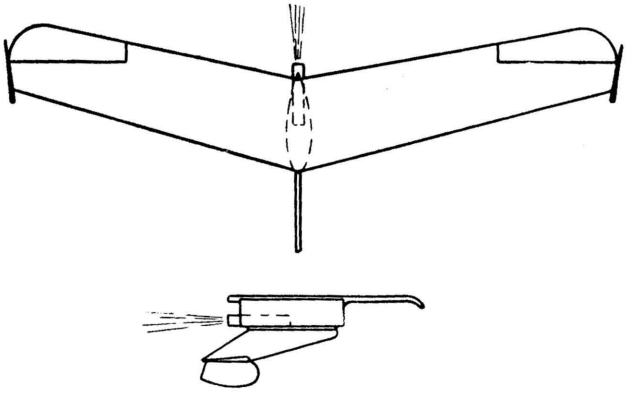


Abb. 57. Raketenflugmodell der Rhön-Rossitten-Gesellschaft. Bauart Lippisch.

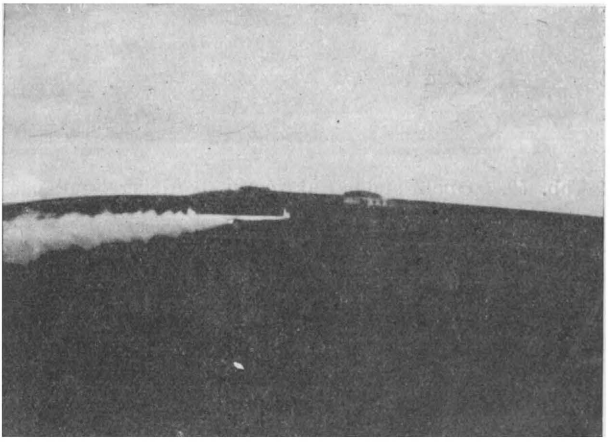


Abb. 58. Raketenentenflugzeug der Rhön-Rossitten-Gesellschaft. Bauart Lippisch. Geradeausflug-Führer Fr. Stamer.

Forschungsinstituts der R. R. G. (Bauart A. Lippisch) Abb. 58. Der Raketenmotor bestand nur aus zwei einfachen Pulverraketen mit 15—20 kg Schubkraft jeder Rakete. Der Start erfolgte in üblicher Weise mittels Startseiles und auch mit Raketen-

wirkung. Nach zwei mißlungenen Versuchen gelang Fr. Stamer ein Flug von 1500 m. Beim letzten Versuche entstand ein kleiner Brand, da sich beide Raketen zu gleicher Zeit entzündeten. Der Brand hatte weiter keine schlimmen Folgen; er zeigte nur die Notwendigkeit der vollen Isolierung des Raketenmotors — starker Brandschott isoliert zu wenig — von den übrigen Teilen des Flugzeuges.

In derselben Zeit, Anfang Juni, begann auch der Breslauer Verein für Raumfahrt den Bau eines schwanzlosen Raketen

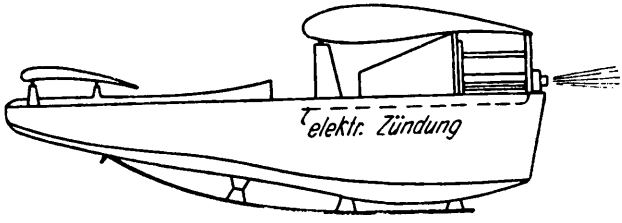


Abb. 58a. Einbau des Raketenmotors in das Entenflugzeug.

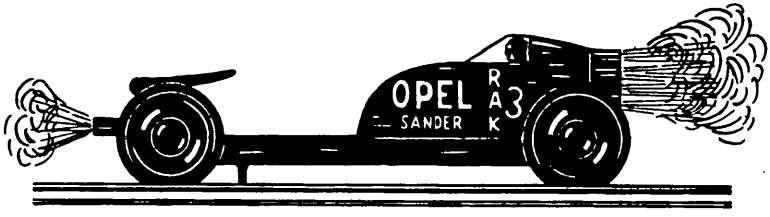


Abb. 59. Opel-Sander-Rakwagen 3, gleisgebunden.

eindeckers (Holzbau) von 4 m Spannweite in gleicher Bauform wie das erste Modell (siehe S. 91, Bauart A. Lippisch).

Am 23. Juni erfolgte auf der Bahnstrecke Burgwedel—Zelle die erste Versuchsfahrt des gleisgebundenen Opel - Sander - Rakwagens 3 (Abb. 59). Der unbemannte Raketenwagen bestand aus einem einfachen 3,5 m langen offenen Rahmen auf Rädern mit annähernd stromlinienförmiger Verkleidung der Raketenbatterie (24 Dauerbrandraketen) und einem vorne angebrachten umgekehrten Tragflügel zum Anpressen des Wagenvorderteils an die Schienen. Neu war der Einbau von Bremsraketen, hinter welchen sich die starken Klauenbremsen befanden. Die Länge der Bahnstrecke war etwa 5 km — der Start erfolgte 1½ km vom Bahnhof Burgwedel. Die eigentliche Versuchsstrecke betrug 2 km. Die Steuerung des Wagens war selbsttätig; die erste Rakete wurde elektrisch ferngezündet und zündete nach Abbrennen im Über-

schneiden die nächsten Raketen. Die selbsttätige Bremsung erfolgte zuerst durch die Klauenbremsen und nachher mittels Bremsraketen. Die Zeitmessung wurde durch elektrische Löbner-Meßuhren getätigt. Beim ersten gelungenen Versuche erreichte der Wagen eine Höchstgeschwindigkeit von 180 km/st. Beim zweiten Versuch wurde zur Untersuchung der Wirkung der Beschleunigung (Andruckes) eine kleine Katze im Käfig in dem Wagen verstaut. Der zweite Start mißglückte; der Wagen entgleiste noch in der Beschleunigungsperiode und flog die Böschung herab, wo alle Raketen explodierten. Vom Wagen blieb ein Trümmerhaufen; die Katze war tot. Fritz von Opel erklärte, daß er die Ursachen des Unglücks sofort untersuchen werde, um nach den Erfahrungen den Bau des nächsten Opel-Sander-Rakwagens 4 zu beginnen.

E. Die Rakete für Flugzeuge und Raumschiffe.

1. Neue Arbeiten und Entwürfe von Registrierraketen, Raketenflugzeugen und Fernraketen.

Die theoretischen Grundlagen des Raketenproblems sind ein Produkt von teilweise älteren Untersuchungen und der wissenschaftlichen Forschungen der neuesten und allerneuesten Zeit. Dagegen sind wirklich brauchbare Entwürfe von Raketenfluggeräten nur in den letzten 10—15 Jahren entstanden. Wir untersuchen hier an Hand der Entwürfe der am Raketenproblem arbeitenden Wissenschaftler den Gang der Entwicklung der modernen Gedanken der Konstruktion von Raketenfluggeräten. Chronologisch seien hier die konstruktiven Gedankengänge von K. E. Ziolkowsky, R. H. Goddard, H. Oberth, W. Hohmann und Fr. v. Hoefft angegeben.

K. E. Ziolkowsky gibt in seinen neuesten Untersuchungen schon ziemlich bestimmte Angaben über Konstruktion von Raketenfluggeräten. Alle Raketenfluggeräte haben stromlinienförmige (spindelförmige) Rümpfe. Die Biegungssteifigkeit der Rümpfe wird durch erhöhten Innendruck (Abb. 60) gewährleistet. Maßgebend für den Innendruck ist nur die Bedingung der Biegungsfestigkeit des Rumpfes auf die der Staudruck: $q = \frac{1}{2} \rho \cdot v^2$ von Einfluß ist. Da ρ mit der Höhe nach Gl. (88) abnimmt, wird der Rumpf mit steigender Höhe relativ immer fester und fester und erreicht seine Höchstbiegungssteifigkeit im luftleeren Weltenraume. Diese Berechnungen gelten aber, da ja der Rumpf dem Staudruck trotzen muß, insbesondere für den Flug in lufterfüllten Schichten, d. h. für den Aufstieg und Abstieg. Der Innendruck p_u

läßt sich leicht elementar ermitteln. Wir haben für das Biegungsmoment die Gleichung:

$$M_B = 0{,}01\, q \cdot V^{\frac{2}{3}} \cdot l \qquad (112)$$

wo bedeuten: M_B Biegungsmoment in mkg, q Staudruck $= v^2 : 16$ in kg/m², wenn v in m/sec ausgedrückt ist, V Volumen des Rumpfes, l Länge des Rumpfes. Da nun bei geometrisch ähnlichen

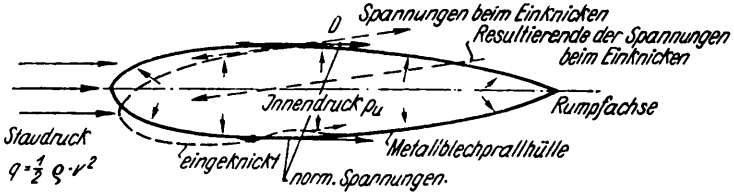


Abb. 60. Schema eines durch Innendruck biegungssteifen Metallblechprallrumpfes.

Formen das Rumpfvolumen der 3. Potenz der Länge verhältig ist $V = \text{Const. } l^3$, so ist nach Gl. (112):

$$M_B = \text{Const. } l^{\frac{3 \cdot 2}{3}} l = \text{Const. } l^3 \qquad (113)$$

d. h. das Biegungsmoment wächst schnell mit der Länge. Also ist es bei Biegungssteifigkeit durch Prallhalten der Rumpfhülle unpraktisch, allzulange Raketen zu bauen, darum sind große Schlankheiten ($\lambda = l : D$, wo bedeutet D größter Durchmesser) praktisch unausführbar. Die Rumpfverbiegung erzeugt auf einer Seite erhöhte, auf der anderen Seite verminderte Längsspannungen, so daß die Resultierende dieser Längsspannungen nicht mit der Rumpfachse zusammenfällt (siehe Abb. 60 strichpunktiert). Das Maß des Heraustretens der resultierenden aus der Rumpfachse ist, bevor die Rumpfhülle einknickt, nach der Festigkeitslehre etwa r : 2 (r Halbmesser des größten Rumpfquerschnittes). Das Produkt aus diesem Maße und dem Gesamtdruck im Rumpfe $P = \pi r^2 \cdot p_u$ ergibt das größte Biegungsmoment, welches die Rumpfhülle aufzunehmen vermag:

$$M_B = \tfrac{1}{2} \pi \cdot r^3 \cdot p_u \qquad (114)$$

Aus Gl. 112 und 114 erhält man sofort den nötigen Innendruck:

$$p_u = 2\, M_B : \pi r^3 = \frac{0{,}02 \cdot q\, V^{\frac{2}{3}} \cdot l}{\pi \cdot r^3} \qquad (115)$$

Das Gewicht solcher Rumpfhüllen ist äußerst gering. In Zahlentafel 7 sind die Angaben über Stahlblechprallrümpfe aus bestem Stahl bei vierfacher Bausicherheit und einem Innendruck p_u von 1 atm angegeben.

Zahlentafel 7.

Inhalt (V) des Rumpfes in m^3, Gewicht des Luftinhaltes $(V \cdot \gamma_0)$ in kg, Gewicht der Rumpfhülle (G_R) in kg und Höchstinnenbelastung der Rumpfhülle $(G_{B\,max})$ in kg

V in m^3	$V \cdot \gamma_0$ in kg	G_R in kg	$G_{B\,max}$ in kg
5	6,5	33	5000
10	13	65	10000
15	19,5	98	15000
20	26	130	20000
30	39	195	30000
40	52	260	40000
50	65	325	50000
100	130	650	100000

Daraus erhält man folgende Näherungsgleichungen:

$$G_R \approx 5\,V\,\gamma_0 \approx 6{,}5\,V \text{ (in kg)} \tag{116}$$

und:

$$G_{B\,max} \approx 154\,G_R \approx 1000\,V \text{ (in kg)} \tag{117}$$

Dabei ist zu bemerken, daß kleine Rumpfhüllen wegen örtlicher Beanspruchung dicker gemacht werden müssen. Daher die scheinbar falsche Form der Gl. (116) und (117), in welchen das Rumpfhüllengewicht der ersten Potenz des Volumens verhältig ist.

So viel über Festigkeit und Gewicht von Metallblechrumpfprallhüllen. Da auch besonders geformte Rümpfe nur sehr kleine Auftriebsbeiwerte, also große, d. h. ungünstige Gleitzahlen aufweisen, sollen Raketenflugzeuge und Fernraketen in Mehrrumpfbauart ausgeführt werden, wobei die Verbindung der Rümpfe durch Tragflächenstummel erfolgt. Das Ganze bildet einen wellenförmigen Tragflügel mit guten strömungstechnischen Eigenschaften; statisch bildet der Flügel ein biegungssteifes Raumfachwerk mit Prallhüllen (Abb. 61). Die Größe und Form des Tragflügels hängen naturgemäß davon ab, ob das Gerät ein Raketenflugzeug oder eine Fernrakete ist. In dichteren Luftschichten muß die Steuerung von Raketenflugzeugen und Fernraketen wie beim gewöhnlichen Flugzeug durch Höhen-, Seiten- und Querruder erfolgen. Zur Steuerung im luftverdünnten und luftleeren Raume dienen Raumruder, d. h. besondere Steuer, welche im Auspuffstrahl des Raketenmotors liegen (siehe Abb. 61). Ihre Wirkung ist also von der Arbeit des Raketenmotors abhängig und der Ausströmgeschwindigkeit verhältig. Wenn wir auch bei dieser Ausströmgeschwindigkeit das quadratische Luftwiderstandsgesetz (Gl. 10) ansetzen, so erhalten

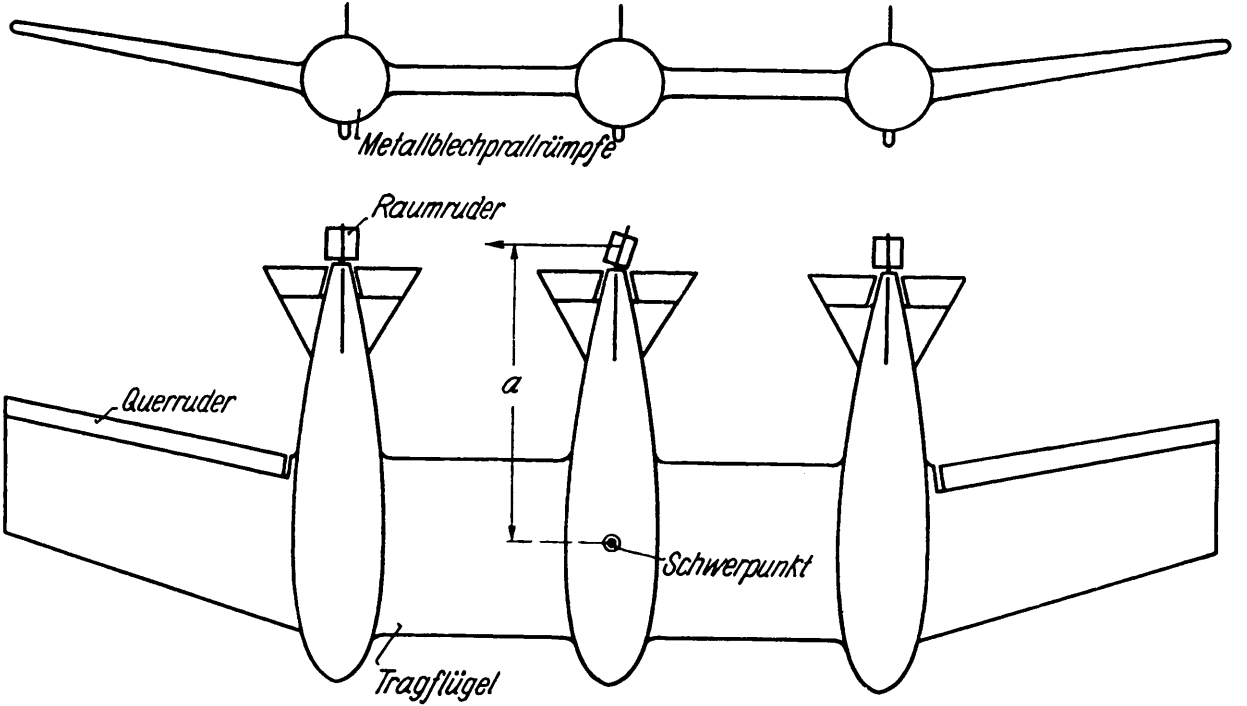


Abb. 61. Mehrrumpfbauart für Raketenflugzeuge und Fernraketen.

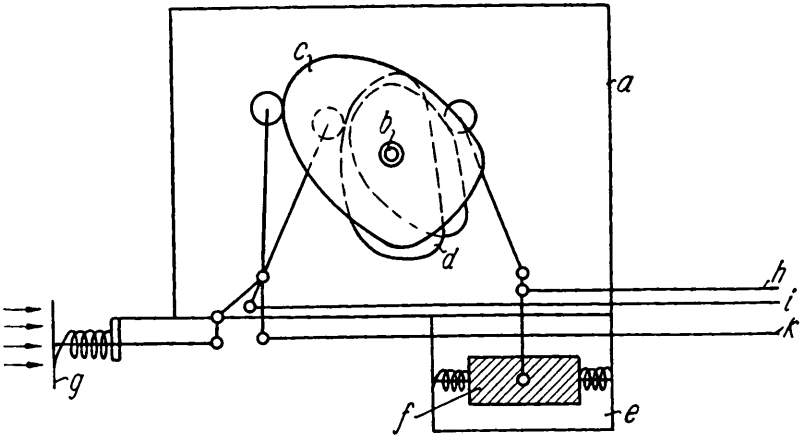


Abb. 62. Schema einer selbsttätigen Uhrwerknockensteuerung für unbemannte Raketenfluggeräte.
a Rahmen, b Nockenwelle mit Nocke, c und d Nocken, e Beschleunigungsmesser, f Masse, g Staudruckplatte, h, i und k Steuerstangen.

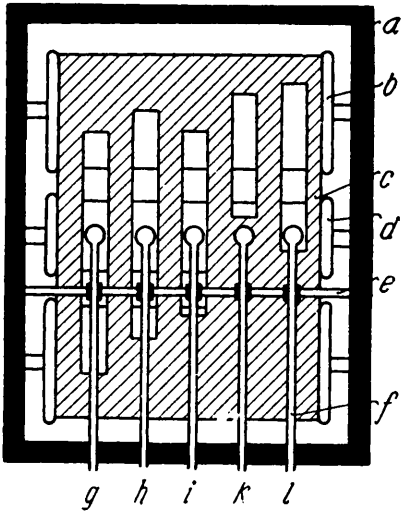


Abb. 63. Schema einer selbsttätigen Uhrwerklochstreifensteuerung für unbemannte Raketenfluggeräte.
a Rahmen, b Aufrollwalze mit Uhrwerk, c perforierter Lochstreifen, d lose Walze, e Welle der Fühler- bzw. Kontakthebel, f Abrollwalze, g, h, i, k und l Fühler- bzw. Kontakthebel zu dem Steuermechanismus.

wir für das Moment der Steuerfläche, bezogen auf den Schwerpunkt des Raketenfluggerätes, die Gleichung:

$$M = a \cdot c_a \cdot q_a \cdot F_{St} = a \cdot c_a \cdot \tfrac{1}{2} \rho_a \cdot c^2 \cdot F_{St} \qquad (118)$$

wo bedeuten: a Momentenarm (Abb. 61), c_a Auftriebsbeiwertzahl, q_a Staudruck der Ausströmgase, ρ_a Dichte der Ausströmgase, c Ausströmgeschwindigkeit und F_{St} Steuerfläche. Solche Ruder wirken also auch im luftleeren Raume. Wegen des großen Wertes von $\rho_a c^2$ müssen die Steuerausschläge sehr klein sein, weshalb man die Steuerfläche aus Federstahl herstellt und beim Steuern verbiegt. Da bei vernünftiger Bauart des Raketenmotors die ausströmenden Gase schon stark abgekühlt sind, so hat der Baustoff solcher Raumruder keinerlei thermische Spannungen auszuhalten, auch ist ihr Strömungswiderstand sehr gering[1]).

Die Steuerung der ersten unbemannten Raketenflugzeuge und Fernraketen soll selbsttätig sein. Auch sollen bemannte Raketenfluggeräte durch Automaten gelenkt werden. Die Lenkung der unbemannten Registrierraketen soll durch Uhrwerk und die der Raketenflugzeuge und Fernraketen mittels Uhrwerk bzw. elektrischer Fernsteuerung geschehen, mit Korrektur der Steuergeräte durch den Staudruck (mittels Staudruckmeßrohren nach Prandtl und Brabbé). Die Uhrwerkssteuerung kann in Form einer Nockensteuerung (Abb. 62) oder Lochstreifensteuerung (Abb. 63) nach Art der elektrischen Klaviere erfolgen. Der Staudruck ist der Luftdichte und der zweiten Potenz der Fahrgeschwindigkeit verhältig, also kann man nach H. Oberth bei Registrierraketen im Falle der Kenntnis der Geschwindigkeit in jedem Punkte der Flugbahn bzw. der Höhe die Dichte bestimmen. Wenn wir nun die Abhängigkeit von Dichte und Geschwindigkeit von der Flugbahn kennen, so kann ein Staudruckmeßgerät das selbsttätige Steuergerät gut korrigieren. Was Eigenstabilität der Raketenfluggeräte anbelangt, so machte Ziolkowsky 1914 einen eigenartigen Trugschluß, indem er zur Erhöhung der Stabilität das Auspuffrohr in zwei Windungen in zwei zueinander orthogonale (senkrechte) Ebenen verlegen wollte, um dadurch ein mechanisches Analogon zweier sog. Stützkreisel zu erhalten. Dieser anschaulich naheliegende Gedanke (kleine Umfangsgeschwindigkeit des massiven Kreisels — riesige Geschwindigkeit der leichten Gasteilchen) stellt sich aber als falsch heraus, was auch von Ziolkowsky bald danach eingesehen wurde. Darum ließ er diesen Gedanken fallen und schlägt zur selbsttätigen Stabilisierung von „erdgebundenen" Raketenflug-

[1]) Darum sind die Auslassungen von R. W. E. Lademann darüber (Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt 18. Jahrgang, Heft 8, Seite 178) und Vergleiche mit Fliegerpfeilen irrig.

geräten Kreiselsysteme bzw. für Registrierraketen insbesondere den Zenithkreisel in Kardanringen vor.

Als Brennstoff dient im Idealfalle Sauerstoff und Wasserstoff; praktisch sollen für irdische Raketenfluggeräte endogene Sauerstoffverbindungen und Sauerstoff mit leichten oder schweren Kohlenwasserstoffverbindungen dienen. Als endogene Sauerstoffverbindung wäre Stickstoffperoxyd (N_2O_5) verwendbar. Es ist aber sehr teuer, unstabil, gefährlich und giftig. Kohlenwasserstoffe, wie Alkohol, Benzol, Benzin, Rohöl und Naphtha sind gut verwendbar, reiner flüssiger Wasserstoff ist für erste Versuche nicht zu empfehlen. Ziolkowsky schlägt vor, für die ersten Versuche flüssige Luft und flüssigen Sauerstoff mit leichten Kohlenwasserstoffen; sog. Grenzkohlenwasserstoffe des Typus ($C_n H_{2n+1}$) enthalten zwischen 1:6 bis 1:3 Gewichtsteile Wasserstoff. Einatomiger Wasserstoff (H) soll nach Ziolkowsky bei Bildung von zweiatomigem Wasserstoff (H_2) etwa 50 000 cal, also etwa 16 mal mehr Energie als bei Bildung von Knallgas entwickeln.

Die Brennstoffbehälter für verflüssigte Gase sind durchweg offen, so daß sie frei mit Wärmeabgabe verdunsten können. Der eigentliche Raketenmotor von Ziolkowsky besteht aus einer kreisrunden Verbrennungskammer und kreisrunder konischer Düse (Abb. 64). Das Gewicht des eigentlichen Raketenmotors, bestehend aus Verbrennungsraum und Auspuffdüse, ist sehr gering. So berechnet Ziolkowsky, daß der Raketenmotor für eine Fernrakete von 1000 kg Vollgewicht (M) und 300 kg Leergewicht (also $q_0 = 2{,}33$) bei einem Brennstoffverbrauch von 1 kg/sec je nach der Bausicherheit und dem Baustoff von 37,7 bis 150,7 kg wiegt. Der Düsenöffnungswinkel soll zwischen $3^0 - 8^0$ liegen, wobei letzterer Wert wegen Energiezerstreuung nicht gut überschritten werden soll. Die kalten Brennstoffe treten von beiden Seiten in die Verbrennungskammer, wo sie am Anfang der Verbrennungskammer durch eine Scheidewand bis zum Lamellengitter strömen. Sie treffen das Lamellengitter mit geneigten Lamellen und vermischen sich. Die Zündung an dem Gitter erfolgt beim Anlassen durch einen elektrischen Glühstift, bis das Gitter anfängt zu glühen. Der Verbrennungsraum wird durch den einen Brennstoff (Kohlenwasserstoff) gekühlt, welcher seinerseits von dem ihn umgebenden flüssigen Sauerstoff gekühlt wird. Die Brennstoffe gelangen in die Verbrennungskammer durch Schnappventile. Die Triebstoffförderung erfolgt durch einfache Exzenterkolbenpumpen, doch denkt Ziolkowsky auch an eine Art Strahlpumpe. Das Gitter hat als Hauptaufgabe die sehr stark beanspruchten Schnappventile vor übermäßiger Wärmezufuhr zu schützen; ihre Größe und Form usw. muß durch Versuche ermittelt werden. Ziolkowsky denkt den eigentlichen Raketenmotor aus Eisen oder Stahl und

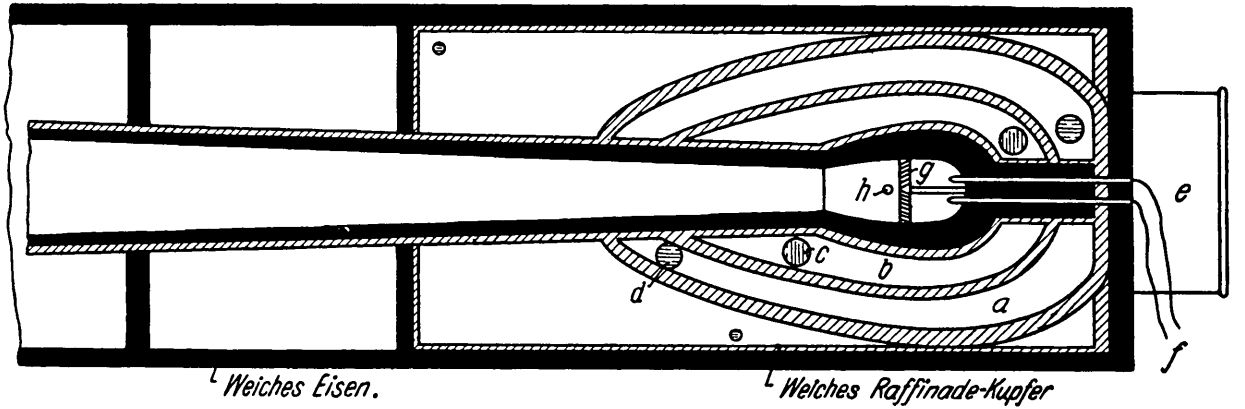


Abb. 64. Raketenmotor nach K. E. Ziolkowsky.
a Kühlmantel (flüssiger Sauerstoff), b Kühlmantel (Kohlenwasserstoff),
c Ein- und Ausströmöffnungen für Kohlenwasserstoff, d Ein- und Ausströmöffnungen für Sauerstoff, e Pumpen, f Brennstoffzuführung,
g Mischgitter, h Glühstift.

später aus Wolfram anzufertigen und mit einer gut leitenden Hülle aus reinem Elektrolyt-(Raffinade-)Kupfer zu umgeben, welche die Wärme an den sie umgebenden Kohlenwasserstoff abgibt. Die Wandstärke des Auspuffrohres kann zur Mündung bedeutend abnehmen. Ziolkowsky rechnet bei vernünftiger Bauart (vollkommene Verbrennung, gute Kühlung und genügende Länge des Auspuffrohres) mit einer Ausström(mündungs)temperatur von etwa 300° bis 600° C. Die Temperatur im Verbrennungsraum kann natürlich die Temperatur der Dissoziation nicht übersteigen. Die Länge des Auspuffrohres muß genügend sein, um den Gasen eine möglichst große Ausdehnung zu gestatten. Aber mit der Länge wächst auch das Auspuffrohrgewicht etwa linear, in Wirklichkeit etwas schwächer, da ja die der Mündung näherliegenden Teile bedeutend dünner gehalten werden können. Der Zusammenhang zwischen Ausdehnung und dem thermischen Wirkungsgrad (Gl. 72) ist in Zahlentafel 8 angegeben.

Zahlentafel 8.

Thermischer Wirkungsgrad (W_{th} in Abhängigkeit von der Ausdehnung:

Ausdehnung	W_{th} in v H
$1 = 6^0$	0
$6 = 6^1$	50
$36 = 6^2$	75
$216 = 6^3$	87
$1\,300 \approx 6^4$	95
$7\,800 \approx 6^5$	97
$46\,800 \approx 6^6$	98,4

Der nötige Druck läßt sich in weitesten Grenzen durch das Mischverfahren regeln. Die Arbeit zum Einpumpen der Brennstoffe in den Verbrennungsraum kann besonders verkleinert werden bei Anwendung eines periodisch — etwa nach dem Sinusgesetz — wechselnden Explosionsdruckes. Die oberste Grenze für den mittleren Druck in der Verbrennungskammer ist gegeben durch die vom Menschen ertragbare Höchstbeschleunigung, wobei das Einpumpen der Brennstoffe im Moment des kleinsten Druckes erfolgen kann. Es ist klar, daß die größte Ausdehnung der Gase, d. h. thermische Ausnützung im luftleeren Raume erfolgt (vergl. mit den Versuchen von R. H. Goddard, Seite 86). Bevor wir zur weiteren Beschreibung der neueren Raketenfluggeräte von R. H. Goddard, H. Oberth und Ziolkowsky schreiten, wollen wir den Weg andeuten, um hohe und höchste Geschwindigkeiten ohne die not-

wendigen praktisch unausführbaren großen Anfangsmassenverhältnisse in Gebrauch zu nehmen. Der Grundgedanke ist, dem Fluggeräte durch „erdgebundene" Mittel eine genügende Anfangsgeschwindigkeit zu erteilen. Dies läßt sich technisch mittels des Katapultstartes durch die Startrakete von Ziolkowsky (Abb. 76) ausführen. Technisch wertvoller ist das fast gleichzeitig von Goddard und Oberth ausgesprochene sog. Stufenprinzip.

Schon eine Untersuchung des Katapultstartes zeigt, um wievielmal eine Anfangsgeschwindigkeit das Anfangsmassenverhältnis verringern kann. Kurze zu übergehende Rechnungen zeigen, daß man ein Massenverhältnis:

$$q_k = m_{aa} : m_r = 1 + e^{\frac{V_{max} - v_k}{v_a}} \tag{119}$$

erhält oder nach unwesentlicher Umformung:

$$V_{max} - v_k = v_a \cdot \ln (q_k - 1) \tag{120}$$

wo v_k die durch den Katapultstart erreichte Anfangsgeschwindigkeit bedeutet. Diese Anfangsmassenverhältnisse sind zur Erzielung derselben Höchst(End)geschwindigkeiten natürlich weit kleiner als die aus Gl. (44). Dieses wird auch aus folgender nach Gl. (119) errechneten Zahlentafel 9 klar.

Zahlentafel 9.

Anfangsmassenverhältnisse q_k bei verschiedenen Höchstendgeschwindigkeiten V_{max} in km/sec und Anfangsgeschwindigkeiten v_k in km/sec.

	V_{max}		
	8	11	17
$v_k = 3$ km/sec	—	—	—
$V_{max} - v_k$ . .	5	8	14
q_o	4	8	30
q_k	1,72	4	15
$v_k = 4$ km/sec	—	—	—
$V_{max} - v_k$ . .	4	7	13
q_o	4	8	30
q_k	1,24	3,08	12,0
$v_k = 5$ km/sec	—	—	—
$V_{max} - v_k$ . .	3	6	12
q_o	4	8	30
q_k	0,8	2,31	10,0

Man ersieht daraus, daß das Verhältnis $q_0 : q_k$ zwischen 2 und 5 schwankt, daß also eine Anfangsgeschwindigkeit eine bedeutende Verringerung des Anfangsmassenverhältnisses gestattet.

Technisch weit vollkommener als die Startrakete von Ziolkowsky ist das Stufenprinzip von Goddard und Oberth. Hierbei werden (siehe Abb. 45 und 77) zwei oder mehrere Raketen übereinandergestülpt und die leeren Hüllen nach Abbrennen der Rakete abgeworfen. Dann ist die volle Höchst(End-)geschwindigkeit des letzten (in Abb. 45) rechten Teiles mit Instrumenten bzw. Führer- und Fahrgastraum gleich

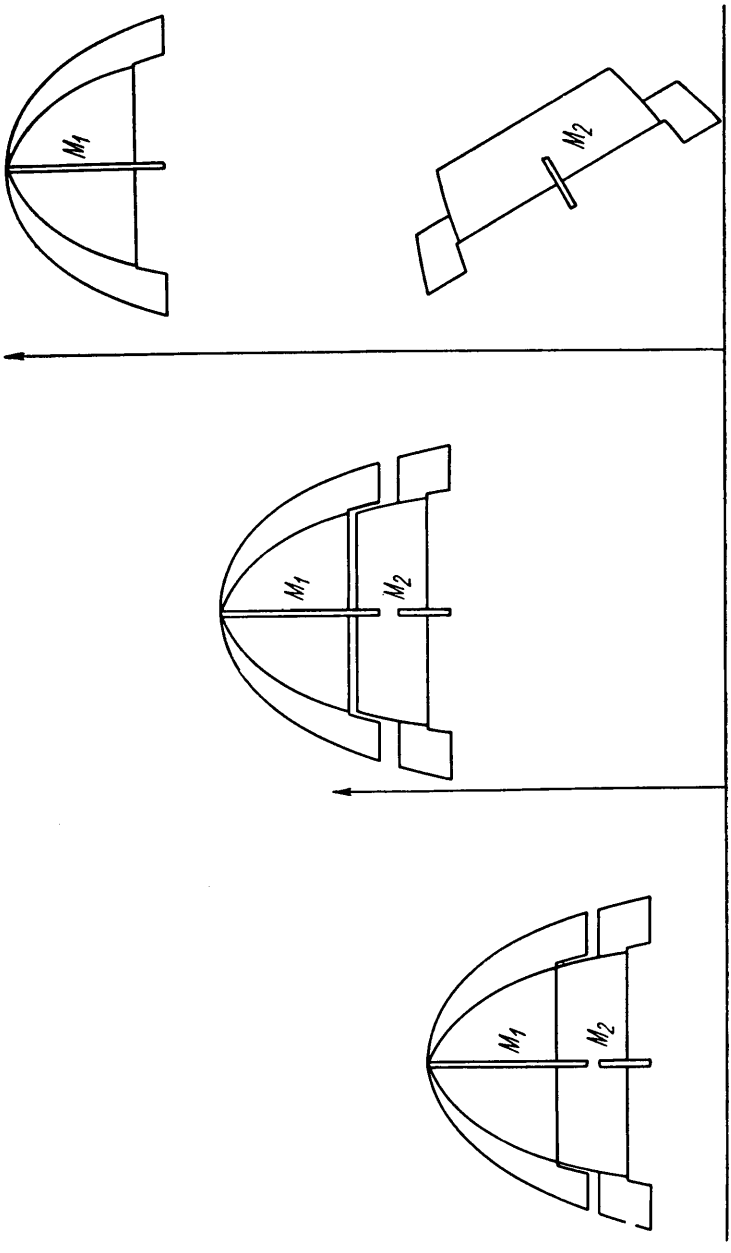
$$(V_{max})_s = (V_{max})_1 + (V_{max})_2 + (V_{max})_3 + \ldots + (V_{max})_n \quad (121)$$

wo $(V_{max})_I$ usw. die Höchstgeschwindigkeiten der einzelnen Raketen bedeuten, d. h. die volle Endgeschwindigkeit ist die einfache arithmetische Summe der Geschwindigkeiten (Abb. 65). Die Theorie der Stufenrakete ist von Goddard und insbesondere von Oberth ausgearbeitet worden. So hat man bei drei übereinandergestülpten Raketen mit den Massen M_I, M_{II} und M_{III} dieselbe Höchst-(End-)geschwindigkeit wie mit einer einzigen Rakete mit dem Anfangsmassenverhältnis:

$$\frac{M_a}{M_1} = \left(\frac{(M_1)_a + (M_2)_a + (M_3)_a}{(M_1)_1 + (M_2)_a + (M_3)_a}\right) \cdot \left(\frac{(M_2)_a + (M_3)_a}{(M_2)_1 + (M_3)_a}\right) \cdot \left(\frac{(M_3)_a}{(M_3)_1}\right) \quad (122)$$

wo der Index a die Masse der vollen und 1 die Masse der leeren Rakete bezeichnet. Man ersieht wiederum, daß so ein System übereinandergestülpter Raketen mit je relativ kleinen Anfangsmassenverhältnissen dasselbe leistet, wie eine einzige große Rakete mit einem technisch unausführbaren großen Massenverhältnis. Daher ist das Stufenprinzip als das wichtigste Prinzip der Raketentechnik anzusehen, da es uns vermutlich allein die Möglichkeit schenken wird, jemals die volle Erdschwerekraft zu überwinden. Die Metallhülsen der Hilfsraketen werden abgeworfen, auch können nach Goddard und Oberth die Hüllen kleinerer Stufenraketen (siehe etwa Abb. 45) selbst aus brennbaren Stoffen wie Pappe, Papiermaché oder einer getrockneten und erhärteten Mischung von Leim und Salpeter bestehen, so daß das Endteil bei genügender Anzahl von Raketen eine ungeheure Höchst-(End-)geschwindigkeit erreichen kann.

Von R. H. Goddard sind aus schon erwähnten Gründen (Arbeit mit dem amerikanischen Wehrministerium) keine genaueren Einzelheiten seiner Registrierraketen und Fernraketen bekannt, so daß man aus spärlichen Angaben und Kombinationen auf ihre Bauart schließen muß. Gerüchtweise ist eine unbemannte Fernrakete von Goddard 200 km weit geflogen. Es sei hier gleich


M1
M2
M1
M2
M1
M2

Zeit	Abflug	Entkupplung	Weiterflug der HO Rakete
Geschwindigkeit	von 0 bis rund 7 km/sec	rund 7 km/sec	von 7 km/sec bis 12 km sec
Masse	$M = M_1 + M_2$	$M = M_1$	$M = M_1$
Beschleunigung	0 bis rund 20 m/sec^2	etwa 20 m/sec^2	von 20 m/sec^2 bis 40 m/sec^2

Abb. 65. Schema der Wirkung einer Stufenrakete.

bemerkt, daß Fernraketen bei solch kleinen Flugstrecken natürlich nicht nach Gl. (41) bzw. (107) auf Größtkreisbahnen mit Schweregleichgeschwindigkeit sondern auf sog. Keplerschen Ellipsen fliegen. Die Goddardsche Fernrakete ist unbeflügelt und arbeitet nach dem Maschinengewehrprinzip, indem festgepreßte Pulverzylinder in schneller Reihenfolge in die Verbrennungskammer eingeführt werden. Goddard behauptet auch selbst, daß man mit dieser Anordnung bedeutende Anfangsmassenverhältnisse erzielen kann (Abb. 66). Die Landung erfolgt mittels Fallschirmes. Solche

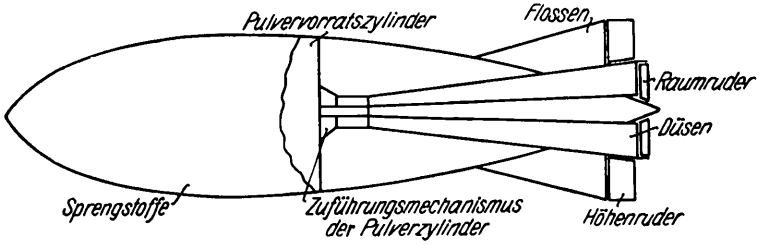


Abb. 66. Schema der unbemannten, unbeflügelten Fernrakete von Goddard.

Geräte können natürlich elektrisch ferngelenkt oder mit Uhrwerk-, Nocken- oder Lochstreifensteuerung nach Abb. 62 und 63 versehen werden. Auch können solche Fernraketen in dichten Luftschichten etwa mit dem Höhenruder mit der Spitze nach unten gestellt werden und mit hochbrisantem Sprengstoff gefüllt auf eine gewünschte Stelle fallen. Gerüchtweise arbeitet Goddard z. Zt. auch an Raketenmotoren mit flüssigen Brennstoffen, doch sind Meldungen über seine Arbeiten sehr spärlich.

Die Raketenmotore von H. Oberth arbeiten natürlich nur mit flüssigen Brennstoffen: mit einer brennbaren Flüssigkeit und dem zur Verbrennung benötigten verflüssigten Sauerstoff. Bei der einfachsten Ausführungsart verdampft der Sauerstoff und der Dampf wird durch eine Gasflamme, die im Sauerstoff brennt, über die Entflammungstemperatur — etwa 700 bis 900° C — des Brennstoffes erwärmt. Der Brennstoff wird nun aus besonderen Zerstäubern in dieses heiße, noch immer stark sauerstoffhaltige Gas eingespritzt, wo er vollständig verbrennt. Bei großen Raketen kann der flüssige Sauerstoff auch in eine Flamme, welche überschüssigen Dampf des Brennstoffes enthält, eingespritzt werden, wobei es natürlich einerlei ist, ob der flüssige Brennstoff vor der Oxydation in das heiße Brennstoffgas, oder umgekehrt, der flüssige Brennstoff in das heiße Sauerstoffgas eingespritzt wird.

Das Schema der einfachsten Ausführungsform der Oberthschen Rakete ist in (Abb. 67) dargestellt. Die ganze Rakete besteht aus

reinem Kupferblech, benötigt also einfache Spenglerarbeit und ist darum sehr billig. Die Rakete enthält von oben den Behälter für flüssigen Sauerstoff S und darunter den für den Brennstoff B. Als Brennstoff kommen in Betracht leichte oder schwere Kohlen-

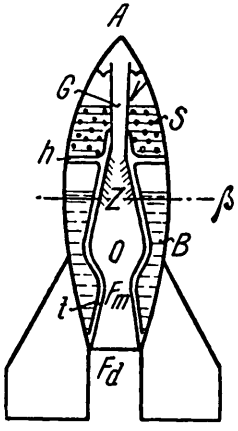


Abb. 67.[1]) Schema der einfachsten Registrierrakete nach Oberth.

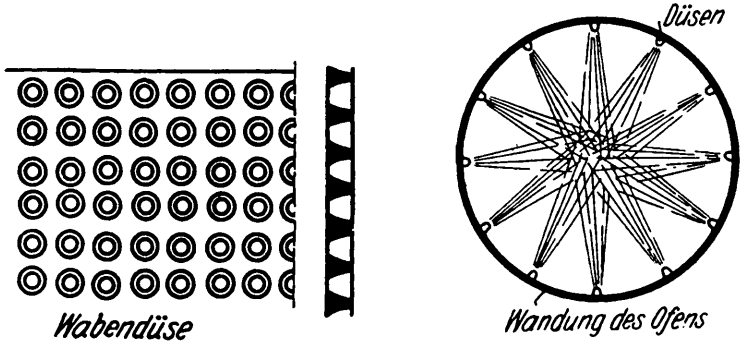


Abb. 68. Wabendüsen nach Oberth.

wasserstoffe wie Benzin, Benzol, Alkohol oder Naphtha; eventuell könnte auch verflüssigter Wasserstoff verwendet werden. Eine Verdampfung des Sauerstoffs, wie sie in einem gut wärmeleitenden Behälter erfolgen würde, ist zu schwach, darum muß der Boden des Sauerstoffbehälters durch irgendeine Heizvorrichtung erwärmt werden. Der Sauerstoffdampf fließt in das Rohr A, vermischt sich mit dem Brennstoffdampf bei G, wo er auch verbrennt

[1]) Abb. 67—69 nach der Zeitschrift „Die Rakete".

und erwärmt den Sauerstoff auf 700 bis 900° C. Der flüssige Brennstoff B wird durch eine größere Anzahl feinster Düsen (sog. Oberth'scher Wabendüsen, siehe Abb. 68) bei Z. eingespritzt, verbrennt im sog. Ofen O und strömt durch die Düse (Düsenhals F_m) und Auspuffrohr (Mündung F_d) ins Freie. Zur selbsttätigen Förderung müssen beide Triebstoffe unter Druck stehen, und zwar der Sauerstoff unter etwa 20 atm, der Brennstoff unter etwa 40 bis 50 atm Überdruck. Darum müssen die Wände der Rakete — insbesondere der Brennstoffbehälter B — entsprechend dick, also schwer sein, daher würde dies Gerät, als Registrierrakete ausgebildet, wohl kaum höher als 50 km steigen. Um dies zu vermeiden, schlägt Oberth vor, nicht den ganzen Brennstoff unter Druck zu setzen, sondern mit Pumpen zu arbeiten, da dann nur ein Teil des Brennstoffes unter Druck steht. Entgegen Ziolkowsky will Oberth keine Kolben- noch Flügelpumpen, sondern eine Art verbesserte Humphrey-Pumpe anwenden (Abb. 69). Der Brennstoff fließt aus dem Behälter durch das Rohr a in die Pumpe und durch das Rohr l in den Treibapparat, durch das Zuführungsrohr h und durch das Regulierventil k tritt Sauerstoff in den Pumpenkessel herein. Durch das Abdampfrohr e mit Schieberventil f und Sicherheitsventil g kann überflüssiger Sauerstoff entweichen. Bei i ist ein Brenner, welcher nach Art der Humphrey-Pumpe den Brennstoff in den Raketenmotor treibt, d. h. die Pumpe arbeitet kolbenlos durch Explosionen. Die Brennstoffzufuhr zum Raketenmotor wird durch das Schieberventil m gesteuert. Diese Pumpe gestattet die Brennstoffe in den großen Behältern unter relativ kleinen Druck von ¼ bis 3 atm zu stellen, so daß die Behälter weit leichter gebaut werden können. Nach Oberth können Behälter erbaut werden, welche bei 1 atm Überdruck das Zwanzigfache ihres Gewichtes an Brennstoff aufnehmen können — also sind Anfangsmassenverhältnisse q_0 von 7 bis 10 leicht erreichbar (das heißt eine dreistufige Rakete mit $q_0 = 10$ nach Gl. (122) ist einer einzigen Rakete mit einem Anfangsmassenverhältnis von $q_0 = 26$ gleichwertig). Für Registrierraketen schlägt Oberth eine Bauart mit oben angebrachtem Raketenmotor und Düsen vor, wobei die Brennstoffbehälter lose aneinander gekuppelt in der Mitte wie ein Schwanz herunterhängen, so daß nach Entleerung der Behälter die einzelnen heruntergeworfen werden können. Größere Raketenmotore sollen nach Abb. 70 erbaut werden. Hierbei strömt der Sauerstoff durch kleine 3—5 cm weite Röhrchen a, welche außen vom Brennstoff umgeben sind. Die Röhrchen haben möglichst feine gleichgroße Öffnungen. Im Ofen O erfolgt die Verbrennung. Die Gase strömen durch den Düsenhals F_m und durch die Düsenmündung F_d ins Freie.

Was Baustoffe anbelangt, so soll bei den Stufenraketen die untere Alkohol-Sauerstoff-Rakete aus einer Aluminiumlegierung

mit einem spez. Gewicht $\leqq 3$ und einer Zugfestigkeit von 30 bis 32 kg/mm² hergestellt werden. Die Sauerstoffbehälter müssen mit einer Legierung aus Kupfer und Blei verkleidet werden. Der „Ofen" und andere Teile, welche mit dem Feuer in Berührung kommen, sollen aus reinem Kupfer sein, auch können die Wände

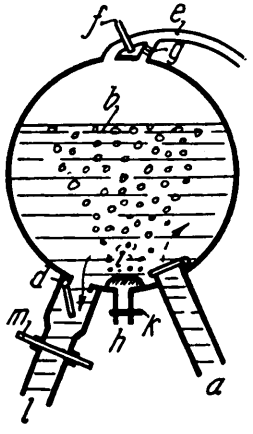


Abb. 69. Brennstoffpumpe nach Oberth.

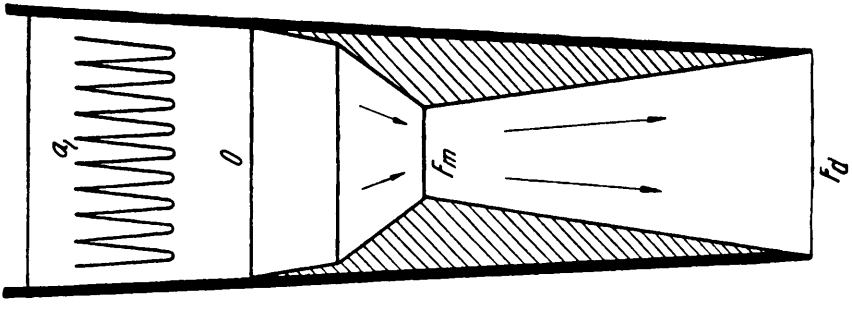


Abb. 70. Größerer Raketenmotor nach Oberth.

des Zerstäubers aus reinem Silber bestehen. Was Baustoffe für die stärkeren Wasserstoff-Sauerstoff-Raketen anbelangt, so soll reines Blei, welches bei diesen niedrigen Temperaturen die Eigenschaften von gutem Stahl besitzt, eventuell auch Kupfer oder sehr weiches Eisen verwendet werden.

Als Instrumente der Registrierrakete sind verschiedene selbstschreibende Geräte vorgesehen. Das wichtigste Gerät ist der selbstschreibende Beschleunigungsmesser, nach dessen Angaben man die Geschwindigkeit und Höhe ermitteln kann, eventuell mit Korrek-

tur der Verringerung der Erdschwerebeschleunigung mit der Höhe nach Gl. (106). Aus der Geschwindigkeit und dem Staudruck, wobei man naturgemäß auch die Zusammendrückbarkeit der Luft in Betracht ziehen muß[1]), erhält man sofort die Luftdichte. Die Staurohre (Oberth schlägt auch Aneroidbarometer vor) müssen an Stellen möglichst ungestörter Strömung angebracht werden. Thermographen sollen an neutralen Stellen und an der Spitze der Rakete angebracht werden, um die Verdichtungswärme der Luft zu registrieren. Die Steuerung erfolgt durch einen kardanisch aufgehängten Zenithkreisel (Kreisel mit senkrechter Achse), welcher die Flossen steuert. Die Steuerung aller Geräte und der Rakete selbst erfolgt elektrisch, darum muß sich in der Rakete eine Gleichstromquelle befinden.

Was Fernraketen anbetrifft, so geht nach Oberth der Weg zum Raketenflugzeug über die Fernraketen. Die unbeflügelten Fernraketen von Oberth haben runden Querschnitt und sollen mit selbsttätiger Uhrwerksteuerung versehen Strecken von 1000 bis 2000 km fliegen. Diese Fernraketen sollen nach und nach langsam in eine Nurflügelform gebracht werden. Die ersten unbemannten und auch bemannten Fernraketen und Raketenflugzeuge sollen einteilig gebaut werden und das Stufenprinzip, d. h. die Schubraketen, erst später angewandt werden. Und erst nach Sammlung von Erfahrungen mit unbemannten Fernraketen, die wirtschaftlich für Eilpostbeförderung ausgenutzt werden können, kann man sie langsam flacher bauen — Flunderform — und sie so der Nurflügelbauart anpassen. Die Landung von senkrecht steigenden unbemannten Registrierraketen und unbeflügelten Fernraketen soll durch besonders konstruierte Fallschirme erfolgen, die innen angefeuchtet sind und auf denen sich Eis bildet. Das Eis nimmt den Anprall der Luftmoleküle auf und verhindert den Wärmeaustausch, d. h. die Erwärmung der Fallschirmfläche. Von der Verdichtungswärme der Luft verdampft das Eis und der sehr wärmeaufnahmefähige Dampf (6000 bis 7000 Cal.) schützt die Fläche vor Erwärmung und fließt langsam an den Seiten weg.

Dr. Fr. v. Hoefft (Abb. 71) ist prinzipiell ein Gegner des Raketenflugzeuges und arbeitet an dem Problem der Fernraketen. (Vergleiche Kapitel B, Abschnitt 3.) Wie auch Oberth (siehe dritte Auflage seines Werkes Herbst 1928) vertritt auch Hoefft die Meinung, daß es keinen stetigen Übergang vom Flugzeug zum Raumschiff gibt, irgendwo muß der Sprung erfolgen. Der von Valier betonte Einbau von Raketenmotoren in Junkers-Flugzeuge

[1]) Report of the National Advisory Committee for Aeronautics U. S. A. Dr. A. F. Zahm: Pressure of air on coming to rest from various speeds. (Staudrucke bei verschiedenen Geschwindigkeiten.) Die Untersuchung erfolgte bis zu einer Geschwindigkeit von 447,5 m/sec.

und die allmähliche Beschneidung der Tragflügel führt zu Zwischenformen, die weder als Flugzeug noch als Rakete tauglich sind. Für den Laien ist diese langsame Entwicklung sehr bestechend, hat aber mit der Wissenschaft und Technik nichts zu tun. Die Fernraketen für Flugstrecken auf der Erde sollen nicht nach dem Stufenprinzip gebaut werden, also ohne Schubrakete arbeiten,

Abb. 71. Dr. Fr. v. Hoefft, Vorsitzender der Gesellschaft für Weltraumforschung, Wien.

sondern müssen vielmehr, wie ein jedes andere Wasserflugzeug, nach Wiederfüllung seiner Brennstoffbehälter bereit sein, den Rückflug anzutreten. Daß die Fernrakete für größere Strecken vom Wasser steigen und auf Wasser landen soll, ist verkehrstechnisch klar und durch die Wasserverteilung auf der Erde bestimmt. Bei Raketenschiffen für kosmische Fahrten ist das Stufenprinzip naturgemäß unvermeidlich. Der erste Fernraketenentwurf von v. Hoefft stellte eine Rakete dar mit gekühltem, dick profilierten Leichtmetalltragflügel, doch kam v. Hoefft bald zum Entschluß, die ganze Rakete als tragenden Flügel auszubilden (Abb. 72). Die Fernrakete ist als Wasserflugzeug mit zwei Schwimmern versehen. Der als Tragflügel ausgebildete Rumpf a enthält von vorne den Führer- und Fahrgastraum bzw. bei unbemannten Raketen die selbstschreibenden Meßgeräte und die selbsttätige Steuerung, dahinter Brennstoffbehälter und Raketenmotore mit Düsen b. Die drehbare Steuerdüse c dient zur Seitensteuerung. Der Flügelrumpf ist auf ein Schwimmerpaar d gestellt. Infolge der exzentrischen Lage des Schwerpunktes zum Metazentrum (Auftriebsschwerpunkt des ver-

drängten Wasserinhaltes) bei vollen Brennstoffbehältern nimmt die Fernrakete von selbst eine schräge Lage ein. Bei dem Abstieg soll die Rakete mittels der Steuerdüse mit den Hauptraketendüsen nach vorne gedreht werden, so daß die Rakete mit dem Achterteil voraus landet. Was die aerodynamisch wirkenden Steuer-, Höhen- und Seitenruder anbetrifft, so müssen, wegen des

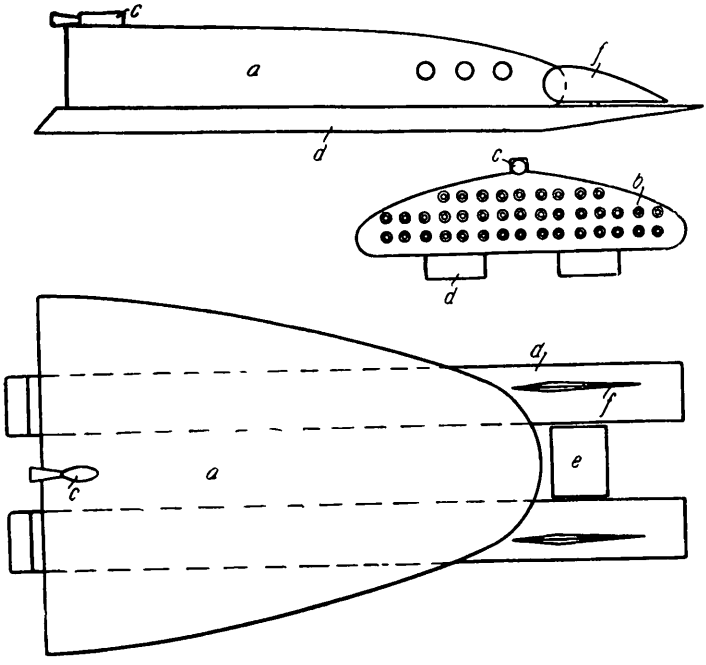


Abb. 72. Fernrakete nach v. Hoefft.

Fluges mit Überschallgeschwindigkeit, Bugruder angebracht werden (e Höhenbugruder, f Seitenbugruder). Die Landung kann nach den Gleichungen (109, 110 und 16) bei geringer Flächenbelastung, also Landegeschwindigkeit erfolgen. Wenn das Abfluggewicht 30 t und Landegewicht 3 t, also Anfangsmassenverhältnis $q_a = 10$ ist, so wird bei einer Flügelfläche von 100 m² die Anfangsflächenbelastung 300 kg/m² und die Landungsflächenbelastung 30 kg/m², woraus nach Gl. (16) man bei einem Auftriebsbeiwert von $c_a = 0{,}4$ (sehr ungünstig) eine Landegeschwindigkeit von nur $v = 34{,}7$ m/sec erhält. Bei dieser Geschwindigkeit kann natürlich jeder Flieger landen. Dabei kann man noch etwas Gegengas geben und die Landegeschwindigkeit durch Vergrößerung des Auftriebes,

mittels eines Hilfsflügels, etwa nach Art der selbsttätigen Handley Page-Schlitzflügelsteuerung, nötigenfalls verringern. Als Bau-

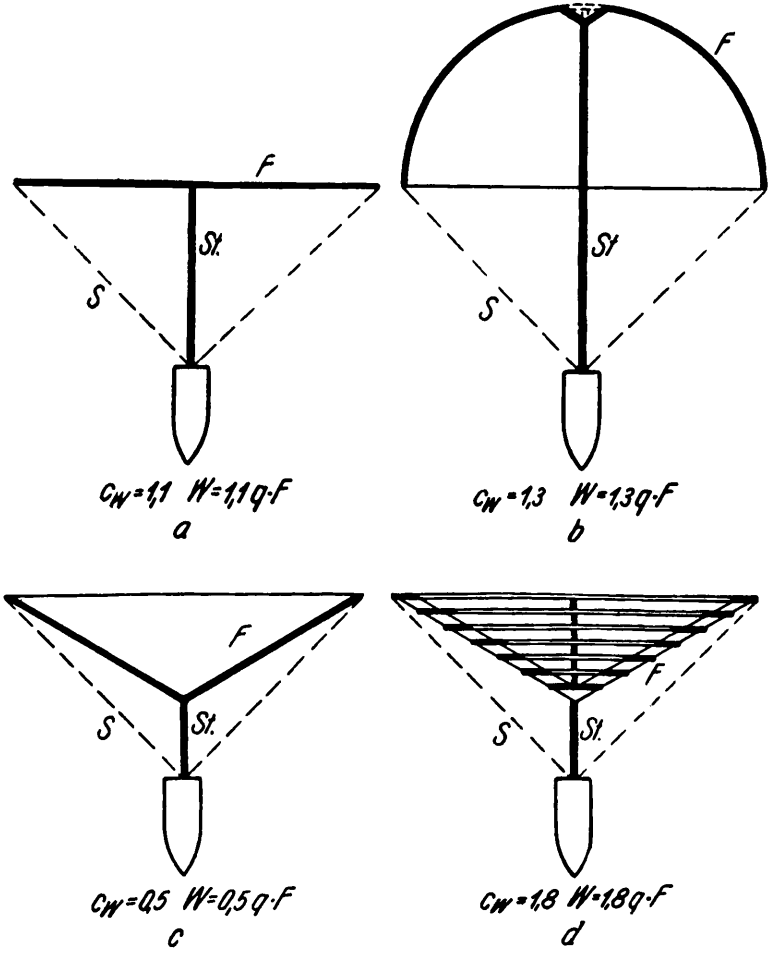


Abb. 73a bis d. Schema zum Prinzip des Gitterfallschirmes.

stoffe für die Fernrakete schlägt Hoefft Leichtmetall, für die mit den Brennstoffen (flüssiger Wasserstoff und Sauerstoff) in Berührung kommenden Teile Blei oder ganz weiches Elektrolytkupfer vor. Der Tragflügel soll wegen der Verdichtungswärme der Luft beim Flug mit Überschallgeschwindigkeit mittels flüssigen Sauerstoffes gekühlt werden.

Weit besser als ein einfacher Fallschirm ist der vom Verfasser entworfene Gitterkonusfallschirm, dessen Prinzip in Abb. 73 a, b, c und d erörtert ist (Seile punktiert gezeichnet). Eine Anordnung nach a ist sehr unstabil, gleich ob der Körper mit dem Fallschirm mittels starker Stange St oder mittels Seile S befestigt ist. Die Anordnung b hat wegen des höheren Widerstandsbeiwertes, der nach oben gewölbten Fallschirmfläche eine größere Wirkung; die Stabilität kann durch eine Öffnung im oberen Teile des Fallschirmes vergrößert werden. Weit stabiler ist die Anordnung c, wobei eine starre Verbindung mittels einer Stange die Stabilität noch erhöht. Diese Anordnung hat aber gegen die Anordnung b wegen eines geringen Widerstandbeiwertes einen kleineren Wirkungsgrad. Nun zeigen ältere theoretische Arbeiten und Messungen an der Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen[1]), daß ein dünner Ring mit einem Verhältnis der Breite zum Umfang $2\pi D : b = 10$ bis 20 einen um etwa 1,5 bis 1,8 mal größeren Widerstandsbeiwert hat, wie eine gleichgroße kreisrunde Fläche. Darum zerlegt Verfasser die Fläche F des Fallschirmes in lauter dünne Ringe und ordnet sie nach einem Konus, so daß der größere Ring nach oben kommt (siehe Anordnung d). Dadurch wird der Widerstand des Fallschirmes um 1,7 mal erhöht und volle Eigenstabilität gewährt. Zur Erhöhung letzterer können die Ringe nach innen konisch geneigt werden (V-Form). Der Widerstandsbeiwert kann noch bedeutend erhöht werden durch nicht glatte, sondern eckige bezw. zackige Formgebung der Ringränder, und durch eine besondere Anordnung von Löchern in den Ringen. Bei der praktischen Ausführung eines solchen Gitterfallschirmes (siehe Abb. 74) können die Einzelteile (Ringsegmente) beim Aufstieg verdreht werden und als ringförmige Stabilisierungsflächen in der Aufstiegstellung a dienen. Beim Abstieg werden sie durch ein selbsttätiges Gerät in die Landestellung b gebracht. Auch könnten die Ringe beim Aufstieg als Venturidüsen (Abb. 46) dienen und somit beim Fluge in dichteren Luftschichten die Stützmasse vergrößern.

2. *Neue Arbeiten und Entwürfe von Raumschiffen.*

Das Raketenraumschiff von Ziolkowsky (Abb. 75) hat alle wesentlichen Merkmale der kleineren Registrierraketen seiner Bauart. Das Raketenschiff hat eine Schlankheit (Verhältnis von Länge zu größtem Durchmesser) von nicht mehr als 10. Die innere Hülle ist von der äußeren durch ein Vakuum (Thermosprinzip) isoliert.

[1]) Ergebnisse der Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen. II. Lieferung. Verlag R. Oldenbourg, München.

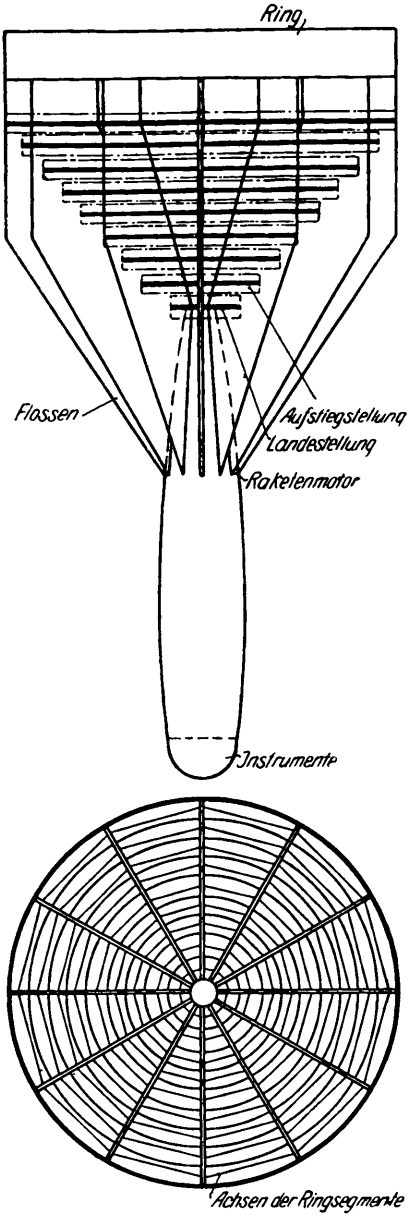


Abb. 74. Registrierrakete mit Gitterfallschirm.

Beide zusammen bilden die biegungssteife Metallblechprallhülle (siehe Abb. 60). Die ersten kleineren Raumschiffe, die aus dem Bereiche der Stratosphäre herausfliegen sollen, können nach der Mehrrumpfbauart konstruiert werden. Die Landung der Raumschiffe erfolgt im Wasser, der Abstieg im Gleitfluge. Also muß das Schiff mit einem passenden Flügel versehen werden. Die Steuerung erfolgt durch folgende Steuerorgane — in der Luft mittels üblicher aerodynamisch wirkender Steuer, also mit Höhen- bzw. Querruder und Seitenruder und im Raume mittels Raumruder. Diese Steuerung soll selbsttätig oder von der Hand erfolgen, wobei erstere als Primäre gedacht ist. Der ganze Mechanismus des Raumschiffes soll möglichst selbsttätig wirken. Die Steuerorgane werden betätigt durch einen kardanisch (in zwei Ringen) aufgehängten Kreisel, welcher bei Bewegung der Raumschiffsachse aus der gewünschten Richtung Ströme auslöst, welche dem Ablenkungswinkel der Bewegung proportional sind. Im Raume und in höheren Luftschichten können auch die Lichtstrahlen der Sonne oder eines anderen Peilobjektes zur Steuerung angewandt werden. Das Raumschiff besitzt behufs dieser Steuerung sog. Raumsteuerperiskope, welche durch einen Prismenkonus und bikonvexe Linse das Sonnenlicht auf eine Kugelkalotte mit Selenzellen werfen. Also wandert bei Bewegung des Raumschiffes das Sonnenbild auf den Selenzellen. Die Selenzellen sollen möglichst kleine Wirkungsträgheit besitzen, etwa wie solche, die für den Bildrundfunk bzw. für die Fernkinematographie z. Zt. von Byrd und Dionys von Milhally entwickelt werden. Die beleuchteten Selenzellen werden für den elektrischen Strom leitend, welcher so die Steuerorgane (Raumruder) bewegt. Als ausgesprochenes Raumsteuerorgan ist die Ziolkowsky'sche Massensteuerung anzusehen, bei welcher durch Bewegung zweier Massen der Schwerpunkt verlegt wird, wodurch ein Moment entsteht, welches das Schiff in die gewünschte Richtung dreht. Diese Steuerung ist insbesondere gedacht für Raumschiffe mit mehreren Raketenmotoren bzw. Düsen, um im Falle des Versagens eines Motors oder einer Düse den geraden Kurs halten zu können. Insbesondere soll der Führer während der Beschleunigungsperiode beim Abflug gänzlich entlastet sein: die Steuerung muß also absolut selbsttätig erfolgen.

Da nach Gl. (76) der dynamische Wirkungsgrad mit der Beschleunigung wächst, so ist eine hohe Beschleunigung beim Abflug von Nutzen. Der Mensch hält aber nur eine Höchstbeschleunigung von $b_r = 5\ g \approx 50\ m/sec^2$ aus. Darum entwarf Ziolkowsky ein besonderes Beschleunigungsschutzgerät. Dieses Gerät besteht einfach aus einem Gefäß mit einer Flüssigkeit von spez. Gewicht des menschlichen Körpers, in welches die Fluggäste während der Beschleunigungsperiode eingetaucht werden. Dieses Verfahren ist von

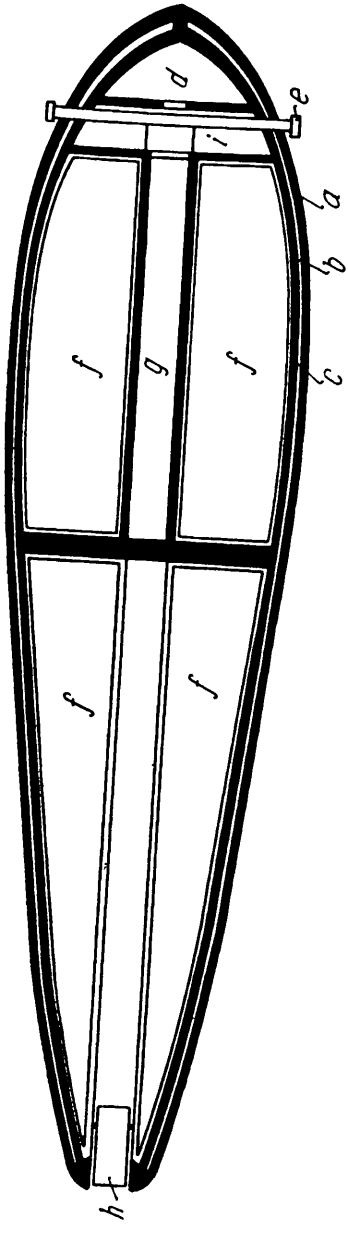


Abb. 75. Raketenraumschiff nach Ziolkowsky.

Ziolkowsky unter Schutz gestellt und in einer kleineren Abhandlung „Über den Transport zerbrechlicher Gegenstände" beschrieben. Dieser Umstand erklärt u. a. auch das ungefährliche Hantieren mit bestimmten Präparaten in mit Konservierungsflüssigkeiten (Spiritus u. a.) gefüllten Gläsern.

Der an sich relativ kleine und leichte Raketenmotor nimmt die Mitte und den Achterteil des Raumschiffes ein. Die Lagerung des Raketenmotors muß zur Verminderung der Stöße federnd ausgeführt werden. Der Raketenmotor ist von einer festen Schutzhülse umgeben, welche die anderen Teile des Schiffes schützt. Die großen Brennstoffbehälter nehmen den Hauptteil des Inhaltes der Schiffshülle ein. Die Behälter sind doppelwandig mit Vakuum zwischen den Wänden und gut wärmeisoliert. Die Brennstoffe können durch Sicherheitsventile frei verdampfen. Zur Regelung der Innentemperatur denkt sich Ziolkowsky das Schiff mattgeschwärzt und mit einem Schuppenplattenpanzer von glänzenden Platten umgeben, wodurch man nach dem auf S. 30 (Abb. 14) Gesagten das Strahlungsverhältnis, also Temperatur im Innern des Raumschiffes ändern kann. Vor den Brennstoffbehältern befinden sich die Steuergeräte: Raumsteuerperiskope, Kreiselgeräte und die Massensteuerung; der Generator des elektrischen Stromes wird durch einen kleinen Motor angetrieben, welcher mit den Brennstoffen des Raketenmotors arbeitet. Die gleisgebundene Startrakete von Ziolkowsky (Abb. 76) besteht aus einem Druckluftschnellgleitwagen (vergl. Abb. 4) mit Raketenantrieb, in dessen konischem Bugteil das Achterteil des Raketenraumschiffes ruht. Die Startrakete soll eine große Schlankheit besitzen von rund 20 bis 50 (!) — letztere ist natürlich unausführbar. Die Startrakete enthält von vorne: die konische Öffnung zur Aufnahme des Raumschiffachterteiles, die Steuergeräte und den Führerraum (nach Ziolkowsky soll die Startrakete unbemannt sein und gänzlich selbsttätig wirken, was technisch leicht ausführbar ist), die Brennstoffbehälter und den Raketenmotor. Die Bremsung der Startrakete nach Entkupplung mit dem Raketenraumschiff erfolgt durch Luftbremsen, d. h. durch seitlich ausklappbare Widerstandsflächen und durch die beim Abflug des Raumschiffes entstehende riesige Bugöffnung, welche etwa wie ein Fallschirm wirkt. Die Wirkungsweise ist also folgende: die Startrakete fährt mit dem Raumschiff und wird bis zur Höchstgeschwindigkeit beschleunigt. In diesem Moment erfolgt die Entkupplung des Raumschiffes, welches weitersteigt, nun fängt die Bremsung der Startrakete an. Da eine unbemannte Startrakete eine weit höhere negative Beschleunigung aushält als eine bemannte, so wird sie eine kleinere Bremsstrecke gebrauchen, demnach wirtschaftlicher sein.

Das Raketenschiff von Dr. Ing. W. Hohmann besteht einfach aus einem Turme aus hartem Pulver, auf dessen Spitze das eigentliche Raumschiff verankert ist. Der Turm ist 27 m hoch und hat unten einen Durchmesser von 18,7 m und oben von 0,65 m. In dieser Form ist der Entwurf natürlich praktisch unausführbar. Man kann dabei die Verbrennung nicht beeinflussen, außerdem ist die Steuerung des Turmes gefährlich und schwierig. Zuletzt ist auch wegen Abwesenheit jeglicher Düse die Ausströmgeschwindigkeit viel zu klein. Der überragende Verdienst Hohmanns liegt in etwas ganz anderem, und zwar in den Berechnungen der Fahrtrouten des Raumschiffes, welche er in verschiedenen Abhandlungen veröffentlicht hat.

Das Raketenraumschiff von H. Oberth (Abb. 77) ist eine Stufenrakete. Die untere abwerfbare Schubrakete arbeitet mit Alkohol bzw. Alkoholwasser und Sauerstoff, die obere mit Wasserstoff und Sauerstoff. Der Führer und der Fluggast sitzen in der Kammer I, oberhalb der Kammer befindet sich der Fallschirm f und die auseinander klappbare Spitze. Die Wasserstoff- bzw. Alkoholbehälter e befinden sich über den Sauerstoffbehältern S. Der Führerraum ist mit vier Periskopen P versehen. Der Metallblechmantel der Wasserstoff-Sauerstoff-Rakete a umfaßt die entkuppelbaren Teile der Alkohol-Sauerstoff-Rakete. Die Heizgaspumpen m und n befinden sich über den Pumpenkammern für die Brennstoffe p_1 und p_2 und dem Sauerstoff p_3 und p_4. Hinter den Pumpenkammern befinden sich die Zerstäuber z mit Regulierstiften l. Die Wasserstoff- und Alkoholraketen besitzen Flossen W.

Als Instrumente dienen 3 Beschleunigungsmesser und 2 Steuerkreisel, welche mit elektrischen Geräten, die Beschleunigungen und Geschwindigkeiten nach den drei Raumrichtungen aufzeichnen u. die resultierende Beschleunigung und Geschwindigkeit nach Richtung und Größe bestimmen. Diese Angaben werden durch ein elektrisches Gerät auf Papierstreifen gezeichnet, Wenn man — und dieses sei für den vorgebildeten Leser gesagt — nach der all-

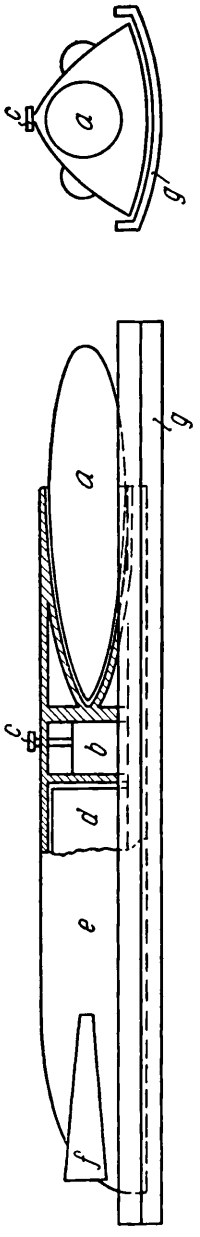


Abb. 76. Startrakete nach Ziolkowsky.

gemeinen Relativitätstheorie von Einstein die Einwirkung der Rotation der Himmelskörper auf die Schwerefelder berücksichtigen muß, so wird das Gerät weit komplizierter und es muß 10 Streifen haben (wegen des sog. Zehnertensors oder der Zehnerdyade).

Der Abflug erfolgt vom Wasser, ebenso die Landung. Die abgeworfene Schubrakete kann durch Fallschirm oder Flügel etwa

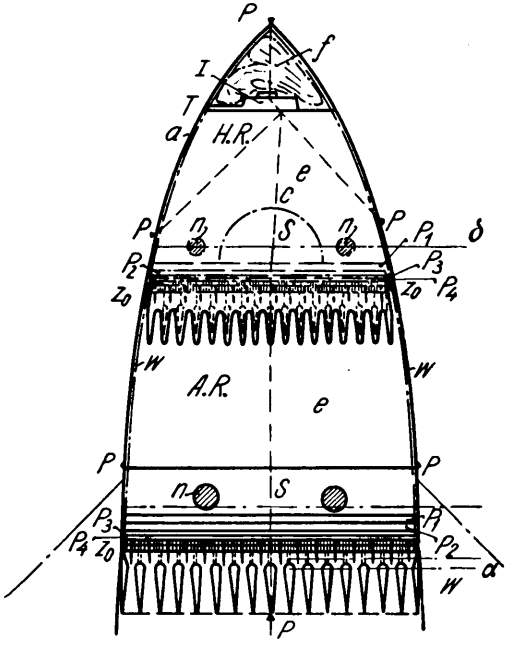


Abb. 77.[1]) Raketenraumschiff von Oberth.

als schwanzloser Eindecker ungefährdet im Wasser landen. Die Schubrakete erteilt eine Geschwindigkeit von 7 bis 8 km/sec, wonach sie abgekuppelt wird und niedergeht. Die Wasserstoff-Sauerstoff-Rakete beginnt nun allein den Raumflug.

F. Ausblick.

Wir sind erst am Vorabend der Geschehnisse — doch die Wenigen und Einsamen, die daran forschen und für das größere Morgen wirken, sehen in der Ferne den ehern schreitenden Anfang der kosmischen Aera der Menschheit. Dieser wird ebenso

[1]) Abb. 77 nach dem Werk „Die Rakete zu den Planetenräumen", von H. Oberth. Verlag R. Oldenbourg, München, 2. Aufl. 1925.

ruhig und sachlich kommen, wie der Flug in der Luft. Und verblassen nicht die überschwenglichen Phantasien der großen Pioniere der 80er und 90er Jahre des vorigen Jahrhunderts, des „Vorabends des Menschenfluges", vor dem metalldröhnenden Fluge des großen Heute?

Infolge der absoluten Neuigkeit mancher Erscheinungen und psychischer Hemmungen vieler Art, wird das Raketenproblem bis zum Weltraumfluge noch viel Arbeit schaffen. Man vergesse aber nicht die rasende Entwicklung der sog. „reinen" und „angewandten" Wissenschaft und den Umstand, daß wir Wege und Methoden der Erkenntnis besitzen, die noch vor ein paar Jahrzehnten fehlten.

Wie die technische Entwicklung der Raketenfahrt im einzelnen kommen wird, ist äußerst schwer zu sagen. Versuche mit Pulver und anderen festen Sprengstoffen haben nur bedingten Wert. Raketenfahrzeuge mit Rädern sind an sich eine contradictio sine adjectum, da die Rakete nur für hohe Geschwindigkeiten geschaffen ist. Darum müßten Raketenschnellwagen eher nach dem Prinzip der Ziolkowsky'schen Druckluftpolster-Schnellwagen erbaut werden, da ja das ureigentliche Bewegungsmedium der Rakete die Luft und der Weltenraum sind. Als erste wird man wegen der Einfachheit der Erscheinungen wohl Registrierraketen bauen, die mit wirksamen Gitterkonusfallschirmen ausgerüstet, Luftproben und Meßergebnisse aus höheren luftverdünnten Schichten bzw. aus dem Weltenraume bringen werden. Der Bau der Meßinstrumente wird wegen der großen Trägheit der üblichen Instrumente eine nicht leichte Aufgabe sein — allerdings teilte Prof. Hermann Oberth dem Verfasser mit, daß er als Meteorologe Sonderbauarten von Instrumenten mit verschwindender Trägheit entworfen hat. Eine besondere Bedeutung kommt dabei natürlich der genauesten Bestimmung des Staudruckes zu, da, wie schon erwähnt, man aus der Beschleunigung und aus der Zeit die Geschwindigkeit, also die Luftdichte ermitteln kann. Voraussetzung auch für erfolgreiche Registrierraketen ist die Schaffung des Raketenmotors mit flüssigen Brennstoffen. Versuche mit endogenen Sauerstoffverbindungen (insbesondere Stickstoffperoxyd), wie sie hierzulande an einer Stelle getätigt werden, sind äußerst gefährlich und machen den Raketenmotor noch komplizierter, als er schon so ist. Die Anwendung von harmlosen schweren und leichten Kohlenwasserstoffen mit Sauerstoff ist weit einfacher und ungefährlicher. Das gelegentlich vorgeschlagene Gemisch von Kohlenstaub und flüssigem Sauerstoff ist äußerst explosiv und gefährlich.

Was den Umweg über das Flugzeug anbelangt, so ist klar, daß es eine ständige Entwicklung nicht gibt. Man bedenke, daß das

Flugzeug ein Fluggerät sui generis für die dichten Luftschichten ist und aerodynamisch wirtschaftlich bleibt, solange nicht allzu hohe Geschwindigkeiten erreicht werden. Nach Meinung verschiedenster Forscher wird die Fluggeschwindigkeit von mit Luftschrauben angetriebenen Flugzeugen die Grenze von 800—850 km/st nicht überschreiten. Der Flug mit Überschallgeschwindigkeit ist an sich aerodynamisch unwirtschaftlich, allerdings kann die Nurflügelbauart die Wirtschaftlichkeit bedeutend steigern. Dank der riesigen Geschwindigkeit ist das Raketenflugzeug verkehrstechnisch doch wirtschaftlich, da der sog. Transportkoeffizient dank der großen Geschwindigkeit höher als beim einfachen Luftschraubenflugzeug ist. Raketenflugzeuge können natürlich mit Sinn nur dann erbaut werden, wenn wir die Luftkräfte, kurz Strömungstechnik, bei Überschallgeschwindigkeiten vollkommen beherrschen. Bis dahin ist der Einbau von Pulverraketen in Segelflugzeugen für die Entwicklung von wirtschaftlichen Raketenflugzeugen von geringem Wert (allerdings sind Schwanzlose- und Entenbauarten baulich geeignet, strömungstechnisch mehr Erstere). Man bedenke auch, daß der Raketenmotor kein ausgesprochenes Antriebsgerät für Dauerleistungen ist. Weit einfacher, billiger und wirtschaftlicher als Raketenflugzeuge sind Fernraketen, an deren Bau man mit geringen Mitteln schon jetzt schreiten kann. Elektrische Fernlenkung wäre für unbemannte Raketenfluggeräte die ideale Lösung, insbesondere in Verbindung mit dem elektrischen Fernseher: die Polrakete fliegt von Nordamerika nach Nordrußland, photographiert selbsttätig und übermittelt, was ihr elektrisches Fernauge sieht an alle mit Fernsehern ausgerüsteten Rundfunkteilnehmer. Nun ist aber die elektrische Fernlenkung auch für langsam fliegende Flugzeuge (Geschwindigkeit etwa 150 km/st) noch nicht vollständig ausgearbeitet; angewandt wurde dabei die Lochstreifensteuerung, welche zusammen mit dem Sender die Stromimpulse steuerte. Trotzdem ließe sich eine solche Forschungsfernrakete im Laufe einiger Jahre entwickeln.

Registrierraketen und Fernraketen sind die Vorläufer zum Bau der Raumschiffe, jedenfalls nicht mit Raketen versehene Phantasieflugzeuge „Stratosphärenflugzeuge" mit schönen dicken widerstanderzeugenden Rümpfen und Junkersflügeln mit fauchenden Raketen. Jeder Schritt, den wir zur Lösung des Raketenproblems tun, bringt uns zwei Schritte dem Raumschiffe näher. Den Wert eines Raumfluges zu erläutern, ist gänzlich unnütz, die riesige Erkenntnis über Stellarastronomie über die Sonne, Fragen der klassischen und relativistischen Mechanik, Atomphysik und unendlich vieles andere, können durch einen Raumflug erforscht werden. Noch weit mehr würde das Betreten fremder Himmelskörper geben, doch dieses grenzt schon an Phantasie.

Wir sehen, daß die Entwicklung des Raketenfluges bis zu Flügen im Sonnensystem und Betreten anderer Weltkörper rein sachlich und methodisch erfolgen muß. Psychisch erfordert der Raumflug höheren Mut und mehr Glauben an die Allmacht des menschlichen Geistes, als sehr viele Menschen aufbringen können, weil sie leider psychisch viel zu schwach dazu sind. Mehr als je zeigt die Stellungnahme des Einzelnen zum Weltenraumfluge, welche das alleinige höhere Ziel des Raketenproblems ist, die Scheidung in Geister des Lichtes und der Finsternis. Man denke dabei: was würden Giordano Bruno, Galilei, Kepler und Newton sagen, wenn sie — diese Großen der Menschheit — noch diese Freude erleben könnten? Und in ihrem Geiste müssen wir arbeiten, Dies müssen wir geloben, dies müssen wir aber auch tun . . . .

Man bedenke, schon 1911 schrieb der große französische Flugtechniker Ferdinand Ferber über den Weltraumflug: „sicher wird dies der Wille sein und auch ausgeführt werden von einer Gruppe der zukünftigen Übermenschen, die tausendmal stärker und klüger sind als wir, deren Geist wir doch enthalten wissen in den tiefsten Tiefen unseres Seins". Und wir, die wir am Vorabende dieser Tatsachen stehen, schreiben erst das Jahr 1928.

Und in den Stunden, wo es schwer ist, und der Mut flieht, so daß man Kraft und Zeit gewinnbringenden „nützlicheren" Arbeiten oder geistestötenden Genüssen schenken will, denke ein jeder an die Worte des greisen russischen Propheten des großen Meisters des Sternenfluges:

„So wird die Menschheit — unsterblich wie das Weltall — wandern von einer Sonne zu der anderen und die Güter der Geister ihrer Großen bewahren und vermehren. Das Leben ist unendlich wie die Natur, darum arbeitet Alle, Forscher und Erfinder, Große und Kleine, trotz Armut und Bedrängnis, trotz Unverständnis, Hohn und Spott, auf daß Eure Saat in der Unendlichkeit unermeßliche Früchte trage".

G. Literaturverzeichnis.

A. Bücher:

1. Robert Esnault Pelterie (Frankreich). L'exploration par fusées de la tres haute atmosphère et la possibilité des voyage interplanétaire. Paris 1928.
2. de Fontana (Italien). Venezianische Geheimschrift 1420.
3. A. P. Födorof (U. d. S. S. R.). Ein neues Prinzip der Luftfahrt. Leningrad 1896.
4. Wilhelm Gaedike, Pseudonym: Ing. Crassus (Deutschland). Der gefahrlose Menschenflug. Hephästos-Verlag, Hamburg 1911.
5. Otto Willi Gail (Deutschland). Mit Raketenkraft ins Weltenall. Vom Feuerwagen zum Raumschiff. Verlag K. Thienemann. Stuttgart 1928.
6. Robert H. Goddard (Ver. St. Amerika). A method of reaching extreme altitudes. Smithsonian Miscellaneaus Collections. Volume 71, Number 2. Verlag des Smithsonian Institution. City of Washington 1919.
7. s'Gravesande. Physica elementa mathematica, experimenta confirmata, sive introductio ad philosophiam Newtonianam. 2 Bände. Leiden 1720/21 und 3. Auflage 1724.
8. Gussalli (Italien). Si puo tentare un viaggio dalla terra alla luna. Societa editrica libraria. Rom, Mailand, Neapel.
9. Walter Hohmann (Deutschland). Die Erreichbarkeit der Himmelskörper. Verlag R. Oldenbourg, München. Berlin 1925.
10. Willy Ley (Deutschland). Die Fahrt ins Weltall. Verlag Hachmeister und Thal. Leipzig 1926.
11. Willy Ley (Deutschland). Die Möglichkeit der Weltraumfahrt. Allgemeinverständliche Beiträge zum Raumschiffahrtsproblem von H. Oberth, Fr. v. Hoefft, W. Hohmann, K. Debus, G. v. Pirquet, Fr. W. Sander und W. Ley. Verlag Hachmeister und Thal. Leipzig 1928.
12. Muratori (Italien). Rer. ital. script. Band 17. 1379.
13. Konrad Kyeser von Eichstädt (Deutschland). Cod. phil. 63 d. Univ.-Bibl. Göttingen, Blatt 104b und 105a. 1405.
14. R. Bauer (Deutschland). Hagel- und Wetterschießen mit besonders gebauten Raketenbomben von über 1000 m Steighöhe. Verhandlungen des 78. Naturforschertages in Stuttgart 1906. Verlag F. C. W. Vogel, Leipzig.
15. Hermann Oberth (Deutschland). Die Rakete zu den Planetenräumen. Verlag R. Oldenbourg. 3. Auflage. München-Berlin 1928.
16. Hermann Oberth (Deutschland). Grundprobleme der Raumschifffahrt. Beitrag im Werk „Die Möglichkeit der Weltraumfahrt" von W. Ley, S. 106/152. Verlag Hachmeister & Thal.
17. Nicolaus Alexius Rynin (U. d. S. S. R.). Weltraumverkehr. Enzyklopädie des Raumschiffproblems und Planetenverkehrs. 1. Band. L. Lieferung: Wünsche, Wunschträume, Legenden und erste phantastische Entwürfe. Verlag Petschatnia. Leningrad 1928.
18. Max Valier (Deutschland). Der Vorstoß in den Weltenraum. Eine technische Möglichkeit. Verlag R. Oldenbourg. München-Berlin 1927.

19. Max Valier (Deutschland). Raketenfahrt. Verlag R. Oldenbourg. München-Berlin 1928.
20. Konstantin Edouard Ziolkowsky (U. d. S. S. R.). Erforschung der Weltenräume mittels Reaktionsraumschiffen. 3. Teil (populär-wissenschaftlich). Kaluga-Leningrad 1913/1914.
21. Konstantin Edouard Ziolkowsky (U. d. S. S. R.). Eine Rakete in den kosmischen Raum. (Neubearbeitung 1903/1924.) Verlag 1. Reichsschriftsetzerei. Kaluga 1924.
22. Konstantin Edouard Ziolkowsky (U. d. S. S. R.). Erforschung der Weltenräume mittels Reaktionsraumschiffen. (Neubearbeitung 1914/1926.) Verlag 6. Reichsschriftsetzerei. Kaluga 1926.
23. Konstantin Edouard Ziolkowsky (U. d. S. S. R.). Erste praktische Vorversuche mit Reaktionsraumschiffen. Arbeitsplan und Beschreibung der Versuchsanordnung. Verlag 6. Reichsschriftsetzerei. Kaluga.

B. Aufsätze in Zeitschriften.

1. Anonymus (Deutschland). Ein Strahlantriebsmittel für Flugzeuge (Melot-Rückstoßer). Flugsport Heft 8 vom 14. April 1926, S. 144/145. Frankfurt a. Main.
2. Anonymus (England). Jet propulsion in France (Melot-Rückstoßer). The Aeroplane Bd. 26, Heft 9, vom 27. Februar 1922. S. 176. London.
3. Konrad Baetz (Deutschland). Der Raketenschuß und der zweite Hauptsatz der Wärmetheorie. Die Rakete 2. J. Nr. 6 vom 15. Juni 1928 S. 89/93. Verlag: Verein für Raumschiffahrt E. V., Breslau.
4. K. de Boer (Deutschland). Zur Frage des Weltraumschiffes. Umschau 1924, Heft 12.
5. Valentin Bolatre (Frankreich). Le propulseur-trompe Melot. La science et la vie. Heft 3 vom März 1921. Paris. (Siehe auch: Zeitschrift für Flugtechnik und Motor-Luftschiffahrt, 12. J., Heft 10, 1921. — Luftfahrtrundschau. Technische Nachrichten.
6. Gustavo Antonio Crocco (Italien). Sulla possibilita della navigazione extraatmospherica. Atti della Reale Accademia dei Lincei 1923. Vol 32 Fascicolo 7° Rendiconti delle Sedute vom 15. April 1923. 1. Semestra, Rom.
7. Gustavo Antonio Crocco (Italien). Possibilita di superaviazione. Atti della Reale Accademia dei Lincei. Rendiconti delle Sedute (6) 3 Nr. 5, Sitzung vom 7. März 1926. S. 241/247. Rom.
8. Paul Dittrich (Deutschland). Ist eine Fahrt nach dem Mond möglich? (Urania, Jena 1927, Heft 8.)
9. A. M. Fraedrich (Deutschland). Warum man nicht nach dem Mond reisen kann. (Blitz 1927, 7. Januar.)
10. O. P. Fuchs (Österreich). Beitrag zur Kosmonautik. Flugzeug und Yacht. Nr. 7 vom Juli 1926. Wien.
11. Gebauer (Tschechoslowakei). Problem des Schießens von einem Planeten auf einen anderen. Wojenske Rosglede (Militärische Betrachtungen) Heft 11 vom November 1922. Prag.
12. A. Gorochof (U. d. S. S. R.). Der mechanische Flug der Zukunft. Wosduschny Put (Der Luftweg) Heft 2, Februar 1911. Leningrad.
13. H. J. Gramatzki (Deutschland). Funkwelle und Weltenraum. Sendung III, Nummer 45.
14. Hans Grimm (Deutschland). Warum man doch zum Mond fahren kann. Blitz 1927, 4. Februar. (Erwiderung auf den Artikel von A. M. Fraedrich.)

15. Georg Hamel (Deutschland). Über eine mit dem Problem der Rakete zusammenhängende Aufgabe der Variationsrechnung. Zeitschrift für angewandte Mathematik und Mechanik Band 7, Heft 6 von November-Dezember 1927 S. 451/452. Berlin.
16. Franz Oskar Leo Edler v. Hoefft (Österreich). Die Eroberung des Weltalls. Flugzeug und Yacht. Heft 5 vom Mai 1926. Wien.
17. Franz Oskar Leo Edler v. Hoefft (Österreich). Die Eroberung des Weltalls. Vortrag, gehalten im Verein deutsch-österreichischer Ingenieure am 9. Februar 1928. Die Rakete 2. J. Nr. 3 vom 15. März 1928. S. 36/42. Verlag: Verein für Raumschiffahrt E. V. Breslau.
18. Franz Oskar Leo Edler v. Hoefft (Österreich). Die Eroberung des Weltalls. Wissen und Fortschritt 2. J. Nr. 4 vom April 1928. Verlagsgesellschaft „Wissen und Fortschritt". Berlin.
19. Heinrich Hein (Deutschland). Der Schuß in den Weltenraum. Kosmos 1925. Heft 5.
20. Walter Horn (Deutschland). Die Rakete und der Mond. Kosmos 1925. Heft 1.
21. H. H. Kritzinger (Deutschland). Vom Leben im All. Pädagogische Warte, Heft 1.
22. Robert W. E. Lademann (Deutschland). Zum Raketenproblem. Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt 18 J. Heft 8 vom 28. April 1927 S. 177/181. München-Berlin.
23. Robert W. E. Lademann (Deutschland). Arbeitsplan für erste wirkliche Versuche mit Rückstoßerraumschiffen von K. E. Ziolkowsky (Buchbesprechung). Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt 18 J. Heft 20 vom 28. Okt. 1927 S. 482. München-Berlin.
24. Robert W. E. Lademann (Deutschland). Die wissenschaftliche Bedeutung des Rückstoßers. Der Luftweg Heft 10 vom 25. Mai 1928 S. 103/104. Berlin.
25. Robert W. E. Lademann (Deutschland). Das Rak-Auto und seine Vorgänger. Historisches zum Rückstoßer. Der Luftweg Heft 11 vom 10. Juni 1928 S. 119/121. Berlin.
26. Robert W. E. Lademann (Deutschland). Rund um die Rakete. Illustrierte Flug-Woche 10. J. Heft 4 vom 20. Juni 1928 S. 122/124. Verlag: Verlag für deutsches Flugwesen. Berlin.
27. Robert W. E. Lademann (Deutschland). Weltraumfahrten, Träume, Legenden und Phantasien. Band 1 Heft 1 von N. A. Rynin (Buchbesprechung). Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt 19. J. Heft 12 vom 28. Juni 1928 S. 282.
28. Alexander Lippisch (Deutschland). Raketenversuche mit Flugzeugen und Flugmodellen. Mitteilung des Forschungsinstitutes der Rhön-Rossitten-Gesellschaft E. V. A. Technischer Bericht. Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt 19. J. Heft 12 vom 28. Juni 1928 S. 270/273.
29. H. Lorenz (Deutschland). Die Möglichkeit der Weltraumfahrt. Zeitschrift des Vereins Deutscher Ingenieure Bd. 71 Heft 19 vom 7. Mai 1927 S. 651/657. Berlin.
30. H. Lorenz (Deutschland). Die Möglichkeit der Weltraumfahrt (1. Nachtrag.) Zeitschrift des Vereins Deutscher Ingenieure Bd. 71 Heft 32 vom 6. August 1927 S. 1128. Berlin.
31. H. Lorenz (Deutschland). Die Möglichkeit der Weltraumfahrt (2. Nachtrag). Zeitschrift des Vereins Deutscher Ingenieure Bd. 71 Heft 35 vom 27. Aug. 1927 S. 1236. Berlin.
32. René Lorin (Frankreich). Le vol d'aujourd'hui-le vol du future Aérophile 1911.

33. Georg Manigold (Deutschland). Der Vorstoß in den Weltenraum. Zeitschrift für Flugtechnik und Motor-Luftschiffahrt 18. J. Heft 11 vom 14. Juni 1927 S. 249/250. München-Berlin.
34. Hermann Oberth (Deutschland). Ist die Weltraumfahrt möglich? Die Rakete 1. J. Nr. 11 vom 15. Nov. 1927 S. 144/152 und Nr. 12 vom 15. Dez. 1927 S. 163/166. Verlag: Verein für Raumschiffahrt E. V. Breslau.
35. Hermann Oberth (Deutschland). Raketenfahrt und Raumschifffahrt. Die Rakete 2. J. Nr. 6 vom 15. Juni 1928 S. 82/89. Verlag: Verein für Raumschiffahrt E. V. Breslau.
36. Paul Reimer (Deutschland). Die Rakete als Motor. Die Umschau 32. J. Heft 22 vom 26. Mai 1928. Frankfurt/Main.
37. Riem (Deutschland). Die Fahrt in den Weltenraum. Umschau 1924, Heft 5. Frankfurt/Main.
38. Alexander Boris Scherschevsky (U. d. S. S. R.). Die Rakete in dem kosmischen Raum von K. E. Ziolkowsky (Buchbesprechung). Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt 17. J. Heft 10 vom Mai 1926 S. 214.
39. Alexander Boris Scherschevsky (U. d. S. S. R.). Problem der Reaktionsraumschiffe und Reaktionsflugzeuge (nach K. E. Ziolkowsky). Zeitschrift für angewandte Mathematik und Mechanik Bd. 7 Heft 4 vom Juli-August 1927 S. 319/321. Berlin.
40. Alexander Boris Scherschevsky (U. d. S. S. R.). Das Raumschiff. Flugsport 19. J. 1927 Heft 20 vom 28. Sept. S. 386/398 und Heft 21 vom 12. Okt. S. 422/427. Frankfurt/Main.
41. Alexander Boris Scherschevsky (U. d. S. S. R.). Erste praktische Vorversuche mit Reaktionsraumschiffen. Arbeitsplan und Beschreibung der Versuchsanordnung von K. E. Ziolkowsky (Buchbesprechung). Der Flug 9. J. 2. Dezemberheft Nr. 8 1927 S. 159/160. Berlin.
42. Alexander Boris Scherschevsky (U. d. S. S. R.). Neue deutsche Arbeit zum Raketenproblem von G. Hamel. Der Flug 10. J. 1. Februarheft 1928 S. 42. Berlin.
43. Alexander Boris Scherschevsky (U. d. S. S. R.). Neue strömungstechnische Arbeit von V. Bjerkness und Untersuchungen von Birkeland. Der Flug 10. J. 2. Märzheft 1928 Nr. 6 S. 104. Berlin.
44. Alexander Boris Scherschevsky (U. d. S. S. R.). Moskauer Vortrag von K. E. Ziolkowsky. Der Flug 10. J. 2. Märzheft 1928 Nr. 6 S. 110. Berlin.
45. Alexander Boris Scherschevsky (U. d. S. S. R.). Neue deutsche Arbeit zum Raketenproblem von Robert W. E. Lademann. Der Flug 10. J. 1. Aprilheft 1928 Nr. 7 S. 124. Berlin.
46. Alexander Boris Scherschevsky (U. d. S. S. R.). Französisches Preisausschreiben für eine Arbeit über Raumschiffahrt der Flammarion-Gesellschaft für Astronomie. Der Flug 10. J. 1. Aprilheft 1928 Nr. 7 S. 130. Berlin.
47. Alexander Boris Scherschevsky (U. d. S. S. R.). Weltraumverkehr, Enzyklopädie des Raumschiffproblems und Planetenverkehrs. 1. Band, 1. Lieferung: Wünsche, Wunschträume, Legenden und erste phantastische Entwürfe von N. A. Rynin (Buchbesprechung). Der Flug 10. J. 1. Aprilheft 1928 Nr. 7 S. 140. Berlin.
48. Alexander Boris Scherschevsky (U. d. S. S. R.). Der Opel-Sandersche Raketenkraftwagen und erste Versuche mit Raketenflugmodellen. Der Flug 10. J. 2. Aprilheft 1928 Nr. 8 S. 155. Berlin.

49. Alexander Boris Scherschevsky (U. d. S. S. R.). Der Opel-Sandersche Raketenkraftwagen in Berlin und das erste Raketenflugzeug der Raab-Katzenstein-Flugzeugwerke, Kassel. Der Flug 10. J. 1. Maiheft 1928 Nr. 9 S. 164. Berlin.
50. Alexander Boris Scherschevsky (U. d. S. S. R.). Versuche mit Raketenflugzeugmodellen in Breslau. Der Flug 10. J. 1. Maiheft 1928 Nr. 9 S. 164. Berlin.
51. Spies (Deutschland). Für und gegen die Fahrt in den Weltenraum. Umschau 1924. Heft 8.
52. Fritz Stamer (Deutschland). Rakete — weniger reden — mehr arbeiten. Flugsport 20. J. Heft 13 vom 20. Juni 1928 S. 232/235. Frankfurt a. Main.
53. Fritz Stamer (Deutschland). Raketenversuche mit Flugzeugen und Flugzeugmodellen. Mitteilung des Forschungsinstitutes der Rhön-Rossitten-Gesellschaft e. V. B. Flugbericht. Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschffahrt 19. J. Heft 12 vom 28. Juni 1928 S. 273/274.
54. Franz Abdon Ulinski (Polen). Das Problem der Weltraumfahrt. Der Flug. Sonderheft Dezember 1920. Wien.
55. Konstantin Edouard Ziolkowsky (U. d. S. S. R.). Erforschung der Weltenräume mittels Reaktionsraumschiffen. 1. u. 2. Teil. Westnik Wosduchoplawania (Nachrichten für Luftfahrt) 1911 bis 1913. Leningrad.

Flugsport
GEGRÜNDET 1908 u. HERAUSGEGEBEN VON OSKAR URSINUS, CIVIL-ING.

Deutschlands führende Fach-Zeitschrift

sowie älteste, rein flugtechnische Zeitschrift, berichtet über alle Vorkommnisse und Neuerungen schnell und bestimmt, bringt Konstruktionstafeln, Skizzen und viele Abbildungen aus dem gesamten Flugwesen. Der „Flugsport" ist nach den Angaben erster Autoritäten das zuverlässigste Nachschlagewerk auf dem Gebiete des Flugwesens. Der Flug-Techniker findet darin alles das, was er wissen muß, um jederzeit orientiert zu sein, aber auch für jeden interessierten Laien ist er ein unentbehrlicher Berater.

Probenummer kostenlos. — Preis pro Quartal bei 14tägigem Erscheinen RM. 4.50

Direkt zu beziehen durch

Verlag „Flugsport" Frankfurt a. M., Bahnhofsplatz Nr. 8

Postscheckkonto 7701 Frankfurt a. M.

Flugzeugbau und Luftfahrt

Heft 1. **Der Bau des Flugzeuges** von Dipl.-Ing. E. Pfister
Teil I: Allgemeiner Aufbau und die Tragflächen. 3 Bogen Gr.-Oktav mit 88 Abbildungen . . . . . M 2.—

Heft 2. **Der Bau des Flugzeuges** von Dipl.-Ing. E. Pfister
Teil II: Tragwerkverspannung — Leitwerk. 3 ½ Bogen Gr.-Oktav mit 85 Abbildungen . . . . . M 2.—

Heft 3. **Der Bau des Flugzeuges** von Dipl.-Ing. E. Pfister
Teil III: Rumpf und Fahrwerk. 4 Bogen Gr.-Oktav mit 133 Abbildungen . . . . . M 2.—

Heft 1-3 auch erhältlich in elegantem Leinenband zum Preise von . . . M 7.50

Heft 4. **Grundlagen der Fluglehre** von Dipl.-Ing. E. Pfister
Teil I: Luftkräfte. 5 ¼ Bogen Gr.-Oktav mit 59 Abbildungen M 2.50

Heft 5. **Grundlagen der Fluglehre** von Dipl.-Ing. E. Pfister
Teil II: Tragflügeltheorie. (In Vorbereitung) . . . ca. M 2.—

Heft 6. **Grundlagen der Fluglehre** von Dipl.-Ing. E. Pfister
Teil III: Gleichgewichtszustände und Stabilität im Fluge.
(In Vorbereitung) . . . . . ca. M 2.—

Heft 7. **Der Flugmotor** von Dipl.-Ing. W. Möller
Teil I: Grundlagen. 4½ Bogen Gr.-Oktav mit 46 Abbildg. M 2.50

Heft 8. **Der Flugmotor** von Dipl.-Ing. W. Möller
Teil II: Konstruktion. 4 ¼ Bogen Gr.-Oktav mit 55 Abbildg. M 2.50

Heft 9. **Der Flugmotor** Teil III: Mod. Flugmotoren (In Vorbereitg.) ca. M 2.50

Heft 10. **Praktische Fliegerausbildung** von Leo Leonhardy
3 Bogen Gr.-Oktav mit 7 Abbildungen . . . . . M 2.—

Heft 11. **Gleitflug und Gleitflugzeuge** von F. Stamer und A. Lippisch
Teil I: Konstruktion und praktische Flugversuche, 4 Bogen Gr.-Oktav mit 75 Abbildungen und 1 Tafel . . . . . M 2.50

Heft 12. **Gleitflug und Gleitflugzeuge** von F. Stamer und A. Lippisch
Teil II: Bauanweisungen und Bauzeichnungen, 1 ¼ Bogen mit 8 Abbildungen und 5 Tafeln . . . . . M 2.50

Heft 11/12 auch erhältlich in elegantem Leinenband zum Preise von . . M 6.50

Urteil der Zeitschrift des Vereins deutscher Ingenieure Bd. 71, Nr. 8, 19. II. 1927: Für den Anfängerunterricht in der Luftfahrt wie für einen weiteren Kreis vor allem der technisch Vorgebildeten, die bisher vergeblich nach einer leichtverständlichen und doch gediegenen Einführung in die Praxis der Luftfahrt suchten, ist die neue Sammlung, deren zweites Heft hier vorliegt, willkommen. Der Verfasser der ersten drei Bändchen versteht es meisterhaft, die mechanischen Zusammenhänge, die Berechnungsverfahren, die Anforderungen an die Bauteile, ihre Anordnung und Gestaltung darzustellen. Ist schon die große Zahl der Abbildungen bestechend, so zeigt ein Blick in das Büchlein noch, daß sie inhaltreich und trotz der oft fehlenden Unterschriften klar und verständlich sind. Die zahlreichen Beispiele werden der fleißigen Arbeit, die sich mit dem Aufbau und der Berechnung von Tragflügeln, Flossen und Rudern, wie der gesamten Steuerung beschäftigt, besonders förderlich sein. (E. 2661.) Everling.

Verlag C. J. E. Volckmann Nachf. G. m. b. H.
Berlin-Charlottenburg 2

Volckmanns-Kraftfahrer-Bibliothek

◆

Bd. 1. **Der Automobilmotor und seine Bestandteile.**
Von Ing. C. Walther Vogelsang. 3. verbesserte und vermehrte Auflage. Mit 126 Abbildungen. Geb. Mk. 3.50.

Bd. 2. **Der Kraftwagen, seine Bedienung und Pflege.**
Von Dipl.-Ing. Heßler. 2. verbesserte Auflage mit 58 Abbildungen und 2 Tafeln. Kart. Mk. 3.—.

Bd. 3. **Das Motorrad, sein Bau und seine Behandlung.**
Von Ing. C. Walther Vogelsang. 5. verbesserte und vermehrte Auflage. Mit 149 Abbildungen und 2 Tafeln. Geb. Mk. 3.50.

Bd. 4. **Die Kraftfahrschule in Frage und Antwort.**
Von Dipl.-Ing. Heßler. 4. Auflage. Geb. Mk. 4.—.

Bd. 5. **Auto-Handbuch.**
Bau, Handhabung und Reparaturen des Automobils.
Von Ing. R. Thebis. 2. Auflage mit 77 Abbildungen einschließlich 5 Tafeln. Geb. Mk. 3.50.

Bd. 7. **Der moderne Automobilmotor und seine Konstruktion.**
Von Ing. C. Hanfland. Mit 93 Abbildungen einschl. 2 Tafeln. Geb. Mk. 4.—.

Bd. 8. **Leicht-Motorräder und Einbaumotore.**
Von Ing. C. Walther Vogelsang. 2. Auflage. Mit 116 Abbildungen. Geb. Mk. 4.—.

Bd. 9. **Der Motorradfahrer.**
Ein praktisches Nachschlagebuch. Von Ing. R. Thebis. Mit 92 Abbild. Geb. Mk. 3.50.

Bd. 10. **Das Klein-Auto für den Selbstfahrer.**
Von Ing. R. Hofmann. Mit 96 Abbildungen. Geb. Mk. 3.50.

Bd. 11. **Lastkraftwagen und Nutzfahrzeuge.**
Von Ing. R. Hofmann. Mit 123 Abbildungen und 2 Tafeln. Geb. Mk. 5.—.

Bd. 12. **Reparaturen am Motorrade.**
Von Ing. R. Thebis. Mit 98 Abbildungen und 1 Tafel. Geb. Mk. 3.50.

Bd. 13. **Der Motor des Kraftrades.**
Von Dipl.-Ing. Heßler. Mit 117 Abbildungen. Geb. Mk. 4.—.

Bd. 14. **Zündung und Zündapparate.**
Von Ing. Th. Reinhold. Mit 142 Abbildungen. Geb. Mk. 4.—.

Bd. 15. **Praktische Ratschläge für Kraftfahrer.**
Von E. Jäger. Mit 8 Abbildungen und 1 Tafel. Geb. Mk. 3.50.

Verlag C. J. E. Volckmann Nachf. G. m. b. H.
Berlin-Charlottenburg 2.