Jahrbuch

der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt e. V. (WGL) 1928

JAHRBUCH

DER WISSENSCHAFTLICHEN GESELLSCHAFT FÜR LUFTFAHRT E.V. (WGL)

1928

VERLAG VON R. OLDENBOURG, MÜNCHEN UND BERLIN

IIa. Der Raketenflug in der Stratosphäre.

Vorgetragen von Hans Lorenz.

In der Stratosphäre, d. h. in Höhen über 20 km, ändert sich die Zusammensetzung der Lufthülle gegenüber derjenigen über dem Erdboden, d. i. in der Troposphäre, recht erheblich in dem Sinne, daß der Sauerstoffgehalt nach oben abnimmt und dafür ein zunehmender Wasserstoffgehalt tritt. In 30 bis 50 km Höhe ist nach Humphreys der O-Gehalt 15 bis 20%, der H-Gehalt 0,2 bis 3%, während die Temperatur von 10 bis 35 km nahezu gleichmäßig auf —50° C bleibt und die Schallgeschwindigkeit von 300 auf 360 m/s zunimmt[1]). Der H-Gehalt scheint demnach den Einfluß der Temperaturabnahme nahezu auszugleichen, so daß wir angesichts der Unsicherheit der vorstehenden Angaben mit einer mittleren Schallgeschwindigkeit $c = 334$ m/s, wie unmittelbar über den Erdboden vorläufig rechnen können. Die Luftdichte sinkt in Höhen von 10 bis 20 bis 30 km auf 0,29 bis 0,059 bis 0,011 derjenigen ϱ_0 an der Erdoberfläche.

Mit einem Flugzeug von der Tragfläche F und der Fahrgeschwindigkeit v erhalten wir einen Auftrieb A, einen Rücktrieb R und einen schädlichen Widerstand W nach den Formeln

$$A = \zeta_1 \cdot \varrho \frac{v^2}{2} \cdot F, \quad R = \zeta_2 \cdot \varrho \frac{v^2}{2} F, \quad W = \zeta_3 \cdot \varrho \frac{v^2}{2} \cdot F \qquad (1)$$

deren Beiwerte ζ_1, ζ_2 in der Hauptsache vom Anstellwinkel abhängen, während ζ_3 noch etwas mit der Stirnfläche f wächst, welche die Luftverdrängung bedingt. Der Gesamtbeiwert ζ_3 bleibt für gleiches f bei normalen Luftdichten

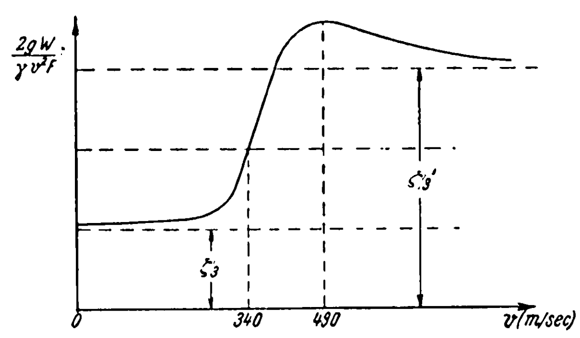

Abb. 1.

nach Abb. 1 nahezu unverändert bis $v = 300$ m/s $< c$, überschreitet bei der Molekulargeschwindigkeit der Luft $= 490$ m/s einen Höchstwert und nähert sich dann wieder einer wagerechten Asymptote mit $\zeta_3' \approx 3\zeta_3$. Daraus folgt, daß man beim Überschreiten der Schallgeschwindigkeit mit einem wenigstens dreifachen Ansteigen des Widerstandes W rechnen muß, während unter sonst gleichen Verhältnissen die drei Größen A, B und W mit dem Produkt ϱv^2 wachsen. Hat demnach ein Flugzeug in der mäßigen Höhe unter 5 km entsprechend der Dichte ϱ_0 eine Geschwindigkeit von 75 m/s entsprechend 270 km/h, so wird es in 20 km Höhe mit $\varrho = 0{,}06$ wegen

$$v^2 \varrho = v_0^2 \varrho_0 \quad \ldots\ldots\ldots \quad (2)$$

die gleichen Kräfte mit einer Geschwindigkeit

$$v = \frac{v_0}{\sqrt{0{,}06}} = 4{,}08 \cdot v_0 = 306 \text{ m/s}$$

oder 1100 km/h aufnehmen. In demselben Verhältnis müßte aber auch die Drehzahl der Luftschraube und die Leistung der Maschine wachsen. Wegen der geringen Luftdichte, die durch die übliche Vorverdichtung mit Gebläsen nicht annähernd auszugleichen ist, wäre hierzu aber auch bei gleichem O-Gehalt ein 4,08facher Zylinderinhalt mit einem nahezu ebenso großen Zuwachs des Motorgewichts erforderlich.

Da dies für das Flugzeug untragbar ist, so scheidet dieser Antrieb für den Höhenflug in der Stratosphäre aus.

Es bleibt somit nur die Raketenwirkung übrig, für die wir eine Auspuffgeschwindigkeit w des vergasten Treibmittels voraussetzen, die mit Rücksicht auf den Wärmeinhalt der Verbrennungsgase etwa $^2/_3$ des Arbeitswertes der Wärmetönung entsprechen dürfte. Ist daher m die augenblickliche Masse des Flugzeuges mit Ladung, so ist der Auftrieb

$$A = m g \quad \ldots\ldots\ldots \quad (3)$$

und der Antrieb

$$-\frac{w\, d m}{d t} = \frac{m\, d v}{d t} + R + W \quad \ldots\ldots \quad (4)$$

wofür wir auch mit Rücksicht auf (1) unter Einführung der Gleitzahl

$$\frac{\zeta_2 + \zeta_3}{\zeta_1} = \varepsilon \quad \ldots\ldots\ldots \quad (1a)$$

schreiben dürfen

$$-\frac{w\, d m}{d t} = m\left(\frac{d v}{d t} + \varepsilon \cdot g\right) \quad \ldots\ldots \quad (4a)$$

Erweitern wir diese Formel mit dem Wegelement $ds = v dt$, so wird daraus

$$-v w \frac{d m}{m} = v\, d v + \varepsilon \cdot g\, d s$$

$$-w \frac{d m}{m} = d v + \varepsilon \cdot g \frac{d s}{v} \quad \ldots\ldots \quad (4b)$$

Setzen wir für die Beschleunigungsstrecke s_1 eine gleichförmige Beschleunigung q voraus, so folgt mit $v^2 = 2 q s_1$ durch Integration

$$w \cdot \lg \frac{m_0}{m_1} = v + 2 \frac{\varepsilon g s_1}{v} \quad \ldots\ldots$$

und für die mit der gleichförmigen Geschwindigkeit v durchflogene Strecke s_2

$$w \cdot \lg \frac{m_1}{m} = \frac{\varepsilon \cdot g s_2}{v},$$

also nach Addition unter Wegfall der Zwischenmasse m_1

$$w \lg \cdot \frac{m_0}{m} = v + \frac{\varepsilon \cdot g}{v}(2 s_1 + s_2) = v + \frac{\varepsilon \cdot g s}{v} \quad . . \quad (5)$$

Verwenden wir Nitroglyzerin als stärkstes bekanntes Treibmittel mit einer Wärmetönung von $Q = 1580$ cal/kg ent-

[1]) B. Gutenberg, »Der Aufbau der Erde«, Berlin 1925, S. 140ff., und »Die Geschwindigkeit des Schalles in der Atmosphäre«. Phys. Zeitschrift 1926, S. 94, sowie »Hütte«, 25. Aufl., Berlin 1925, Bd. I, S. 336.

sprechend einem Arbeitswert von $L = 6{,}7 \cdot 10^{-5}$ mkg/kg, so folgt mit einem Wirkungsgrad $\eta = 2/3$

$$w^2/2\,g = \eta\,L,\quad w = \sqrt{2\,g\,\eta\,L} = 2950\ \text{m/s},$$

wofür wir rd. $w = 3000$ m/s einführen. Als Flugzeug denken wir uns einen Nurflügel ohne Rumpf und mit dicker Tragfläche, längs deren Hinterkante die Raketenauspufföffnungen verteilt sein können. Bei solcher Formgebung werden wir mit sehr geringen Beiwerten ξ_2 und ξ_3 und demgemäß kleinen Gleitzahlen ε zu rechnen haben. Wir setzen daher an für $v < c$

$$g\frac{\zeta_2}{\zeta_1} = 0{,}3,\quad g\frac{\zeta_3}{\zeta_1} = 0{,}42,\quad g\,\varepsilon = g\frac{\zeta_2 + \zeta_3}{\zeta_1} = 0{,}72$$

und erhalten aus (5) für $v = 300$ m/s

$$\lg\frac{m_0}{m} = 0{,}1 + 8 \cdot 10^{-7} \cdot s,$$

worin s in Metern einzusetzen ist. Das gibt die nachstehende Zahlentafel 1 für verschiedene Fahrstrecken, für die auch die Flugzeiten $t = s : v$ eingetragen sind.

Zahlentafel 1.

$s =$ km	1000	2000	3000	5000
$\lg\frac{m_0}{m} =$	0,9	1,7	2,5	4,1
$\frac{m_0}{m} =$	2,46	5,47	12,18	60,3
$t =$	55′ 33″	1h 51′ 6″	2h 46′ 39″	4h 37′ 45″

Die so berechneten Massenverhältnisse sind schon für die kurzen Strecken viel zu groß und für lange, auf die es hier gerade ankommt, völlig unmöglich. Man wird daher, da in dem mit der Strecke s behafteten Gliede von (5) die Geschwindigkeit im Nenner auftritt, versuchen, erheblich rascher zu fahren. Dem entspricht aber für gleichen Auftrieb eine geringere Luftdichte, also eine größere Höhe, und weiterhin nach Überschreiten der Schallgeschwindigkeit, also $v = 500$ bis 600 m/s, ein etwa dreifacher Wert von ζ_3. Wir werden der letzten Tatsache gerecht, wenn wir

$$g\frac{\zeta_2}{\zeta_1} = 0{,}3,\quad g\frac{\zeta_3}{\zeta_1} = 1{,}26,\quad g\,\varepsilon = 1{,}56$$

setzen. Da ferner die Dichte mit der Höhe y oberhalb 20 km ungefähr nach der aus den Daten zwischen 20 und 30 km extrapolierten Gleichung

$$y^4\,\varrho = y_0^4\,\varrho_0 \quad\quad (6)$$

schwankt, so folgt aus der Verbindung mit (2)

$$y^2\,v_0 = y_0^2 \cdot v \quad\quad (6a)$$

Setzt man hierin für $y_0 = 20$ km $\varrho_0 = 0{,}06$, $v_0 = 300$ m/s, so erhält man für $y = 40$ km $\varrho = 0{,}0037$, $v = 1200$ m/s. Anderseits ergibt sich aus (5) für die Geschwindigkeit

$$v_1 = \sqrt{\varepsilon\,q\,s} \quad\quad (7)$$

Zahlentafel 2.

$s =$ km	1000	2000	3000	5000
$v =$ m/s	1250	1770	2160	2790
$=$ km/h	4500	6370	7770	9980
$\lg\frac{m_0}{m} =$	0,833	1,18	1,44	1,82
$\frac{m_0}{m} =$	2,3	3,25	4,22	6,17
$t = s/v$	13′ 20″	18′ 50″	23′ 10″	29′ 50″

die demnach mit der Entfernung wächst, der Kleinstwert

$$\lg\frac{m_0}{m} = 2\,\frac{v_1}{w} = \frac{2\sqrt{\varepsilon\,q\,s}}{w} \quad\quad (7a)$$

Damit ergeben sich für $w = 3000$ m/s die Werte der Zahlentafel 2. Würde dagegen die ganze Strecke mit der oben für die Höhe $y = 40$ km errechneten Geschwindigkeit $v = 1200$ m/s $= 4320$ km/h zurückgelegt, so erhielten wir die in Tafel 3 zusammengestellten, offenbar viel ungünstigeren Werte.

Zahlentafel 3.

$s =$ km	1000	2000	3000	5000
$\lg\frac{m_0}{m} =$	0,833	1,268	1,70	2,57
$\frac{m_0}{m} =$	2,30	3,55	5,47	13,1
$t =$	13′ 53″	27′ 50″	41′ 40″	1h 9′ 30″

Die in der Weglänge enthaltene doppelte Anlaufstrecke $2\,s_1$ ist durch die Beschleunigung q bestimmt, die man innerhalb gewisser durch die Rücksicht auf die Bemannung liegender Grenzen wählen und mit dem Raketenauspuff regeln kann. Man wird damit kaum über $q = 0{,}5\,g \sim 5$ m/s² gehen, woraus sich dann $s = v^2 : 2q = 0{,}1\,v^2$ ergibt. Das sind für den ersten Fall mit $v = 300$ m/s $s_1 = 9$ km, für $v = 1200$ m/s dagegen schon $s_1 = 144$ km und für den letzten Fall der Tafel 2, d. h. für $s = 5000$ km und $v = 2790$ m/s $s_1 = 780$ km, so daß immer schon ein beträchtliches Stück des Weges auf den Anlauf entfällt.

Zum Schluß soll noch der Fall eines von einem Verbrennungsmotor angetriebenen, mit mäßiger Geschwindigkeit in der Troposphäre fliegenden Flugzeuges durchgerechnet werden. Mit einem Heizwert des Brennstoffes $h = 427 \cdot 10^4$ mkg/kg und einem Wirkungsgrad des Antriebsaggregats, d. h. Motor + Luftschraube von $\eta = 0{,}25$, hat man zunächst die Arbeitsgleichung

$$-\,d\,m \cdot h\,g \cdot \eta = m\left(\frac{d\,v}{d\,t} + \varepsilon \cdot g\right) \cdot d\,s \quad\quad (8)$$

woraus sich durch Integration und Einführung der obigen Zahlenwerte die Beziehung ergibt

$$\lg\frac{m_0}{m} \approx 10^{-7} \cdot (v^2/2 + \varepsilon \cdot g\,s) \quad\quad (8a)$$

Da man hierbei mit Geschwindigkeitswerten $v < 300$ m/s zu rechnen hat, so gilt für die Gleitzahl der Wert $g\varepsilon = 0{,}72$, und damit erhält man die unten zusammengestellten Werte der Zahlentafel 4.

Zahlentafel 4.

$s =$ km	1000	2000	3000	5000	7000
$\lg\frac{m_0}{m} =$	0,072	0,144	0,216	0,360	0,504
$\frac{m_0}{m} =$	1,07	1,16	1,24	1,43	1,66

Vergleicht man diese Werte mit denjenigen der vorstehenden Tafeln, so erkennt man, daß die zurzeit zur Verfügung stehenden Treibmittel zur Verwirklichung des Raketenfluges in der Stratosphäre auf lange Strecken bei weitem nicht ausreichen.

II b. Die Ausführbarkeit der Weltraumfahrt.

Vorgetragen von Hans Lorenz.

1. Die Energieträger.

Die überraschend schnelle Entwicklung der Flugtechnik mit Hilfe starker Leichtmotoren hat neuerdings Bestrebungen geweckt[1]), mit bemannten Fahrzeugen dem Anziehungsbereich der Erde zu entrinnen und andere Weltkörper zunächst zu Forschungszwecken zu besuchen. Auch die Lösung dieser von Romanschriftstellern, wie Jules Verne, Kurd Laßwitz u. a., in weite Kreise getragenen Probleme beruht wie beim Flugzeug auf der dynamischen Überwindung der Schwere, wofür aber außerhalb der Atmosphäre der Auftrieb der Luft auf bewegte Tragflächen und die Wirkungsweise von Propellern nicht mehr in Frage kommen. Dasselbe gilt von der Verwendung von Motoren, die auf der Verbrennung von Ölen beruhen, da der hierzu nötige Sauerstoff im Weltraume fehlt und schon in der Statosphäre der Erde, d. h. in einer Höhe von 30 bis 50 km über dem Boden nicht mehr in genügender Menge zur Verfügung steht. Man ist daher auf sog. Treibmittel als Energieträger angewiesen, welche den zur inneren Verbrennung erforderlichen Sauerstoff mit sich führen und darum, bezogen auf die entwickelte Energie, erheblich schwerer sind als die reinen Brennstoffe. Die kräftigsten der bekannten Treibmittel sind die in der Ballistik längst verwendeten Stoffe Nitroglyzerin und Schießwolle (Kollodium), zu denen in der Zahlentafel 1 noch als ideelle Körper Knallgas und ein Gemisch von Kohle und Sauerstoff, das im Bergbau gelegentlich verwendet wird, beigefügt wurden. Die Tafel enthält zunächst die gesamte Wärmetönung Q der Gewichtseinheit und deren Arbeitswert h_0, von dem nach den Erfahrungen der Ballistik nur etwa $h = {}^2/_3\, h_0$ als freie Hubhöhe zur Verfügung steht, während der Rest auf die in den Abgasen mitgeführte Wärme entfällt. In der vorletzten Spalte der Tafel ist die der freien Hubhöhe entsprechende Auspuffgeschwindigkeit $w = \sqrt{2gh}$ aufgeführt.

Zahlentafel 1.

Treibmittel	Q cal/kg	h_0 = km	h = km	w = m/s	$a/h+1$
H + O	3550	1570	1010	4430	7,37
C + O	2930	1250	835	4048	8,63
Nitroglyzerin .	1580	670	446	2950	15,28
Schießwolle .	1100	460	306	2450	21,82

2. Der Arbeitsaufwand.

Nachdem wir so die für unser Problem verfügbaren Energiequellen kennen gelernt haben, werden wir uns zu dem Arbeitsaufwand einer Bewegung im Weltraume, die von dem Newtonschen Gesetz der allgemeinen Schwere beherrscht wird. Dieses führt, wenn g die Erdbeschleunigung an der Oberfläche entsprechend dem Erdhalbmesser a bedeutet, mit der Zentralbeschleunigung im Abstande $r > a$ vom Erdmittelpunkte

$$q = -g\frac{a^2}{r^2} \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (1)$$

für die Masse m auf die Hubarbeit

$$L = m\,g\,a^2\left(\frac{1}{a}-\frac{1}{r}\right) \quad \ldots\ldots\ldots \quad (2)$$

die für $r = \infty$ in den Grenzwert $L_0 = mga$ übergeht. Für die Fahrt nach einem anderen Weltkörper vermindert sich diese Arbeit durch dessen Anziehung, die von einem neutralen Punkte auf der Verbindungslinie ab überwiegt, so daß von dort aus keine Treibarbeit mehr zu leisten ist. Für den Mond, der rd. 1:80 der Erdmasse besitzt, liegt dieser Punkt in 0,9 des Gesamtabstandes von der Erdmitte, woraus sich bis dahin eine Arbeitsersparnis von etwa 0,02 und bis zur Mondoberfläche von $0{,}06 \cdot L_0$ berechnet. Diese Beträge sind so unbedeutend, daß wir sie gegen L_0 selbst vernachlässigen können und schon für den Mond ebenso wie für die Fahrt nach anderen Weltkörpern die Hubarbeit L_0 ansetzen dürfen[1]).

Die günstigste Ausnutzung der verfügbaren Energie liegt nun offenbar dann vor, wenn diese vollständig zur Leistung der Hubarbeit L_0 verwendet wird. Bezeichnen wir mit m_0 die anfängliche Gesamtmasse des Fahrzeuges m mit dem Treibmittel, so ist dessen Masse $m_0 - m$, und wir erhalten aus der Energieformel

$$(m_0 - m)\cdot g\cdot h = L_0 = m\,g\,a$$

entsprechend einem Wirkungsgrade $\eta = 1$ das denkbar kleinste Massenverhältnis

$$\frac{m_0}{m} = \frac{a}{h} + 1 \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (3)$$

welches ebenfalls in der letzten Spalte in die Zahlentafel 1 eingetragen ist. Dabei ist vorausgesetzt, daß nur das Fahrzeug selbst gehoben wird, nicht aber Teile des Treibmittels, welches somit noch an der Erdoberfläche, d. h. beim Start seine ganze Energie abgibt. Dies ist aber nur durch eine Abschußvorrichtung möglich, deren Ausführbarkeit wir nunmehr untersuchen wollen.

3. Der Abschuß.

Sehen wir vom Widerstand beim Durchgang durch die Lufthülle vorläufig ab, so muß die Schußvorrichtung dem

[1]) Als ernste Schriften über diesen Gegenstand sind zu nennen:

Rob. H. Goddard, A Method of reaching extreme altitudes, Smithsonian Institut, Washington 1919.

H. Oberth, Die Rakete zu den Planetenräumen, 2. Aufl., München und Berlin, R. Oldenbourg; 3. Aufl. in Vorbereitung.

H. Oberth, Ist die Weltraumfahrt möglich? Die Rakete, Zeitschrift d. Ver. f. Raumschiffahrt E. V. in Breslau, Nov.-Dez. 27.

W. Hohmann, Die Erreichbarkeit der Himmelskörper, München und Berlin, R. Oldenbourg, 1925.

Rob. Esnault-Pelterie, Considérations sur les Resultats de l'allégement indéfini des Moteurs. Journal de physiques. Mars 1913. Auch selbständig erschienen in Fortmery-aux-Bores (Seine) 1916, impr. L. Ballenand.

Derselbe, L'Exploration par Fusées de la très haute Atmosphèro et la Possibilité des Voyages interplanétaires, Paris 1922.

[1]) Die Beweise hierfür sind erbracht in meiner Abhandlung: »Die Möglichkeit der Weltraumfahrt«. Ztschr. d. VDI, 1927, S. 651.

Raumfahrzeug wenigstens die der Hubarbeit L_0 entsprechend Geschwindigkeit

$$v_0 = \sqrt{2\,g\,a} = 11\,180 \text{ m/s} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (4)$$

erteilen. Da dies in einem Rohr erfolgt, so gilt dies auch für die dem Geschoßboden anhaftende Schicht des Treibmittels, welches insgesamt bei linearer Geschwindigkeitsverteilung im Rohr eine mittlere Geschwindigkeit $v_0/2$ und eine Wucht $(m_0 - m) \cdot v^2{}_0/6$ annimmt. Mithin gilt für volle Umwandlung der verfügbaren Treibmittelenergie in Wucht

$$(m_0 - m)(g\,h - v_0{}^2/6) = m\,v_0{}^2/2$$

oder wegen $v^2{}_0 = 2\,g\,a$

$$\frac{m_0}{m} = \frac{3\,h + 2\,a}{3\,h - a} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (5)$$

ein Verhältnis, das nur solange positiv ist, als $3\,h > a$, d. h. daß die freie Hubhöhe des Treibmittels größer als ein Drittel des Erdhalbmessers ist. Da nach unserer Zahlentafel diese Bedingung nicht einmal von dem Knallgas erfüllt wird, so steht uns zurzeit überhaupt kein Treibmittel zur Verfügung, welches einem Körper auch im luftleeren Raum die zur Weltraumfahrt unumgänglich nötige kleinste Anfangsgeschwindigkeit v_0 erteilen könnte. Es hat demnach auch keinen Zweck, etwa die Beschleunigungsverhältnisse mit Rücksicht auf die Rohrlänge oder den Einfluß der Luft zu untersuchen, die schon dem Austritt aus dem Rohr mit planetarischer Geschwindigkeit ein gewaltiges Hindernis durch scheinbare Vergrößerung der Masse m bereitet, an der Unerfüllbarkeit der Bedingung $3\,h > a$ aber nichts ändert.

Es sei hier nur noch bemerkt, daß im Falle der Möglichkeit des Abschusses mit v_0 von der Oberfläche der Erde die Geschwindigkeit v im Abstande r vom Erdmittelpunkte nach der Formel (1) mit $q = dv : dt$ und $v\,dt = dr$ sich zu

$$v^2 = 2\,g\,\frac{a^2}{r} \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (6)$$

berechnet, also im Unendlichen verschwinden würde. Die Wucht eines Raumgeschosses ändert sich daher im umgekehrten Verhältnis mit dem Abstand vom Erdmittelpunkt (vgl. Abb. 1).

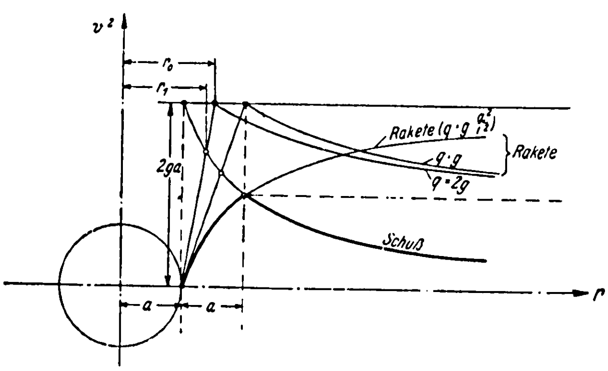

Abb. 1.

4. Grenzfälle der Raumfahrt.

Da der Schuß an der Unzulänglichkeit der verfügbaren Energieträger scheitert, bleibt nur der Rückstoß der durch die Verbrennung des Treibmittels entstehenden Gase auf das Fahrzeug übrig, das sich somit als Rakete bewegt. Auch beim Schuß kann man den allerdings kaum ausführbaren Grenzfall ins Auge fassen, in dem die Ladung auf einmal zur Entzündung gelangt, ohne sich aber entsprechend Gl. (3), am Aufstieg zu beteiligen. Daraus folgt, daß die in der letzten Spalte der Tafel 1 enthaltenen theoretischen Massenverhältnisse untere Grenzwerte darstellen. Diese erscheinen sehr groß im Vergleich mit irgendwelchen Land-, Wasser- oder Luftfahrzeugen, von denen, auch ohne Antriebsmaschinen und Steuervorrichtung, wohl keines in der Lage sein dürfte, eine 6- bis 20fache, dicht abgeschlossene Ladung aufzunehmen, die noch dazu zur Verhütung einer plötzlichen Gesamtentzündung unterteilt werden muß. In dieser ist außerdem weder die Bemannung noch der für eine längere Reisedauer erforderliche Nahrungs- und Luftbedarf sowie die Wohn- und Beobachtungsgeräte inbegriffen, ganz abgesehen von den Schutzvorrichtungen gegen die Wirkung der unvermittelten Sonnenstrahlung und der Weltraumkälte. Jedenfalls stellt schon dieser ideelle Grenzfall konstruktive Aufgaben, von deren Lösung die heutige Technik mit ihren Baustoffen noch weit entfernt sein dürfte.

Man könnte nun wesentlich günstigere Verhältnisse durch Vorrichtungen erwarten, bei denen die stetig ausgelöste Treibmittelmenge $h \cdot g \cdot dm$ nur zur Hebung der augenblicklichen Gesamtmasse m verwendet würde. Alsdann hätte man die einfache Beziehung

$$-\,h\,g\,d\,m = m\,g\,\frac{a^2}{r^2} \cdot d\,r = -\,m\,g\,a^2 \cdot d\left(\frac{1}{r}\right)$$

oder integriert zwischen den Grenzen $r = a$ und $r = \infty$

$$\lg \frac{m_0}{m} = \frac{a}{h}, \quad \frac{m_0}{m} = e^{\frac{a}{h}} \quad \ldots\ldots \quad (7)$$

mit dem Wirkungsgrade

$$\eta = \frac{m\,a}{(m_0 - m)\,h} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (7a)$$

Zahlentafel 2.

Treibmittel	$a : h$	$m_0 : m$	η
$H_2 + O$	6,37	584	0,011
$C + O_2$	7,63	2060	0,003
Nitroglyzerin . . .	14,28	rd. $1{,}6 \cdot 10^6$	$7{,}2 \cdot 10^{-6}$
Schießwolle	20,82	» $11 \cdot 10^7$	$1{,}1 \cdot 10^{-8}$

Die aus dieser Formel berechneten, in Zahlentafel 2 zusammengestellten Massenverhältnisse sind so ungeheuer und die Wirkungsgrade so verschwindend, daß sich jeder Gedanke an die Ausführbarkeit einer solchen Vorrichtung verbietet, bei der im Gegensatz zum Schuß jedes Treibstoffteilchen in die Entfernung gehoben werden muß, wo es ohne Beschleunigung lediglich Hubarbeit leistet. Wir haben hier geradezu den oberen Grenzfall vor uns, der übrigens eine unendliche Fahrtdauer bedingen würde.

5. Die Raketenfahrt mit Dauerantrieb.

Da das Raketenfahrzeug vom Ruhezustand der Erdoberfläche ausgeht, so muß es wenigstens im Anfang eine Beschleunigung erfahren. Wir wollen der Einfachheit halber, wie schon in den oben besprochenen Fällen einen senkrechten Aufstieg voraussetzen, so daß der Rückdruck der mit w in der Zeiteinheit austretenden Gasmasse $w\,dm : dt$ einmal zur Beschleunigung der Gesamtmasse m und zur Überwindung der Erdanziehung dient. Mithin ist für die augenblickliche Fahrtgeschwindigkeit v

$$w\,\frac{d\,m}{d\,t} = -\,m\left(\frac{d\,v}{d\,t} + g\,\frac{a^2}{r^2}\right) \quad \ldots\ldots \quad (8)$$

oder nach Erweiterung mit $dr = v\,dt$

$$w\,v \cdot \frac{d\,m}{m} = -\left[v\,d\,v - g\,a^2\,d\left(\frac{1}{r}\right)\right]. \quad \ldots \quad (8a)$$

Dafür dürfen wir aber auch unter Hinzufügung von

$$\frac{w^2}{2}\,d\,m - g\,h \cdot d\,m = 0$$

schreiben

$$-\,g\,h\,d\,m = m\,v\,d\,v - m\,g\,a^2\,d\left(\frac{1}{r}\right) - \frac{d\,m}{2}\left[(v - w)^2 - v^2\right] \quad \ldots\ldots\ldots \quad (8b)$$

und erhalten so die Energiegleichung, auf deren linken Seite der Arbeitswert der mit der Verbrennung entwickelten Energie steht, der zur Wuchtänderung und Hebung der

Gesamtmasse und zur Wuchtänderung von dm selbst verwendet wird. Da die Grundformeln drei Veränderliche m, v und r enthalten, so kann die Auswertung nur unter Hinzunahme weiterer Annahmen erfolgen, die zunächst willkürlich erscheinen. In der Tat hat man es offenbar in der Hand, durch zeitliche Regelung der Verbrennungsmenge $dm : dt$ auf der linken Seite den Aufstieg mehr oder weniger zu beschleunigen, wie beim Abschuß auf der verhältnismäßig kurzen Rohrlänge die Endgeschwindigkeit fast augenblicklich erreicht wird. Mit Rücksicht auf die Bemannung des Fahrzeuges muß die Fahrtbeschleunigung, welche zu derjenigen g der Erdschwere hinzutritt und damit das Körpergewicht scheinbar vermehrt, in ziemlich engen Grenzen also etwa unter 2 g bleiben, was auf längere Zeit auch nur im Liegen zu ertragen sein dürfte.

Da sich nun mit den Methoden der Variationsrechnung aus (8a) keine solche Funktion $v = f(r)$ ermitteln läßt, welche für das Verhältnis $m_0 : m$ einen absoluten Kleinstwert liefert, so denken wir uns vorläufig die Fahrt so geregelt, daß die Fahrtbeschleunigung ein n^2faches der augenblicklichen Erdbeschleunigung im entsprechenden Abstande r ist, setzen also

$$\frac{dv}{dt} = v\frac{dv}{dr} = n^2 g \frac{a^2}{r^2} \quad \ldots\ldots \quad (9)$$

Daraus folgt für den Start mit $v = o$ für $r = a$

$$v^2 = 2n^2 g a^2 \left(\frac{1}{a} - \frac{1}{r}\right) \quad \ldots\ldots \quad (9a)$$

und mit (8a)

$$w\frac{dm}{m} = -(n^2+1) g \frac{a^2}{r^2}\frac{dr}{v} =$$

$$= \left(n + \frac{1}{n}\right) \cdot \frac{g\,a\,d\left(\frac{1}{r}\right)}{\sqrt{2g\left(\frac{1}{a} - \frac{1}{r}\right)}} \quad \ldots \quad (9b)$$

Hierin nimmt aber mit $n = 1$ der Beiwert $n + \frac{1}{n}$ den Kleinstwert 2 an, so daß die jeweilige Fahrtbeschleunigung mit derjenigen der Erdschwere übereinstimmt und eine Gesamtbeschleunigung vom doppelten Betrage der letzteren ergibt. Damit geht (9a) und (9b) über in

$$v^2 = 2 g a^2 \left(\frac{1}{a} - \frac{1}{r}\right) \quad \ldots\ldots \quad (10)$$

$$w\frac{dm}{m} = -2\,dv, \quad \lg\frac{m_0}{m} = 2\frac{v}{w} \quad \ldots \quad (11)$$

Die durch (10) ausgedrückte hyperbolische Wuchtänderung ist mit der des Raumgeschosses in Abb. 1 eingetragen. Beide Kurven schneiden sich in dem Punkte

$$r_1 = 2a \text{ mit } v_1^2 = g a,\ v_1 = 7900 \text{ m/s} \quad \ldots \quad (10a)$$

während für $r = \infty$ sich die Wucht der dauernd beschleunigten Rakete dem Grenzwerte

$$v_0^2 = 2 g a \quad \ldots\ldots\ldots \quad (10b)$$

nähert, welcher mit der theoretischen Anfangswucht des Raumgeschosses übereinstimmt. Damit wird aus (11) mit $w^2 = 2gh$

$$\lg\frac{m_0}{m} = 2\sqrt{\frac{a}{h}} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (11a)$$

Da durch Verbrennung der Treibmittelmasse $m_0 - m$ die Energie $(m_0 - m)\cdot gh$ auf die restliche Raketenmasse m übertragen wird, welche selbst im Abstande r die Gesamtarbeit

$$m g a^2 \left(\frac{1}{a} - \frac{1}{r}\right) + m\frac{v^2}{2} = m v^2$$

noch mit sich führt, so ist der Wirkungsgrad

$$\eta = \frac{m v^2}{(m_0 - m) g h} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (12)$$

und im Grenzfalle mit (10b):

$$\eta = \frac{2ma}{(m_0 - m)\cdot h} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (12a)$$

Zahlentafel 3.

Treibmittel	$2\sqrt{a:h}$	$m_0 : m$	η
$H_2 + O$	5,05	156	0,082
$C + O_2$	5,53	252	0,061
Nitroglyzerin	7,56	1920	0,015
Schießwolle	9,10	8900	0,005

In der Zahlentafel 3 sind die mit der letzten Formel berechneten Grenzwerte zusammengestellt, die immer noch ganz unausführbare Massenverhältnisse und sehr schlechte Wirkungsgrade erkennen lassen. Es liegt dies augenscheinlich an der verlorenen Hubarbeit und Wucht der auf der Strecke verteilten Treibmittelmasse, gegen welche die der Erdschwere entrinnende Raketenhülle nur einen verschwindenden Bruchteil darstellt. Die Fahrzeit vom Start bis zu einem bestimmten Abstande r berechnet sich mit (10) aus

$$dt = \frac{dr}{v} = \frac{dr}{\sqrt{2ga}}\sqrt{\frac{r}{r-a}} \quad \ldots\ldots \quad (13)$$

und ergibt mit $t = 0$, für $r = a$

$$t = \sqrt{\frac{a}{2g}} \cdot \left[\frac{r}{a}\cdot\sqrt{1 - \frac{a}{r}} - \lg\left(\sqrt{\frac{r}{a}} - \sqrt{\frac{r}{a} - 1}\right)\right] \quad (13a)$$

worin $\sqrt{a/2g} = 570$ s ist. Damit erhält man für verschiedene Abstandsverhältnisse die Werte der Zahlentafel 4:

Zahlentafel 4.

$\frac{r}{a} =$	1	2	4	25	50	63 (Mondabst.)
$t =$	O	21′ 55″	45′ 25″	4^h 15′	8^h 15′	10^h 21′
$t' =$	O	21′ 55″	54′ 40″	13^h 16′	37^h 32′	52^h 52′

6. Die Raketenfahrt mit unterbrochenem Antrieb.

Der Schnitt der beiden Wuchtkurven nach Gl. (6) und (10) legt den Gedanken eines bei $r_1 = 2a$ abgebrochenen Antriebes und einer von dort aus verzögerten Weiterfahrt nahe. Zur rechnerischen Behandlung dieses Falles genügen die Formeln des letzten Abschnittes, in die nur die obere Grenze $r_1 = 2a$ entsprechend der Geschwindigkeit v_1 nach Gl. (10a) einzusetzen ist. Damit wird aus (11) und (12)

$$w\cdot\lg\frac{m_0}{m_0} = \frac{2v_1}{w} = \sqrt{2\frac{a}{h}} \quad \ldots\ldots \quad (11b)$$

$$\eta = \frac{ma}{(m - m)h} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (12b)$$

mit den in Zahlentafel 5 zusammengestellten Werten

Zahlentafel 5.

Treibmittel	$2a:h$	$m_0 : m$	η
$H_2 + O$	3,57	34	0,193
$C + O_2$	3,91	48	0,162
Nitroglyzerin	5,35	199	0,072
Schießwolle	6,43	582	0,036

Die Dauer dieser Fahrt berechnet sich bis $r/a = 2$ nach Gl. (13a), von da ab mit Gl. (6) nach der Formel

$$dt = \frac{dr}{v} = \sqrt{\frac{r}{2ga}}\,dr, \quad t_1 = \frac{1}{3}\sqrt{\frac{2a}{g}}\cdot\left[\left(\frac{r}{a}\right)^{3/2} - 2^{3/2}\right] \quad \ldots\ldots \quad (13b)$$

und ergibt mit $t' = t_1 + 21'\,55''$ die in der zweiten Zeile der Zahlentafel 4 eingetragenen Werte.

7. Gleichförmig beschleunigte Raketenfahrt.

Die vorstehend besprochenen Bewegungsgesetze der Rakete ergeben nur relative kleinste Werte des Verhältnisses $m_0 : m$, das sich vermutlich durch Wahl anderer Gesetze noch herabdrücken läßt. Zur Prüfung dieser Frage schreiben wir die allgemeine Gl. (8) für Radialbewegung in der Form

$$w \cdot \lg \frac{m_0}{m} = v + g\, a^2 \cdot \int_a^r \frac{dr}{r^2 v} \cdot \frac{x}{dx} \quad \ldots \quad (14)$$

worin das zweite Glied den Einfluß der Schwere darstellt Verlangen wir nun eine gleichförmige Beschleunigung q, so wird, entsprechend einer geradlinig aufsteigenden Wuchtkurve (vgl. Abb.) mit

$$q = \frac{dv}{dt} = \frac{v\,dv}{dr} = \frac{d}{dr}\left(\frac{v^2}{2}\right),\; v^2 = 2\,q \cdot (r - a) \quad (15)$$

aus (14)

$$w \cdot \lg \frac{m_0}{m} = v + g\, a^2 \int_a^r \frac{dr}{r^2 \sqrt{2\,q\,(r-a)}} \quad \ldots \quad (14a)$$

worin die Integration mit der Substitution $r - a = a \cdot tg^2 \varphi$ in geschlossener Form

$$w \lg \frac{m_0}{m} = v + g \sqrt{\frac{a}{2\,q}} \cdot \left(\operatorname{arctg}\sqrt{\frac{r}{a} - 1} + \frac{a}{r}\sqrt{\frac{r}{a} - 1}\right) \quad \ldots \quad (16)$$

ergibt, während der Wirkungsgrad mit Rücksicht auf die geleistete Arbeit

$$L = m\,g\,a^2\left(\frac{1}{a} - \frac{1}{r}\right) = m\,g\,a\left(1 - \frac{a}{r}\right)$$

und die Wucht $mv^2/2$ sich zu

$$\eta = \frac{m\left[a\left(1 - \frac{a}{r}\right) + \frac{v^2}{2\,g}\right]}{(m_0 - m) \cdot h} \quad \ldots \ldots \quad (17)$$

berechnet. Hieraus ergeben sich als untere Grenzwerte der Raketenfahrt für augenblickliche Beschleunigung, d. h. $q = \infty$ und die Abschußgeschwindigkeit $v_0^2 = 2\,g\,a$ für $r = a$

$$\lg \frac{m_0}{m} = \frac{v}{w} = \sqrt{\frac{a}{h}},\quad \eta = \frac{m\,a}{(m_0 - m)\,h} \quad \ldots \quad (17a)$$

die in der Zahlentafel 6 zusammengestellten Werte

Zahlentafel 6.

Treibmittel	$\frac{v_0}{w} = \sqrt{\frac{a}{h}}$	$m_0 : m$	η
$H_2 + O$	2,53	12,5	0,556
$C + O_2$	2,77	15,8	0,517
Nitroglyzerin . . .	3,79	44,3	0,331
Schießwolle	4,56	95,9	0,228

Trotz der verhältnismäßig günstigen Ausnutzung der Treibmittelenergie liegen die Grenzwerte des Massenverhältnisses $m_0 : m$ erheblich höher als diejenigen für den idealen Schuß mit $\eta = 1$ in der letzten Spalte der Zahlentafel 1, mit dem dieser Fall wegen $q = \infty$ die Unausführbarkeit gemein hat.

8. Die gleichförmige Beschleunigung bis zur Abschußgeschwindigkeit.

Für endliche Beschleunigungen wollen wir zwei Hauptfälle unterscheiden.

Im ersten denken wir uns dieselbe bis zur Erreichung der Abschußgeschwindigkeit v_0 ausgedehnt, welcher die obere wagerechte Asymptote in Abb. 1 entspricht, die von der geradlinig aufsteigenden Wuchtkurve im Punkte r_0 geschnitten wird, der den Gleichungen

$$v_0^2 = 2\,q\,(r_0 - a) = 2\,g\,a,\quad \frac{r_0}{a} = 1 + \frac{g}{q} \quad \ldots \quad (18)$$

genügt, die mit (16) und (17) sowie $w^2 = 2gh$

$$\lg \frac{m_0}{m} = \sqrt{\frac{a}{h}} \cdot \left[1 + \frac{1}{2} \cdot \sqrt{\frac{r_0}{a} - 1} \cdot \left(\operatorname{arctg}\sqrt{\frac{r_0}{a} - 1} + \frac{a}{r_0}\sqrt{\frac{r_0}{a} - 1}\right)\right] \quad \ldots \quad (16b)$$

$$\eta = \frac{m\left(2 - \frac{a}{r_0}\right)a}{(m_0 - m)\,h} \quad \ldots \ldots \ldots \quad (17b)$$

ergeben. Daraus erhalten wir die in der Zahlentafel 7 eingetragenen Werte

Zahlentafel 7.

$q : g =$	1	1,5	2	3	4	η
$r_0 : a =$	2	5/3	3/2	4/3	5/4	
$H_2 + O$ . .	63,2	41,8	33,0	25,0	21,5	0,154—0,372
$C + O_2$ . .	93,3	59,4	45,8	33,9	28,7	0,124—0,332
Nitroglyzerin	506	272	191	126	100	0,043—0,174
Schießwolle	1800	853	555	337	257	0,017—0,098

von $r_0 : a$, $m_0 : m$ und η, von welch letzteren aber nur je die beiden äußersten angegeben sind. Man erkennt, daß die Massenverhältnisse und Wirkungsgrade erheblich günstiger ausfallen als mit den abnehmenden Beschleunigungen in Tafel 3 und 5, obwohl auf die Rakete eine bedeutend größere Gesamtenergie übertragen wurde.

9. Die abgebrochene gleichförmige Beschleunigung.

Brechen wir aber, wie im Abschnitt 6, die Beschleunigung bei der Geschwindigkeit v_1 ab, die nach dem Schusse der Entfernung r_1 gerade entspricht, also im Schnittpunkte der aufsteigenden Wuchtgeraden mit der absteigenden Wuchthyperbel, so gilt hierfür

$$v_1^2 = 2\,q\,(r_1 - a) = 2\,g\,\frac{a^2}{r_1} \qquad \frac{r_1}{a}\left(\frac{r_1}{a} - 1\right) = \frac{g}{q} \quad . \quad (20)$$

und in Verbindung mit (16) und (17)

$$\lg \frac{m_0}{m} = \frac{1}{2}\sqrt{\frac{a}{h} \cdot \frac{a}{r_1}} \cdot \left[1 + \frac{r_1}{a} + \frac{r_1}{a}\sqrt{\frac{r_1}{a} - 1} \cdot \operatorname{arctg}\sqrt{\frac{r_1}{a} - 1}\right] \quad \ldots \quad (16c)$$

$$\eta = \frac{m\,a}{(m_0 - m)\,h} \quad \ldots \ldots \ldots \quad (17c)$$

mit den Zahlenwerten der Tafel 8, die von allen den Grenzwerten der Tafel 6 am nächsten kommen.

Zahlentafel 8.

$q : g =$	1	1,5	2	3	4	η
$r_1 : a =$	1,618	1,458	1,366	1,264	1,207	
$v_1 : v_0 =$	0,785	0,827	0,855	0,888	0,910	
$H_2 + O$ . .	23,7	17,4	15,1	13,3	12,6	0,280—0,548
$C + O_2$ . .	31,9	22,8	19,4	16,9	16,0	0,247—0,508
Nitroglyzerin	116	72,9	58,7	48,5	45,0	0,125—0,327
Schießwolle	306	175	135	107	97,6	0,068—0,215

Die oben unter 4. für die noch viel kleineren Massenverhältnisse der letzten Spalte der Tafel 1 erwähnten Ausführungshindernisse gelten naturgemäß auch für alle letztermittelten Werte, von denen wegen der Unerträglichkeit einer dauernden Beschleunigung $q + g > 2g$ ohnehin wohl nur die der ersten Spalte der Tafeln 7 und 8 in Frage kommen dürften.

Für die Berechnung der Fahrzeiten erhalten wir mit (19)

$$t = \frac{v_1}{q} + \int_{r_1}^{r} \frac{dr}{v} = \frac{v_1}{q} + \frac{1}{3}\sqrt{\frac{2\,a}{g}} \cdot \left[\left(\frac{r}{a}\right)^{3/2} - \left(\frac{r_1}{a}\right)^{3/2}\right] \quad \ldots \ldots \quad (21)$$

Da die Wucht dieser Bewegung nur im ersten Teil bis r_1 von derjenigen des Falles 6. abweicht, so werden sich die Fahrzeiten auch nur wenig von den Werten t' der zweiten Zeile der Tafel 4 unterscheiden, so daß wir von ihrer besonderen Auswertung absehen können.

10. Die schräge Raketenfahrt.

Sehen wir von der bisherigen Beschränkung auf die Radialfahrt zur ruhend gedachten Erde ab und bewegen das Raketenfahrzeug derart unter einem Winkel ϑ gegen den Fahrstrahl r, daß der Treibmittelausstoß wieder der Fahrtrichtung entgegen erfolgt, so haben wir mit den Radial- und Tangentialkomponenten w_r, w_t des Auspuffes und v_r, v_t des Fahrzeuges zunächst:

$$\frac{w_r}{w} = \frac{v_r}{v} = \cos\vartheta, \quad \frac{w_t}{w} = \frac{v_t}{v} = \sin\vartheta \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (22)$$

und es lauten die Bewegungsgleichungen in beiden Richtungen

$$\left.\begin{aligned} w_r \frac{d\,m}{d\,t} &= -m\left(\frac{d\,v_r}{d\,t} - \frac{v_t^2}{t} + g\frac{a^2}{r^2}\right) \\ w_t \frac{d\,m}{d\,t} &= -m\left(\frac{d\,v_t}{d\,t} + \frac{v_r v_t}{r}\right) \end{aligned}\right\} \quad . \quad . \quad . \quad (23)$$

Erweitern wir mit $dr = v_r dt$ bzw. $v_t dt$ und addieren so folgt

$$(w_r v_r + w_t v_t)\frac{d\,m}{m} = -\left(v_r\,d\,v_r + v_t\,d\,v_t + g\frac{a^2}{r^2}\,d\,r\right)$$

oder wegen (22) im Einklang mit (8a)

$$w\,v\,\frac{d\,m}{m} = -\left(v\,d\,v + g\frac{a^2}{r^2}\,d\,r\right) \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (23a)$$

Mit dem Bahnelement $ds = v\,dt$ haben wir nun bei einer gleichförmigen Fahrtbeschleunigung

$$\frac{d\,v}{d\,t} = q, \quad v\,d\,v = \frac{q\,d\,r}{\cos\vartheta} = q\,d\,s$$

oder integriert

$$v^2 = \frac{2\,q\,(r-a)}{\cos\vartheta} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (24)$$

Damit aber erhalten wir an Stelle von (14a) für festes ϑ

$$w \cdot \lg\frac{m_0}{m} = v + g\,a^2\sqrt{\cos\vartheta}\int\frac{d\,r}{r^2\sqrt{2\,q\,(r-a)}} \quad (23b)$$

wobei die Bahn mit der Gleichung

$$r \cdot d\,\varphi = d\,r \cdot \operatorname{tg}\vartheta, \quad \varphi = \operatorname{tg}\vartheta \cdot \lg\frac{r}{a} \quad . \quad . \quad . \quad (25)$$

eine logarithmische Spiarale wird (Abb. 2).

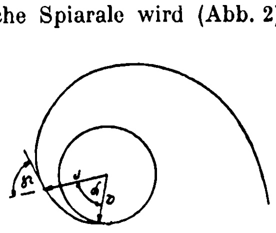

Abb. 2.

Für die Berechnung des Massenverhältnisses dürfen wir nach (23b) die Formeln des Abschnittes 8. und 9. benutzen, wenn wir in ihnen nur q durch $q' = q : \cos\vartheta$ ersetzen, während für gleiche Erdabstände r und Endgeschwindigkeiten die Wirkungsgradformeln (17b) und (17c) ungeändert bleiben, da in ihnen q nicht unmittelbar, sondern nur im Massenverhältnis $m_0 : m$ auftritt.

Ist beispielsweise $\vartheta = 75^0\,30'$ entsprechend einem Winkel von $14^0\,30'$ gegen den Horizont, so ist $\cos\vartheta = 0{,}25$ und damit $q' = 4\,q$. Für eine gleichförmige Bahnbeschleunigung von $q = g$, zu der noch die radiale Erdbeschleunigung $g_1 = ga^2 : r^2$ hinzutritt, würde man daher an Stelle der Werte der ersten Spalte der Zahlentafeln 7 und 8 diejenigen der letzten Spalten erhalten, die eine wesentliche Verringerung des Massenverhältnisses mit gleichzeitiger Verbesserung des Wirkungsgrades durch die Schrägfahrt erkennen lassen. Die Dauer der gleichförmigen Beschleunigungsfahrt folgt aus

$$q_r = q \cdot \cos\vartheta, \quad d\,t' = \frac{d\,r}{v_1} = \frac{d\,r}{v\cos\vartheta}$$

wächst also gegenüber der Radialfahrt für gleiche Endgeschwindigkeit und Entfernung im Verhältnis $1 : \cos\vartheta$, während man für die freie Fahrt im Raume nicht mehr an die Richtung ϑ gebunden ist. Da mit $\vartheta = 90^0$, $\cos\vartheta = 0$ ist und damit für $q = \infty$ das zweite Glied in Gl. (23b) verschwindet, so erhalten wir im Grenzfall wieder die Gl. (17a). Die schräge Raketenfahrt stellt somit die denkbar günstigste Anfangsbewegung eines Raumfahrzeuges dar, welche darum auch für die Rückkehr zur Erde in Frage käme.

11. Bewegung im Weltraum und Rückkehr zur Erde.

Die in den vorstehenden Abschnitten besprochenen Bewegungen beschränken sich auf die Entfernung aus dem Schwerefelde der Erde mit und ohne zusätzliche Wucht, die im oberen Grenzfalle derjenigen des Abschusses entspricht, so daß sich das Fahrzeug mit einer Geschwindigkeit $v_0 = 11\,180$ m/s in der Abfahrtrichtung bewegen kann, die in jedem Falle für die freie Bewegung des Fahrzeuges im Weltraume, einschließlich der Umkreisung anderer Weltkörper, z. B. des Mondes, genügen dürfte. Allerdings kann dies nur unter Zuhilfenahme einer Steuerung des Fahrzeuges durch seitliche Raketenwirkung erreicht werden, für deren Bedienung ein gewisser nicht zu knapper Zuschlag zum Treibmittelvorrat vorzusehen ist.

Handelt es sich aber um die Landung auf einem anderen Weltkörper oder um die Rückkehr zur Erde, so erfordert dies, da der Eintritt in die Lufthülle der Erde mit planetarischer Geschwindigkeit sofort zur thermischen Zerstörung nach Art der Sternschnuppen führen würde, eine vorherige Aufhebung der Bewegungsgröße, wofür wiederum wie beim Aufstieg nur die Raketenwirkung zur Verfügung steht. Diese bedingt aber für eine der Startbeschleunigung gleiche Landungsverzögerung noch einmal dasselbe Massenverhältnis $m_0 : m$, welches mit dem für den Aufstieg zu multiplizieren ist. Wir erhalten also ohne Rücksicht auf die Steuerung und den Besuch anderer Weltkörper allein zur Sicherung der Rückkehr zur Erdoberfläche schon das Quadrat der oben ermittelten Tabellenwerte $m_0 : m$. Diese Quadratzahlen sind auch unter den günstigsten Verhältnissen der letzten Spalte der Tafel 7 und 8, ja sogar im Idealfalle der Raketenwirkung nach Tafel 6 schon für $H_2 + O$ und $C + O_2$ vollkommen unausführbar und erreichen mit den zum Teil schon praktisch erprobten Treibmitteln, nämlich Nitroglyzerin und Schießwolle, geradezu phantastische Werte. Dieser Schlußfolgerung kann man auch nicht entrinnen durch die von Professor Oberth vorgeschlagene Zusammenschaltung mehrerer Raketen, die nacheinander in Tätigkeit gesetzt und nach Abblasen ihres Treibstoffes zurückbleiben bzw. abgeworfen werden, so daß schließlich nur das eigentliche Raumfahrzeug m die Fahrt fortsetzt. Ist $m_1 - m$ deren Ladung, die der vorgeschalteten Rakete mit ihrer Hülle $m_2 - m_1$ usw. bis $m_0 - m_n$, so ist die Gesamtmasse beim Start

$$m + (m_1 - m) + (m_2 - m_1) + \\ + (m_3 - m_2) + \ldots\ldots (m_0 - m_n) = m_0$$

und wir erhalten mit den Geschwindigkeitszunahmen $v_n - v_{n+}$, im Idealfalle Gl. (17a)

$$\lg\frac{m_0}{m_n} = \frac{v_n}{w}, \quad \lg\frac{m_2}{m_1} = \frac{v_1 - v_2}{w}, \quad \lg\frac{m_1}{m} = \frac{v - v_1}{w}$$

oder mit der Endgeschwindigkeit

$$v_n + (v_{n+1} - v_n) \ldots + \ldots (v_1 - v_2) \ldots\ldots = v$$

$$\frac{m_0}{m_n} \cdot \frac{m_n}{m_{n+1}} \frac{m_{n+1}}{m_{n+2}} \ldots\ldots\ldots = \frac{m_0}{m}.$$

Es ergibt sich also schließlich für das Verhältnis der Anfangs- zur Endmasse genau derselbe Ausdruck wie früher, in dem nur noch die unnötige Belastung durch die an sich wirkungslosen abgeworfenen Raketenhüllen steht[1]).

Der Grund für die vorläufige Unausführbarkeit der Raketenfahrt in den Weltraum liegt einmal in der hierfür unzulänglichen Wärmetönung der durch den mitgeführten Sauerstoff beschwerten, zurzeit verfügbaren Treibstoffe, in der Unvermeidbarkeit ihrer Mitnahme in große Abstände und ihre Zerstreuung mit noch erheblicher Energie längs der Bahn in der Beschleunigungsperiode, sowie schließlich in dem Fehlen hinreichend fester und leichter Baustoffe für die Raketenhülle.

Aussprache:

Dr.-Ing. Martin Schrenk: Meine Damen und Herren! Lassen Sie mich zunächst eine Lanze brechen für den in jüngster Zeit von manchen allzu begeisterten Freunden des Neuen schon totgesagten Verbrennungsmotor.

Man kann aus den Worten des Herrn Vorredners den Eindruck gewinnen, daß der Verbrennungsmotor für den Stratosphärenflug ungeeignet sei. Dabei kommt es natürlich vor allem darauf an, was man unter Stratosphäre versteht. Wenn man als untere Stratosphärengrenze die Höhe bezeichnet, von der ab nach oben hin kein Temperaturabfall mehr gefunden wird, so liegt diese Grenze über Mitteleuropa durchschnittlich in 11 km Höhe. In dieser Höhe, und auch eine ganze Anzahl von Kilometern darüber, kann man sehr wohl noch mit dem Verbrennungsmotor fliegen, wenn dieser mit einer Gebläseanlage zur Vorverdichtung der Verbrennungsluft auf Bodendruck ausgestattet ist.

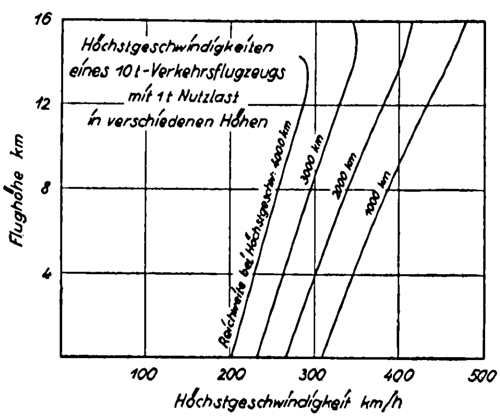

Abb. 1.

Zur Stützung dieser Behauptung möchte ich auf Rechnungen zurückgreifen, die ich von einem Jahr vor diesem selben Kreise vortragen durfte[2]). Die Ergebnisse dieser Rechnungen sind in Abb. 1 so übersichtlich wie möglich zusammengetragen. Ihren Ausgangspunkt bildet ein Verkehrsflugzeug von 10 t Fluggewicht, 30 m Spannweite und Gleitzahl $^1/_{12}$. In dieses Flugwerk, dessen Leergewicht möglichst günstig angenommen wurde, sind Motoren verschiedener Leistung mit wechselnden Höheneigenschaften eingesetzt zu denken. Nach Abzug einer Tonne Nutzlast (einschließlich Besatzung) bleibt das Differenzgewicht für Brennstoff übrig. Jeder Punkt auf diesen Kurven stellt also die Leistungen eines Flugzeugs mit für die betreffende Aufgabe (Höhe, Geschwindigkeit, Reichweite) möglichst günstiger Eigenschaft dar. Sie sehen, daß Flughöhen zwischen 12 und 16 km recht brauchbare Verhältnisse zeigen.

Und nun zur Rakete! Die sehr verdienstvollen Rechnungen des Herrn Geheimrat Lorenz bringen zahlenmäßige Klarheit über dieses durch die jüngsten Tagesereignisse ungebührlich in den Vordergrund geschobene Problem. Man sieht, daß eine vernünftige Ausnutzung der Raketenwirkung nur zu erwarten ist bei Geschwindigkeiten, die fast schon kosmisch zu nennen sind; und selbst bei diesen Geschwindigkeiten ist der Raketenantrieb gegenüber der Luftschraube noch belastet mit dem sozusagen toten Gewicht des mitzuführenden Brennsauerstoffs. Weltenraumfahrt fällt wegen allzu großer technischer Schwierigkeiten bis auf weiteres aus; Stratosphärenverkehr mit Raketenflugzeugen bringt keinerlei wirtschaftlichen Anreiz, solange auf anderem Wege noch irgend etwas zu machen ist — aber kann man vielleicht mit der Rakete, da nun einmal das allgemeine Interesse auf sie gerichtet ist, doch diese oder jene Aufgabe lösen, die bis jetzt technisch schwierig oder unerfüllbar war?

Eine solche Aufgabe schwebt den begeisterten Raketenanhängern vor, wenn sie von fabelhaften Geschwindigkeiten träumen, welche mit dem neuen Antrieb zu erreichen seien. Man kann sie beispielsweise so formulieren, daß man sich fragt, welche Gewichte aufzuwenden sind, um bei einem Rennflugzeug mit Hilfe einer Zusatzrakete von begrenzter Brenndauer eine über der höchsten Wagerechtgeschwindigkeit dieses Flugzeugs liegende Geschwindigkeit für eben diese Brenndauer einzuhalten. Dabei muß der Führer vor Anbrennen der Rakete diese höhere Geschwindigkeit durch Drücken mit Vollgas bereits erreicht haben, um die Rakete nicht mit der für sie besonders verlustreichen Beschleunigungsperiode zu belasten. Das Ergebnis einer solchen Rechnung sehen Sie im Lichtbild (Abb. 2).

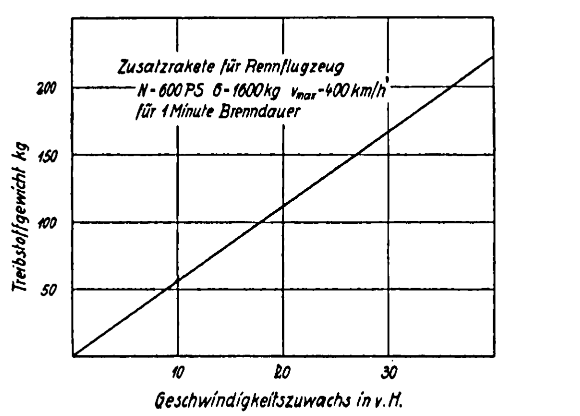

Abb. 2.

Bei der Rechnung wurde die Auspuffgeschwindigkeit der Rakete mit Rücksicht auf ihre Festigkeit auf 1000 m/s beschränkt. Höhere Auspuffgeschwindigkeiten würden größeren Impuls, aber geringere Brenndauer bedeuten.

Auf diese Weise könnte man z. B. den Schnelligkeitsrekord über eine kurze Strecke brechen. Man darf dabei allerdings nicht vergessen, daß die Rakete und ihre Anbringung auch Luftwiderstand erzeugen, zumal da sie so angebracht werden muß, daß ihr Strahl nicht Teile des Flugzeugs in Brand setzt. Es könnte wohl sein, daß die moralische Wirkung eines solchen Flugzeugs auf den Beschauer bedeutender wäre als sein technischer Effekt — wie das bei seinem auf Rädern fahrenden Bruder, ohne ihm zu nahe zu treten, wohl auch gesagt werden darf.

[1]) Die in den Abschnitten 7 bis 11 besprochene gleichförmig beschleunigte Bewegung sowie die Hintereinanderschaltung mehrerer Raketen sind in meiner Arbeit »Die Möglichkeit der Weltraumfahrt« (Z. d. V. D. I. 1927) noch nicht erwähnt, wohl aber in der schon zitierten Abhandlung »Ist die Weltraumfahrt möglich« von Prof. Oberth, der davon eine wesentliche Verminderung des Verhältnisses $m_0 : m$ erwartet. Das trifft nun nach unseren Darlegungen zwar nicht für die Hintereinanderschaltung, wohl aber für die gleichförmige, insbesondere schräge Beschleunigungsfahrt zu, ohne indessen auch im theoretischen Grenzfall die Ausführbarkeit zu ermöglichen. Bei der Durchführung der Rechnungen hat mich mein Assistent Herr O. Heymann wirksam unterstützt.

[2]) Jahrbuch der WGL 1927, Aussprache zum Vortrag Kamm, »Grenzleistungen im Höhenflug«.

Ausbaufähiger und wertvoller scheint mir eine andere Anwendung der Rakete zu sein: die **Meßrakete** zur Erforschung der höheren Luftschichten. Die Instrumente, welche die einzige Zuladung dieses Fahrzeugs wären, können sozusagen mit wenigen Gramm Gewicht gebaut werden; die laut Rechnung zur Verfügung stehende Endmasse kann also fast restlos von der Rakete selbst ausgenutzt werden. Ich muß es mir leider aus Zeitmangel versagen, auf die einzelnen Probleme der technischen Ausführung einer solchen Rakete hier einzugehen, so reizvoll dies auch wäre. Auch das schwierige Stabilitätsproblem kann hier nicht berührt werden. Statt dessen will ich einige Zahlen aus einer allerdings noch lange nicht abgeschlossenen rechnerischen Untersuchung der DVL hierüber nennen, die sich auf die Massenverhältnisse solcher Raketen beziehen.

Die Rechnung wird am einfachsten, wenn man die Rakete mit konstanter Geschwindigkeit fahren läßt, denn dann ist das Integral lösbar. In diesem Fall muß man die Rakete also abschießen (was sich überhaupt empfiehlt, um die so schädliche Anfahrzeit zu verkürzen und der Rakete einen Vorrat an Bewegungsenergie mitzugeben). Man erreicht dann z. B. mit einem Massenverhältnis von 0,3 die Höhe von 24 km bei einer Geschwindigkeit von 200 m/s, bei 300 m/s dagegen 36 km, ohne Berücksichtigung des Luftwiderstands. Dieser selbst geht mit einem von der anfänglichen Masse abhängigen Glied ins Ergebnis ein, fällt also immer weniger ins Gewicht, je größer die Rakete wird. Die Auspuffgeschwindigkeit sei hierbei, wie im vorigen Beispiel, mit Rücksicht auf die Festigkeit der Rakete auf 1000 m/s beschränkt.

Es werden noch andere Möglichkeiten untersucht, z. B der Flug mit konstanter Beschleunigung oder mit konstantem Staudruck. Beide scheinen bei den genannten Höhen bis jetzt keine Verbesserung zu bringen. Immerhin ist nach den bisherigen Ergebnissen Aussicht vorhanden, daß auf diesem Wege ein Forschungsmittel geschaffen werden kann, das uns die Erforschung bisher unerreichbarer Luftschichten gestattet. Gelingt dies, so ist der Aufwand, mit dem jetzt an der Rakete von vielen Seiten gearbeitet wird, nicht verloren.

Prof. H. Oberth: Zunächst begrüße ich es, daß sich ein so bedeutender Gelehrter wie Herr Geheimrat Lorenz der bisher arg vernachlässigten Raketentheorie angenommen hat.

Weiter danke ich Herrn Geheimrat Lorenz für die offene und freimütige Art, in der er zugegeben hat, — erst mir persönlich und schließlich der ganzen Versammlung gegenüber —, daß ihm die Konstruktionsvorschläge, die bisher von Anhängern der Kosmonautik gemacht worden sind, in der Hauptsache unbekannt sind, und daß er z. B. mein Buch »Die Rakete zu den Planetenräumen« gar nicht gelesen hat. Ich halte es für nötig, dies hier zu unterstreichen. Herr Geheimrat Lorenz ist nicht, wie allgemein angenommen wird, nach einer eingehenden Beschäftigung mit den Konstruktionsvorschlägen zu seiner bekannten ablehnenden Stellung gekommen, sondern a priori. Er begann damit, interesseshalber die Beziehungen zwischen Raketenfahrt und Massenverlust auszurechnen. Da er hierbei auf Treibstoffmengen kam, deren Mitnahme ihm unmöglich erschien, so hielt er es in der Folge gar nicht mehr für nötig, sich mit unseren konstruktiven Vorschlägen überhaupt zu befassen. Dies Verfahren ist bei einem Gelehrten, der sehr viel lesen muß, natürlich menschlich begreiflich, ob es das Richtige ist, um die Durchführbarkeit einer neuen Erfindung zu beurteilen, das wage ich nicht zu bejahen.

Was nun die Frage betrifft, ob Massenverhältnisse von der geforderten Größenordnung technisch erreichbar sind, so muß ich den Leser, der sich eingehender für die Sache interessiert, auf mein Buch »Die Rakete zu den Planetenräumen«, Verlag R. Oldenbourg, München, verweisen. Die dritte Auflage wird vermutlich im Herbst im Druck erscheinen. Hier möchte ich zur Klärung der Frage nur so viel über meine Konstruktionsvorschläge sagen:

Bei meinen Raketen kommt nicht Schießpulver oder sonst ein Explosionsstoff zur Verwendung, sondern eine brennbare Flüssigkeit und der zur Verbrennung nötige Sauerstoff, welchen ich, um mehr unterzubringen, vorher durch Kälte verflüssigt habe.

Bei den einfachsten Modellen verdampft der Sauerstoff und der Dampf wird durch eine Gasflamme, die in dem Sauerstoff brennt, über die Entflammungstemperatur des Brennstoffes erwärmt, etwa auf 700° bis 900° C. In dies heiße, noch immer stark sauerstoffhaltige Gas spritzt dann aus besonderen Zerstäuberdüsen der Brennstoff. Er verbrennt dann völlig (Erfahrungen bezüglich dieser Vorrichtung haben wir dank der Gasturbinen der Société Anonyme des Turbomoteurs, Waelde's u. a.). Außerdem werden auch zum Zweck des Raketenbaues selbst bereits Versuche mit flüssigen Brennstoffen gemacht. Sie haben bis jetzt wenigstens so viel ergeben, daß wir mit Bestimmtheit sagen können, die Sache wird gehen. Fraglich ist nur noch, wie sie am besten gehen wird. Wenn Herr Geheimrat Lorenz also derartige Brennstoffzusammenstellungen »hypothetisch« nennt, so zeigt er damit nur, daß er die einschlägigen Untersuchungen nicht kennt.

Bei den komplizierteren Formen lasse ich in eine Flamme, die viel überschüssigen Dampf des Brennstoffes enthält, zunächst in ähnlicher Weise flüssigen Sauerstoff einspritzen; er verbrennt hier so wie der Brennstoff im heißen Sauerstoff Es ist im Grunde dasselbe, ob vor der Oxydation der flüssige Sauerstoff in das heiße Brennstoffgas oder der flüssige Brennstoff in das heiße Sauerstoffgas gelangt. Bei den größten Maschinen kann man in dieser Weise mehrmals hintereinander abwechselnd flüssigen Sauerstoff und Brennstoff einbringen.

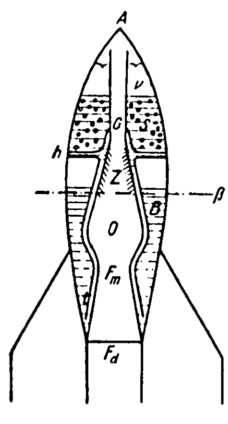

Abb. 3

In seiner einfachsten Form würde der Apparat so aussehen (vgl. Abb. 3): Das Ganze ist aus Blech. Bei *S* befindet sich flüssiger Sauerstoff. *B* ist irgendeine brennbare Flüssigkeit wie Benzin, Alkohol, durch Kälte verflüssigter Wasserstoff od. dgl. Der Sauerstoff würde schon dadurch verdampfen, daß er sich in gut wärmeleitenden Behältern befindet, doch das würde für unsere Zwecke nicht schnell genug gehen. Man muß also noch künstlich nachhelfen, indem man am Boden des Sauerstoffraumes Heizvorrichtungen anbringt. Der Sauerstoffdampf tritt sodann in das Rohr *A*, hier tritt auch Brennstoffdampf dazu, bei *G* verbrennen die Brennstoffdämpfe und erwärmen dabei den Sauerstoff auf 700° bis 900°. Bei *Z* spritzt sodann der Brennstoff in flüssiger Form ein. Abb. 4 zeigt etwas ver-

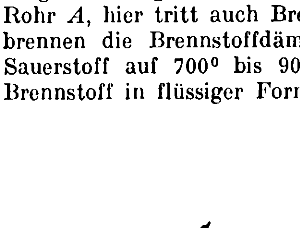

Abb. 4

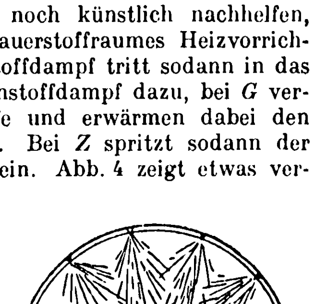
Abb. 5

größert diesen Teil der Wand von außen und bei *d* durchschnitten. Abb. 5 zeigt den Zerstäuber im Querschnitt bei *β*. Der Brennstoff wird dort, wo er den 800° heißen Sauerstoff berührt, entflammt. Die Verbrennung ist, wie man sieht, in der Mitte am stärksten, während das Gas an den Wänden verhältnismäßig kalt bleibt und die Wände daher nicht stark angreift.

Bei diesem Apparat müßte nun der Sauerstoffbehälter unter einem Druck von 20 Atmosphären stehen, andernfalls wären die Ausströmungsgeschwindigkeiten für unsere Zwecke nicht hoch genug. Der Brennstoff vollends müßte unter so hohem Druck stehen, daß die Flüssigkeit durch die Zerstäuberdüsen noch mit hinreichender Kraft in den Gasstrom getrieben wird. (Schätzungsweise 40 bis 50 at.) Die Wände dieser Behälter müßten daher entsprechend dick und schwer sein und der Apparat würde nicht höher kommen als 50 km.

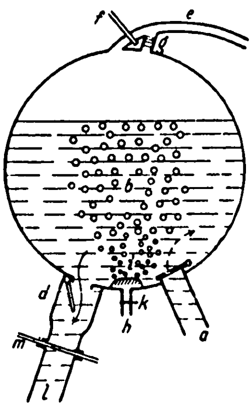

Abb. 6. Brennstoffpumpe (etwas schematisiert).
a Verbindungsrohr zwischen Pumpe und Brennstoffbehälter,
b Brennstoff,
c Ventil, welches sich öffnet, wenn der Druck in der Pumpe kleiner ist als im Brennstoffbehälter,
d Ventil, welches sich öffnet, wenn der Druck in der Pumpe größer ist als im Treibapparat,
e Abdampfröhre,
f Schieberventil für den Abdampf,
g Sicherheitsventil,
h Zuführungsrohr für den Sauerstoff,
i Brenner,
k Regulierventil für den Sauerstoff,
l Verbindungsrohr zwischen Pumpe und Treibapparat,
m Regulierventil zwischen Pumpe und Treibapparat.

Es bedeutet nun eine wesentliche Verbesserung, daß wir die Brennstoffbehälter unter einen geringeren Druck setzen können als die Flüssigkeit im Treibapparat. Wir brauchen nämlich bloß Pumpen, um diese Flüssigkeiten in den Treibapparat zu pressen. Kolben oder Flügelpumpen halte ich nun allerdings ihres Gewichtes wegen für unbrauchbar. Wir sind aber glücklicherweise auch nicht auf sie angewiesen. Wir müssen nur vier kleine, starkwandige, durch geeignete Ventile verschließbare Kessel haben (Abb. 6), zwei für den Sauerstoff und zwei für den Brennstoff, so daß stets ein Paar aus den Flüssigkeitsbehältern mit Sauerstoff und Brennstoff nachgefüllt wird, während wir in den zwei anderen die Flüssigkeiten durch Heizkörper zur Verdampfung bringen, so daß die Gase die übrige Flüssigkeit aus dem Pumpenkessel in den Treibapparat drücken. Über die Anordnung und Betätigung der Ventile brauche ich hier wohl nichts Besonderes zu sagen.

Die Arbeitsweise dieser Pumpen läßt sich mit jener der Humphrypumpe vergleichen, bei welcher über dem Wasser ein Gasgemisch zur Explosion gebracht wird, welches das Wasser sodann ohne Vermittlung eines Kolbens aus dem Behälter heraustreibt. Wir sind also, ohne mit unseren Druckkammerpumpen selbst schon Versuche gemacht zu haben, doch in der glücklichen Lage, die Erfahrungen mit der Humphrypumpe mutatis mutandis als Grundlage vorläufiger theoretischer Abschätzungen und Berechnungen benützen zu können.

Nun machen bei meiner Flüssigkeitsrakete diese Pumpkessel und die Düsenwand nur einen verhältnismäßig kleinen Teil des Ganzen aus. Den weitaus größeren Teil bilden die Brennstoffbehälter. Diese brauchen nun, je nach den Aufgaben des Apparates, nur einem Innendruck von ¼ bis 3 at standzuhalten. Ich wähle diesen geringen Überdruck, damit der im großen ganzen einem verlängerten Rotationsellipsoid zu vergleichende Behälter dem Druck der gegenströmenden Luft besser standhalten kann. Die Festigkeit des Behälters steigt nämlich in diesem Falle ähnlich wie die Festigkeit eines aufgepumpten Automobilreifens. Ich kann also die Wände wesentlich dünner machen, als wenn sie lediglich vermöge ihrer Steifheit dem Luftstrom standhalten müßten.

Ich frage nun: Ist es möglich, in einen ovalen Blechkessel unter dem Überdruck von einer Atmosphäre das Zwanzigfache seines Gewichtes an Wasser oder einer Flüssigkeit von ähnlichem spezifischen Gewicht zu füllen? Nun, selbstverständlich! Die Konstruktion habe ich in meinem Buch durchgerechnet. Wir sehen also, daß es technisch möglich ist, Massenverhältnisse von 7:1 bis 10:1 zu erreichen. Eine solche Rakete wäre also schon imstande, 1000 km und mehr zu überfliegen.

Zu fremden Sternen könnte sie freilich noch nicht empordringen. Aber wir können uns hier so helfen:

Wenn eine Rakete gebrannt hat, so fährt sie 4 bis 7 km in der Sekunde schneller, als sie vor dem Brennen fuhr. Ich stelle nun auf eine größere Rakete statt der Nutzlast eine zehnmal kleinere. Wenn nun die Brennstoffe der größeren Rakete erschöpft sind, so möge das Ganze eine Geschwindigkeit von 4 km/s haben. Lasse ich nun diese Rakete abfallen und die obere weiter arbeiten, so addiert sich ihre eigene Geschwindigkeit offenbar zur Geschwindigkeit, auf die sie von der unteren Rakete gebracht worden ist. Ob diese Teilung »unnötig« ist, das bitte ich den Leser zu entscheiden. Tatsache ist jedenfalls, daß wir auf dem Wege der Übereinanderstellung von Raketen die erforderlichen hohen Endgeschwindigkeiten erreichen können, ohne in einer einzigen Rakete das 16- oder gar 1000fache ihres Leergewichtes an Brennstoffen unterbringen zu müssen. Was die Landung dieser Schubraketen anbetrifft, so hoffe ich, daß sie bei kleinen unbemannten Apparaten noch nicht zu schwer sein werden, um mit Hilfe eines Fallschirms zu landen. Nach Erschöpfung ihrer Brennstoffe sind es ja nur noch leere Blechbehälter. Bei bemannten Raumschiffen werden sie nach Erschöpfung ihrer Brennstoffe bereits außerhalb der Atmosphäre waagerecht fliegen, es werden dafür also Landungsmethoden in Betracht kommen, die ich bei Raumschiffen ins Auge gefaßt habe (Gleitflug, Abbremsung der größten Geschwindigkeit durch einen Fallschirm und der Restgeschwindigkeit durch Rückstoß usw.).

Was die Frage der Landung von Raumschiffen anbetrifft, die Herr Geheimrat Lorenz ohne weitere Beweise im Schlußwort plötzlich aufrollte und als unmöglich bezeichnete, so kann ich zunächst nicht umhin zu bemerken, daß es meines Wissens nicht üblich ist, im Schlußwort ganz neue Argumente zu bringen.

Es ist nun natürlich nicht leicht, heute bereits etwas über die Landung von Raumschiffen zu sagen. Ich meine auch, daß bis dahin noch so viel Zeit vergehen wird und wir so viel neue Erfahrungen sammeln werden, daß wir uns heute darüber noch nicht allzusehr den Kopf zerbrechen sollten.

So wie ich die Sache heute sehe, können wir die Erdatmosphäre zu Bremszwecken heranziehen. Wir können die Fahrt eines Raumschiffes nämlich so regeln, daß es sich bei seiner freien Fahrt der Erde in einer Bahn nähert, deren erdnaher Punkt in die höchsten Luftschichten fällt. Wahrscheinlich wird es dann möglich sein, daß die Maschine, die ja nach Verlust aller ihrer Brennstoffe und Schubraketen nur noch ein paar Tonnen wiegt, im Gleitflug niedergeht. Herr Geheimrat Lorenz brachte nun allerdings das Bedenken vor, das Raumschiff würde sich dabei gleich einem Meteor erhitzen und verbrennen. Es läßt sich darauf heute schwer etwas Bestimmtes antworten, denn die Formeln, die man bis jetzt für die Erhitzung rasch bewegter Körper in der Luft aufgestellt hat, stimmen weder untereinander überein, noch passen sie zu den Beobachtungen, die man an fallenden Meteoriten bis jetzt gemacht hat. Ich werde in der dritten Auflage meines Raketenbuches zeigen, daß allen mir bisher bekanntgewordenen Berechnungen irgendein Trugschluß zugrunde liegt.

Das Meteor wird bekanntlich dadurch erwärmt, daß seine Moleküle von den anprallenden Luftmolekülen in Schwingungen versetzt werden. Wie stark dieser Wärmeübergang theoretisch sein sollte, das kann man natürlich rechnerisch angeben, die Beobachtungen machen es aber wahrscheinlich, daß er an hundertmal geringer ist; warum, ist vorläufig noch unbekannt.

Beim Raumschiff müssen wir nun bedenken, daß es sich erstens der Erde nicht mit der Geschwindigkeit eines Meteors nähert, sondern mit einer im Durchschnitt vier- bis sechsmal geringeren; zweitens tritt das Meteor sofort in die dichtesten Luftschichten ein (daß wir es am Himmel entlangziehen sehen, ist ja nur eine perspektivische Erscheinung), das Raumschiff dagegen legt seinen Weg in ganz dünner Luft zurück, bis seine Geschwindigkeit von irdischer Größenordnung ist. Es wird daher während einer bestimmten Zeit nur von wenigen Luftmolekülen getroffen, und man hat trotz der Heftigkeit der einzelnen Molekülzusammenstöße im ganzen doch nur einen verhältnismäßig geringen Wärmeübergang. (Näheres bringe ich in meinem Buch.) Es wird also wahrscheinlich überhaupt möglich sein, den übrigbleibenden Teil des Raumschiffes mit Tragflächen zu versehen und im Gleitflug landen zu lassen. Falls sich dies als unmöglich herausstellen sollte (die einschlägigen Erfahrungen werden wir mit der unbemannten Registrier- und Fernrakete sammeln), so bleibt uns immer noch der folgende Ausweg, um das Bremsen mit Raketenkraft zu vermeiden.

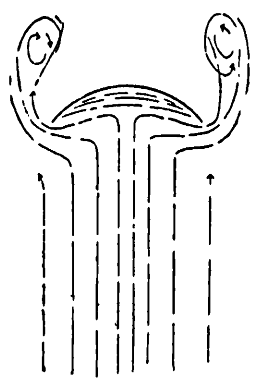

Abb. 7.

Wir müssen danach trachten, dem Luftstrom hohle, innen angefeuchtete oder mit Eis beschlagene Flächen entgegenzustellen (vgl. Abb. 7). Wenn die Luftmoleküle gegen diese Fläche schlagen, so bringen sie zunächst das Eis innerhalb derselben zum Verdampfen. Der entstehende Dampf tritt dann zuerst in den Hohlraum der Fläche. Dabei fängt er den Anprall der Luftmoleküle auf, die andernfalls die Fläche mit voller Kraft treffen würden, und schützt demnach die Fläche vor der Erwärmung. Etwas Wärme geht natürlich durch Leitung an die Fläche über und bewirkt, daß mehr vom Eis verdampft und die oberste Dampfschicht zuletzt an den Rändern überfließt. Bis sie aber überfließt, hat sie eine Temperatur von mehr als 20000° erreicht. Dabei nimmt sie eine ungeheure Wärmemenge auf, zumal da Wasserdampf bei dieser Temperatur in einatomigen Wasserstoff und Sauerstoff zerfällt, und da diese Dissoziation eine starke Wärmebindung bedingt. Außerdem bewirkt bei einer solchen Fläche der größere Teil der aufgewandten Energie Wirbelbildung hinter der Fläche. Die Erwärmung der Meteore ist also nur dadurch möglich, daß sie dem Luftstrom konvexe Flächen bieten, von denen die erwärmten Schichten immer wieder weggefegt werden. Wenn ich nun an einem Raumschiff einen Fallschirm anbringe, so daß es mit der Düse vorangeht, so sieht man ohne weiteres, daß diese Vorrichtung dem Luftstrom lediglich konkave Flächen bietet und bei der Abbremsung ein Minimum an Kühlstoff verbrauchen wird. Es ist z. B. fast unmöglich, ein mit feuchtem Löschpapier belegtes Modell meines Fallschirms von der konkaven Seite her mit einer wirbelfreien Gasflamme zu verbrennen.

Ich weiß nun, daß jeder Flieger gegen Fallschirme ein Mißtrauen hat, welches durch die bisherigen Erfahrungen wohlbegründet erscheint. Hier haben wir es aber mit vollkommen anderen Verhältnissen zu tun. Das Hauptbedenken gegen den Fallschirm (nämlich daß es Sache des Zufalls ist, ob er sich ausbreitet), fällt hier fort. Wenn die Rakete nämlich ohne Antrieb im leeren Raum fliegt, haben die Gegenstände auf derselben kein Gewicht. Dies läßt sich sehr leicht zeigen, wenn ich auch an dieser Stelle darauf nicht eingehen möchte. Es ist dem Raumschiffer also leicht, den Fallschirm vor dem Eindringen in die Atmosphäre so zurechtzurücken, wie er ihn braucht, denn er schwebt ja in der Stellung, die man ihm gegeben hat.

Eine weitere Gruppe von Bedenken richtet sich gegen die eigentliche Landung. Zu einer eigentlichen Fallschirmlandung brauchen wir es aber gar nicht kommen zu lassen. Sobald die Geschwindigkeit soweit herabgegangen ist, daß ein Verbrennen in der Luft nicht mehr zu befürchten ist, kann der Raumschiffer ja den Fallschirm überhaupt abwerfen und im Gleitflug weiterfahren. Dies ist natürlich nur eine Möglichkeit, er kann, wenn er will, auch bis zuletzt am Fallschirm hängen bleiben und kurz vor dem Auftreffen den Rest seiner Geschwindigkeit durch Rückstoß vernichten.

Ich möchte nun kurz zeigen, wie ich mir die Entwicklung bis zum Bau eines brauchbaren Raketenflugzeuges denke. Leider muß ich es mir versagen, hier über anderweitige Verwendungsmöglichkeiten meiner Raketendüse zu berichten.

Ich glaube zunächst nicht, daß es möglich sein wird, einfach auf einem Segelflugzeug Raketen anzubringen, diese mit der Zeit immer größer und stärker zu machen, bis man zuletzt ein dem Junkersschen Nurflügelflugzeug ähnliches Raketenflugzeug hat. Diese letztgenannte Form ist nämlich für ein Raketenflugzeug die einzig mögliche, wie auch Herr Geheimrat Lorenz sehr richtig bemerkt hat. Ein solches Flugzeug muß aber (vgl. Abb. 8) erst steil aufsteigen,

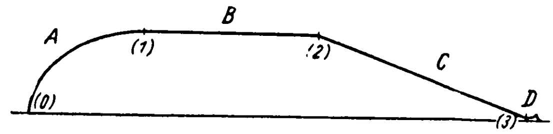

Abb. 8.

um rasch in dünne Luftschichten und auf hohe Geschwindigkeiten zu kommen, da andernfalls die Ausnutzung der Brennstoffe zu schlecht ist, wie schon Herr Geheimrat Lorenz nachgewiesen hat. Die Bahn des Raketenflugzeuges muß mit zunehmender Geschwindigkeit und Höhe immer stärker waagerecht werden, bis es zuletzt in waagerechter Richtung die Geschwindigkeit seiner Auspuffgase hat, so daß diese hinter ihm gerade zum Stehen kommen. Mit dieser Geschwindigkeit fährt das Flugzeug nun bis zur Erschöpfung seines Brennstoffvorrates, worauf es im Gleitflug niedergehen kann, da es dann verhältnismäßig leicht ist. Die Höhe, die es bei dieser Fahrt erreichen muß, ist dadurch gegeben, daß bei der geforderten Geschwindigkeit der Auftrieb das Fahrzeug gerade tragen soll. Sie beträgt schätzungsweise 50 km. Der Aufstieg ist also, wie man sieht, der einer Rakete, und wir können daher nur zum Raketenflugzeug kommen, wenn wir die nötigen Erfahrungen mit der Fernrakete bereits haben.

Ich würde daher vorschlagen, zuerst kleinere unbemannte Raketen zu bauen, die automatisch gesteuert werden und Strecken von 1000 bis 2000 km überfliegen und 10 bis 20 kg Nutzlast mitführen können. Bei der automatischen Steuerung einer Rakete, auf die ich hier Platzmangels wegen leider nicht eingehen kann, treffen nun eine Reihe günstiger Umstände zusammen, so daß es meiner Schätzung nach möglich sein wird, den Ort, an dem sie bei der Rückkehr wieder in die Erdatmosphäre eintaucht, bis auf einige Kilometer im Umkreis genau vorherzubestimmen. Diese Rakete erscheint also geeignet, Eilpost in kurzer Zeit über weite Strecken zu befördern. Die Landung müßte mittels Fallschirms erfolgen, irgendein anderes Verkehrsmittel müßte dann den Apparat an seinen engeren Bestimmungsort befördern. Da diese Raketen an sich nicht sehr teuer sein werden (ich denke daran, sie im wesentlichen aus Kupferblech herzustellen, außerdem können sie bei sachgemäßer Behandlung an hundertmal aufsteigen, die Steuerungsapparate, die das einzig teuere daran sind, können sogar nachher auf anderen Raketen Verwendung finden, und die Brennstoffe sind auch leicht erschwinglich, — ich denke dabei an Petroleum und flüssigen Sauerstoff), so können diese Raketen die Post auch mit verhältnismäßig geringen Kosten befördern.

Später würde ich daran gehen, eine solche Rakete auf eine Schubrakete zu stellen, wodurch sich eine transozeanische Verbindung ermöglichen ließe. Die Schubrakete fällt bereits nach 1 Minute ab, ist also bei der Genauigkeit der Steuerung sehr leicht zu finden.

Wenn ich mit diesen Fernraketen von rundem Querschnitt die nötigen Erfahrungen gesammelt habe, werde ich beginnen, ihnen eine flache, an das Junkerssche Nurflügelflugzeug erinnernde Form zu geben, natürlich unter möglichster Wahrung der konstruktiven Vorteile (namentlich der pneumatischen Festigkeit), die die Flüssigkeitsraketen gegenüber den heute gebräuchlichen Flugzeugen besitzen. Hierbei könnten wir auch Erfahrungen über das Verhalten von Tragflächen bei Überschallgeschwindigkeiten sammeln. Bei Geschwindigkeiten, die jene des Schalls nur wenig übertreffen, lassen sich diese Erfahrungen in der aerodynamischen Versuchsanstalt gewinnen, wenn man nämlich das Flügelmodell in den aus einer Trichterdüse ausströmenden Luftstrom bringt. Dieser Vorschlag ist m. W. zuerst von Winkler in Breslau gemacht worden, demnächst wird Herr Dr. Busemann in Göttingen diesbezügliche Versuche machen. Wenn auch mit derartigen unbemannten Apparaten die nötigen Erfahrungen gesammelt sind, wird es Zeit sein, an den Bau des Raketenflugzeuges zu denken. Ungeteilte Raketenflugzeuge können meiner Rechnung nach Strecken bis zu 2000 km überfliegen, wozu sie eine Zeit von nicht ganz einer halben Stunde gebrauchen. Unter Zuhilfenahme von Schubraketen, deren Bau heute allerdings noch nicht möglich wäre, es aber in ein bis zwei Jahren wahrscheinlich sein wird, könnten solche Raketenflugzeuge in weniger als zwei Stunden jeden Punkt der Erde erreichen. Der Treibstoffverbrauch wäre im Vergleich zum Flugzeug natürlich groß, die schnellere Fahrt müßte eben durch einen größeren Brennstoffaufwand erkauft werden.

Ich möchte nun die rechnerischen Angaben des Herrn Geheimrat Lorenz einer kritischen Beleuchtung unterziehen. Die Rechnungen sind an sich richtig, sie passen aber leider nicht zu den konstruktiven Gegebenheiten. Herr Geheimrat Lorenz rechnet z. B. so, als ob das Raketenflugzeug auf einer nahezu waagerechten Bahn ansteigen sollte. Dieses läßt sich nun praktisch nicht erreichen, und daher fallen seine diesbezüglichen Resultate in sich selbst zusammen.

Ebenso sind seine Angaben bezüglich der günstigsten Geschwindigkeit eines Raketenflugzeuges falsch. Er hat nämlich durch Differentiation seiner Formel (5) gefunden, daß das Raketenflugzeug bis zum Aufhören des Antriebs durch die Düsen dann am weitesten kommt, wenn

$$v_1 = \sqrt{\varepsilon g s} \qquad (7)$$

Es wird nämlich in diesem Falle

$$\frac{\partial}{\partial v}\left[v + \frac{\varepsilon \cdot g s}{v}\right] = 0.$$

Dabei hat er aber vergessen, daß an diesem Punkte die Fahrt noch nicht zu Ende ist, sondern daß es von hier im Gleitflug weitergeht, wobei eine Geschwindigkeit totzulaufen ist, die größer ist als die Geschwindigkeit eines Geschosses. Bei $v_1 = 2000$ m/s z. B. sind das noch 500 bis 1000 km. (Die Zahl läßt sich leider noch nicht genau angeben, da wir das Verhalten der Flügel bei Überschallgeschwindigkeiten noch nicht hinreichend kennen.) Diese Gleitbahn wächst nun offenbar mit dem Quadrat der zu vernichtenden Geschwindigkeit, wodurch der Wert für die günstigste Geschwindigkeit bedeutend hinaufgedrückt wird, so daß es hier von diesem Gesichtspunkt aus überhaupt keine günstigste Geschwindigkeit gibt. (Vgl. hierzu den Abschnitt »Das Synergieproblem«, bei Ley »Die Möglichkeit der Weltraumfahrt«. Verlag Hachmeister & Thal, Leipzig.) Es heißt hier: Je schneller, desto günstiger.

Bei seinen Angaben die Weltraumfahrt betreffend hat Lorenz den Luftwiderstand beim Verlassen der Atmosphäre nicht in Rechnung gezogen und die Abweichungen der Bahn von der von ihm für den luftleeren Raum vorgeschlagenen günstigsten Form nicht bedacht. Ebensowenig die Gewinne infolge der Erddrehung und des Fallens aus einer steileren in die waagerechte Bahn. Ich werde in meinem Buch im Abschnitt »Die Synergiekurve« diese Rechnungen bringen.

Weiter fehlen auf seinen Treibstofftafeln gerade die Stoffe, die ich für den Raketenflug innerhalb der Atmosphäre vorgeschlagen habe und die von mir dabei gemessenen Auspuffgeschwindigkeiten von rd. 2000 m/s u. a. m.

Ich möchte im Interesse der Sache nur wünschen, daß sich Herr Geheimrat Lorenz erst mit den konstruktiven Voraussetzungen etwas eingehender beschäftigt, damit der Scharfsinn und die große mathematische Kraft, die er bisher auf die Lösung der Probleme verwandt hat, fruchtbringendere Bahnen einschlagen möge.

Dr. Kölzer: Der Vortragende hat erwähnt, daß die Zusammensetzung der Atm. bis etwa 50 km Höhe eine gleichbleibende Schallgeschwindigkeit bedingt (infolge Zunahme von H). Nach neueren Forschungsergebnissen kann man folgende Schallgeschwindigkeiten annehmen: 330 m/s am Boden, 290 bis 295 m/s zwischen 10 und 35 km Höhe, darüber steigend auf Bodenschallgeschwindigkeit bei etwa 50 km Höhe. Die Zunahme ist nicht auf wachsende Anteilnahme von H, sondern auf wachsende T zurückzuführen, die etwa die Bodenwerte mit 300° abs. erreicht. Dies bedingt eine etwa zehnfache Steigerung der Luftdichte in dieser Höhe. Bei der Kleinheit dieses Wertes überhaupt ändern diese Darlegungen an den grundsätzlichen Ausführungen von Geheimrat Lorenz nichts.

Ferner möchte ich darauf hinweisen, daß ich Versuche mit Raketen-Meteorographen unter Verwendung vorhandener Raketen (C 78) vorgenommen habe, wobei die erreichte Höhe unter 1000 m liegt. Die Apparatur hat eine Beschleunigung von 50 m/sec² gut vertragen, und ich betrachte die Rakete als ein Forschungsmittel für mittlere Höhen der Stratosphäre, wenn schrittweise der Gedanke ausgebaut wird. Die in der Öffentlichkeit verbreiteten Utopien sind nicht diskutabel und auch die von Herrn Valier mitgeteilte Hoffnung der Opel-Werke, bereits in diesem Sommer eine brauchbare Rakete für Instrumentenforschung in der Stratosphäre herauszubringen, ist mit großer Skepsis zu betrachten.

Professor v. Kármán: beschränkt sich auf die Frage, wieweit Raketenantrieb als normaler Flugzeugantrieb in Betracht käme. Die zwei Hauptschwierigkeiten bestehen in folgendem:

1. Der Wirkungsgrad der direkten Rakete sowie jeder direkte Antrieb ist nur dann einigermaßen günstig, wenn die Fluggeschwindigkeit von derselben Größenordnung ist wie die Ausflußgeschwindigkeit der Verbrennungsgase. Sind die Austrittsgeschwindigkeiten der Verbrennungsgase so niedrig, wie es den heutigen Fluggeschwindigkeiten entsprechen würde, so ist der thermodynamische Wirkungsgrad zu schlecht.

2. Es ist bisher nicht gelungen, ein Material zu finden, das einer konstanten Verbrennung des Brennstoffes und einem kontinuierlichen Ausfluß heißer Gase standhalten könnte. Es wäre insbesondere von großer Wichtigkeit, wenn diese an zweiter Stelle genannte Frage der Lösung nähergebracht würde, weil sie auch für die Benzinturbine von entscheidender Wichtigkeit ist.

Prof. Dr.-Ing. Pröll: Es ist hier wiederholt vom Wirkungsgrade der Rakete die Rede gewesen, aber wir wollen uns doch fragen, ob dieser Begriff, nach dem wir sonst technische Dinge, Betriebseinrichtungen usw. bemessen, angebracht ist und ob wir nicht dem Raketenantrieb damit Unrecht tun, daß wir ihn in einer Weise beurteilen, die seinem Wesen gar nicht angepaßt ist.

Wir dürfen nicht vergessen, daß das normale Flugzeug zur Ausnützung einer Dauerleistung gebaut ist, daß dagegen die Rakete plötzliche, sehr starke Kraftäußerungen zu besonderen, meist kurz dauernden Momentleistungen abgibt. Dem Raketenantrieb sollten daher nur solche Anwendungen zugemutet werden, bei denen diese Eigenschaft wünschenswert ist, oder dort, wo jeder andere Antrieb versagt. Für solche Fälle in der Technik, wo es nicht so sehr auf den Wirkungsgrad als auf plötzliche Kraftanstrengung zur Erzwingung eines sonst schwer erreichbaren Zustandes ankommt, lassen sich leicht Beispiele angeben.

Beim Start von Wasserflugzeugen kommt leicht ein kritischer Punkt vor, bei dem die Antriebskraft nicht genügt, um das noch auf dem Wasser schwimmende Flugzeug genügend zu beschleunigen. (In der Abb. 9 gibt W die Kurve des Wasserwiderstandes, S die des Schraubenzuges nach Abzug des Luftwiderstandes; der zwischen beiden Kurven befindliche Raum gibt in seinen Ordinaten die beschleunigenden Kräfte wieder, und man erkennt, daß bei A der kritische Augenblick für den Start eingetreten ist.) Hier kann

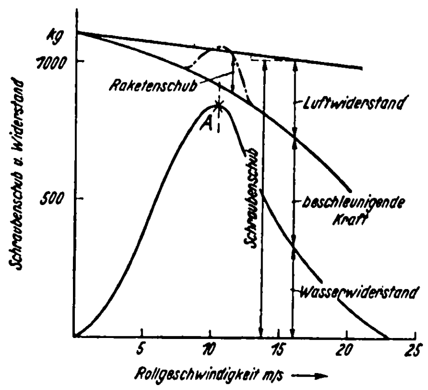

Abb. 9

es sehr lange dauern, bis die Geschwindigkeit über die kritische Stelle hinweggekommen ist und die Schwimmer sich vom Wasser zu lösen beginnen. Wird aber in diesem Moment durch eine etwa am Gestell angebrachte Rakete ein zusätzlicher Schub (strichpunktierter Buckel über der S-Kurve) geleistet, so hilft dieser über den kritischen Punkt hinweg und erleichtert den Start wesentlich. Durch ein solches Mittel wird auch die Verwendung von sonst wegen des Startvorganges ungeeigneter, im Fluge aber günstiger Propeller[1]) wieder möglich gemacht. Ähnliche Verhältnisse herrschen bei Segelflugzeugen, die ohne Aufwind an Höhe verlieren würden und die durch einen oder mehrere Raketenschüsse viel besseren Hilfsantrieb bekämen als durch einen Hilfsmotor mit Propeller, der sich dem Segelflugzeug organisch nicht gut anpaßt, und der auch im Fluge sich nicht so leicht einschalten läßt, wie eine jederzeit betriebsbereite Raketenstrahlung.

Was dann noch die große Anfangsmasse an Treibstoff betrifft, die das Flugzeug für einigermaßen längere Strecken mitschleppen muß, so möchte ich darauf hinweisen, daß auch das gewöhnliche Flugzeug in noch viel höherem Maße Material verbraucht, das nach hinten geschleudert durch seine Reaktionskraft den Antrieb bewirkt. So hat die »Bremen« bei ihrer 37stündigen Ozeanüberquerung etwa 56000 t Luft durch den Propeller jagen müssen, das ist das 18000fache des Endgewichtes dieses Flugzeuges, weil eben dort die Relativgeschwindigkeit der Reaktionsmasse sehr gering ist (etwa 50 m/s im Propellerstrahl gegenüber den 3000 m/s Strahlgeschwindigkeit der Raketengase). Aber diese 56000 t beschweren die Bremen nicht im geringsten, denn sie werden mit Hilfe des Propellers der umgebenden Luft entnommen, während das Raketenflugzeug das ganze Gewicht der Reaktionsmasse mitschleppen muß.

[1]) Vgl. Vortrag Hoff, Das Großflugboot Werft, Reederri und Hafen 1927.

Prof. Lorenz (Schlußwort): Die von den Herren Dr. Schrenk und Prof. Pröll angeschnittene Verwendung von Zusatzraketen an Flugzeugen zur Erzielung besonderer Leistungen oder Verbesserungen des Startes vom Wasser aus liegt natürlich durchaus im Bereiche der Möglichkeit. Und zwar um so mehr, als es hierbei auf einen hohen Wirkungsgrad nicht ankommt. Das gilt ebenso auch für sogenannte Meßraketen zur Erforschung der höheren Luftschichten, mit denen die von Herrn Dr. Kölzer mit Recht betonte Unsicherheit über deren Zusammensetzung hoffentlich bald behoben werden kann. Sehr wichtig ist die Bemerkung des Herrn Kollegen von Kármán sowohl über den Wirkungsgrad der Raketen in Abhängigkeit von der Fahrgeschwindigkeit, die alle meine Rechnungen beherrscht, als auch über den Raketenbaustoff. Denn bevor es nicht gelungen ist, die Forderung eines gegen hohen Druck und Temperatur widerstandsfähigen Materials zu erfüllen, ist an die Verwirklichung des Raketenfluges in die Stratosphäre nicht zu denken, geschweige denn an die Weltraumfahrt. Darüber können nun auch die an sich geistvollen konstruktiven Vorschläge des Herrn Prof. Oberth nicht hinweghelfen, nachdem schon die Ausführung der Verbrennungsturbine bisher an diesem Punkte gescheitert ist. Das ist neben dem wenig ermutigenden Ergebnis meiner Energie- und Massenberechnung der Hauptgrund für mein Nichteingehen auf konstruktive Einzelheiten, die ich unter den hentigen Verhältnissen einfach für nicht spruchreif halte. Wenn hier und da meine Rechnungen für zu ungünstig gehalten werden, so will ich nur noch daran erinnern, daß ich diesen durchgängig einen Raketenwirkungsgrad von 2/3 zugrunde gelegt habe, der bisher weitaus noch nicht erreicht worden ist. Außerdem aber, daß wir auf der Erde zur Zeit über kein stärkeres Treibmittel verfügen, als das von mir ebenfalls in Betracht gezogene Knallgas. Angesichts dieser Tatsachen dürfte eine größere Zurückhaltung und Vorsicht der Vorkämpfer des Raketenfluges und der Weltraumfahrt mit ihren Behauptungen und Vorwürfen wohl am Platze sein.