Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

8. Heft | 28. April 1927 | 18. Jahrgang

Zum Raketenproblem.

Von R. Lademann.

Vorbemerkung der Schriftleitung:

Die Raumschiffahrt mit Raketen bietet zur Zeit noch unüberwindliche technische Schwierigkeiten. Trotzdem ist es nicht unnütz, sich mit solchen Aufgaben auseinanderzusetzen, und sei es auch nur auf ganz theoretischer Grundlage. Die Schriftleitung glaubte deshalb, den folgenden Ausführungen die Aufnahme in die Spalten der ZFM nicht versagen zu sollen. Die verschiedenen Rufzeichen usw. stammen, wie bemerkt werden möge, nicht von der Schriftleitung, sondern von dem Herrn Berichterstatter. Pr.

Vorliegende Abhandlung soll einerseits einen Bericht über den Stand der auf die Erreichung allergrößter Höhen sich beziehenden Forschungsarbeiten in Westeuropa geben und anderseits die wesentlichen Gedanken und Ergebnisse des Hauptvertreters dieser Richtung Ziolkowsky-Kaluga kritisch berichten.

Bereits vor 31 Jahren veröffentlichte Prof. K. E. Ziolkowsky die ersten Vorboten dieses abenteuerlichen Ideenkreises in »Natur und Menschen« 1896. Wir begegnen derartigen ernstzunehmenden Ausführungen erst nach sieben Jahren wieder in dem fünften Hefte der Zeitschrift »Wissenschaftliche Rundschau« aus der Feder Ziolkowskys. Diese Beiträge erregten beinahe gar kein Aufsehen. In der »Zeitschrift für Luftfahrt« in Petersburg erschien in den Jahren 1911 bis 1913 eine eingehende Ausarbeitung der Ziolkowskyschen Vorschläge betreffend »Die Untersuchung des Weltenraumes durch Reaktionsraumschiffe«. In der Zwischenzeit nahm Baron Ungern die fast gänzlich unbekannten Ungernschen Raketenpatente; sie tragen in der Hauptsache militärischen Charakter. Der schwedische Astronom Borkelander stellte 1905 rein wissenschaftliche Versuche mit Raumschiffmodellen im Hochvakuum an; Verfasser hofft hierüber in einiger Zeit berichten zu können.

Diese 10 Druckbogen langen, halb mathematischen, halb philosophischen Betrachtungen Ziolkowskys lösten eine Hochflut von Artikeln gleichen oder ähnlichen Inhaltes in der russischen Presse aus. Die bedeutendste und selbständige Abhandlung von A. Gorochoff über den »Mechanischen Flug der Zukunft« erschien Februar 1911 im zweiten Hefte des Organs der Akademischen Fliegergruppe der Technischen Hochschule Petersburg »Der Luftweg«. Gorochoff schlug ein Ganzmetallflugzeug mit Strahl- oder Reaktionsantrieb vor, ähnlich wie es René Lorin im Aérophile 1911 in seinem Aufsatze »Le vol d'aujourd'hui. Le vol du future« angab. Der spindelförmige Rumpf sollte aus Stahlblechen gebaut werden; das Tragwerk war relativ klein und freitragend in sehr eigenartiger Formgebung geplant; Leit- und Steuerwerk des Apparates waren auffallend klein. Die Verbrennungskammern des Betriebsstoffes lagen gleich hinter der Nase des Rumpfes. Das verbrannte Rohöl trat durch seitliche Düsen aus. Die Aufenthaltsräume für Besatzung und Gäste liefen sämtlich in Führungen; es war daher möglich, ihre Bewegungen, die durch ihre Trägheit verursacht waren, durch hydraulische Bremsen abzuschwächen. Die errechnete Geschwindigkeit schwankte zwischen 350 und 600 km/h.

Im Jahre darauf hielt der Präsident des Verbandes französischer Flugzeugindustriellen Robert Esnault-Pêlterie vor dem Kaiserlichen Aeroklub in Petersburg einen Vortrag über »Die Möglichkeit des Planetenverkehrs«. Der Professor der Astronomie an der alten, berühmten Sternwarte Pulkowa, Dr. G. Tichof, berichtete im Oktober 1916 zu Petersburg zusammenfassend über das Raumschiffproblem! Er betonte, daß das Reaktionsprinzip der einzige Weg zu einer erfolgreichen Lösung des Raumschiffproblems sei, bis die Forschungsarbeiten über einen die Schwerkraft vernichtenden Stoff zu einem Abschluß gekommen seien! Diese Untersuchungen fußten nach seinen Angaben auf den Arbeiten von A. Korn, Baricelli, der beiden Bjerkness u. a. Die Schwerkraft könnte wahrscheinlich »elektrisch vernichtet« werden. (!??)

Die Folgen der Revolutions- und Nachkriegszeit hemmten die Arbeiten. Erst im März 1924 erfolgte die Bildung der Zentralorganisation zur Untersuchung des Raumschiffproblems mit dem Direktor des zentralen Aero- und Hydrodynamischen Institutes in Moskau, Prof. Wetjinkin als Obmann, durch den »Ausschuß für Planetenverkehr« der Akademie der Roten Luftflotte.

Die Ziele dieses Ausschusses sind Förderung und Zusammenfassung der in- und ausländischen Arbeiten. Daß dieses Institut besonders gut informiert ist, zeigt die Tatsache, daß man dort Goddards Absicht, den Mond mit kleinen, unbemannten Modellraumschiffen mit Blitzlichtladung zu beschießen, seit langem kannte. Die letzte Nachricht aus Rußland besagt, daß Wetjinkin fertig ausgearbeitete Pläne für einige unbemannte und ein bemanntes Raumschiff nach dem Raketentyp habe und ihm bereits Mittel zu Modellversuchen bewilligt sind.

Professor Dr. math. K. E. Ziolkowsky ist zweifellos der erste Gelehrte, der sich nachweislich mit der Raumschiffahrt als solcher mit Hilfe des Raketenmotors zum Zwecke transatmosphärischer Flüge beschäftigte. Die 32 Seiten lange Abhandlung über »Eine Rakete in den Kosmischen Raum« faßt seine theoretischen und praktischen Studien der ersten 30 Jahre bis 1923 zusammen. Die Schrift zerfällt in drei Hauptteile, deren erster eine persönliche, stellenweise recht scharfe Auseinandersetzung mit der Gleichgültigkeit und Interesselosigkeit der Fachwelt gegenüber seinen Arbeiten ist: »Sind wir denn für immer darauf angewiesen, von Fremden das zu übernehmen, was seinerzeit in den Tiefen unserer unermeßlichen Heimat geboren wurde, lebte und in der Einsamkeit verkam? . . . Die Arbeit fängt an und ich zündete das Feuer!« Der zweite Teil spricht von der Rakete in den kosmischen Raum in mehr oder weniger allgemeinen Ausführungen. Im letzten Teile findet man Ziolkowskys Idee — »Das Reaktionsraumschiff ‚Rakete'« — in Text, Bild, Zahl und Formel dargestellt.

Der Verfasser geht von der Aufgabe aus, einen Kugelballon mit 1 kg Zuladung z. B. 27 km hoch zu schicken. Da die Luftdichte dort oben ungefähr $^1/_{50}$ der normalen Luftdichte in Meereshöhe beträgt, wird der Ballon unterwegs sein Volumen verfünfzigfachen; da ferner die Tragkraft bei 2 m³ Startvolumen in Meereshöhe kaum 2 kg überschreitet, wird selbst Seidenpapier viel zu schwer sein, da 1 m² 50 g wiegt. Es ist tatsächlich unmöglich, Ballons in annehmbarer Größe große Höhen aufsuchen zu lassen, da mit wachsenden Abmessungen die Spannungskräfte stärker wachsen als die Zerreißfestigkeit der Hülle. Es wird dann zur Erleichterung der Untersuchungen eine Zahlentafel der Temperaturen und Luftdichten bis zu $54^1/_2$ km Höhe gegeben, in dieser Höhe ist die Temperatur danach -272^0 und die Luftdichte 0!

In den nächsten Absätzen wird der Aufstieg mit Hilfe eines Geschützes erörtert. Bei 300 m Rohrlänge, konstantem Gasdruck und einer verlangten Gipfelhöhe von 300 km verläßt das Geschoß mit 2450 m/s Geschwindigkeit das Rohr. Es sei l die Rohrlänge, v die Mündungsgeschwindigkeit, g die konstante Erdbeschleunigung 9,81 m/s², w die scheinbare Schwere im Geschoß und W die Geschoßbeschleunigung sowie h die senkrechte Steighöhe im Schwerefelde — dann ist:

$$l = \frac{v^2}{2(W-g)} \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (1)$$

und
$$W = \frac{v^2 + 2gl}{2l} \quad \ldots \ldots \quad (2)$$

d. h. die scheinbare Schwere w im Geschoß ist gleich

$$w = \frac{W}{g} = \frac{h}{l} + 1 = 1001 \quad \ldots \ldots \quad (3)$$

Also ist die scheinbare Schwere im Geschoß 1000 mal größer als die Erdschwere, mithin ist das Emporschießen für Instrumente und Organismen glattweg unmöglich.

Die Konstruktion der Ziolkowskyschen Rakete ist in Abb. 1 schematisch gezeigt. Ein torpedoförmiges Metallgehäuse ist mit Licht- und Sauerstoffapparaten versehen und enthält im oberen Teile die Kammern für die Instrumente und den steuernden Insassen. Die Kammer trägt große Betriebsstoffvorräte, die im Augenblicke der Vermischung in einem dazu bestimmten Raume explodieren, um als heiße Gase durch die Düse herauszutreten. Diese Leitungen laufen an den Kammerwänden in der Längsrichtung! Eine derartige primitive Konstruktion soll erstens flugfähig und zweitens sicher sein!? Die näheren Einzelheiten anzugeben, erübrigt sich.

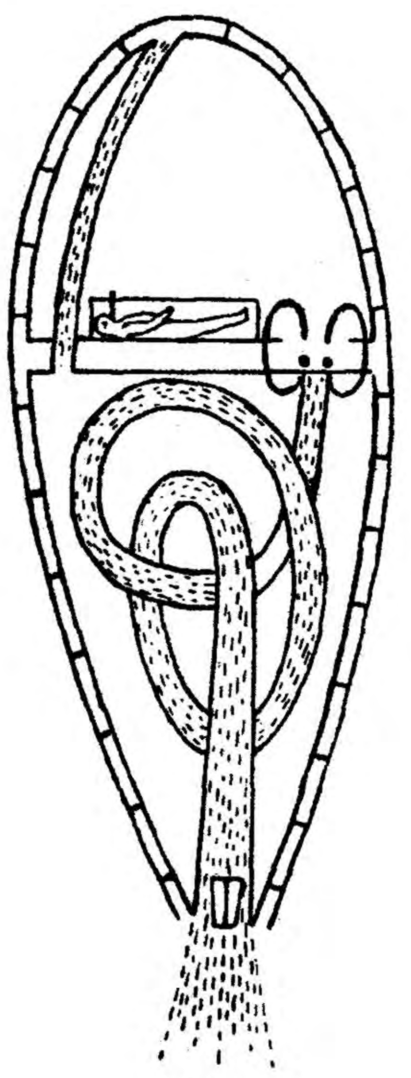
Abb. 1.

Ziolkowsky ist ganz richtig der Ansicht, daß eine Handsteuerung des Schiffes vollkommen unausführbar ist, und nimmt daher seine Zuflucht zu automatischen Steuerungen. Trotzdem das magnetische Kraftfeld der Erde die Rolle einer Richtkraft für die Steuerungsmechanismen nicht übernehmen kann, will Ziolkowsky zur Orientierung eine Magnetnadel benutzen.

Dafür macht er aber den eher annehmbaren Vorschlag, die Sonnenstrahlen zu diesem Zwecke auszunutzen: sie sollen von einer bikonvexen Linse in einem Punkte gesammelt werden; dieses kleine Sonnenbild wird dann bei jeder Ortsveränderung der Rakete seine relative Lage ändern und so eine Druckkraft oder einen elektrischen Strom erzeugen. Vielleicht dachte Ziolkowsky an die Verwendung von Selenzellen! Dieser Steuerapparat stellt durch Verschiebung irgendwelcher schweren Massen die ursprüngliche Fahrtrichtung wieder her. Scheinbar ist dieser Vorschlag noch nicht experimentell erprobt, geschweige denn durch eine Überschlagsrechnung geprüft.

Des weiteren erwähnt Ziolkowsky, daß man auch Kreiselaggregate zur Auslösung eines elektrischen Stromes benutzen kann, um eine Ausgleichsbewegung der Steuermassen innerhalb der Rakete auszulösen. Leider hat Ziolkowsky über die Steuerung der Rakete durch Systeme fester oder verstellbarer Düsen sowie über deren Konstruktion und die dadurch bedingten Schwankungen des Wirkungsgrades bisher nichts erwähnt.

Bei der Besprechung der Steuerorgane bringt Ziolkowsky zum Schluß den Einbau eines Doppelruders unter der Düse im Gasstrome. Durch Verdrehung eines solchen Steuerruders soll die Rakete sich um die Längsachse drehen. Es steht wohl fest, daß kein Raketenbauer sich den Wirkungsgrad seiner Düsen durch diese von den Fliegerpfeilen und Torpedos her bekannten Richtungsgeber unnotwendigerweise verschlechtern wird.

Die bekannten Vorzüge des Reaktionsantriebes vor allen anderen bisher bekannten Triebwerken werden in fünf Punkten auseinandergesetzt: Eine Rakete sei im Vergleich zu den riesigen Konstruktionen anderer Art sehr leicht, relativ billig und durchaus nicht schwierig zu bauen; der verhältnismäßig gleichmäßige Gang des Raketenmotors gibt dem Schiffe eine fast stoßfreie Beschleunigung (?). Ferner liegt die Fahrtgeschwindigkeit bei Einbau eines brauchbaren Explosionsreglers völlig in der Hand des Führers (oder in der Macht eines stellvertretenden Uhrwerkes). Dieser Umstand fällt besonders beim Durchfahren der Luftschichten ins Gewicht, in denen zur Überwindung des Luft- und Formwiderstandes nennenswerte Arbeit zu leisten ist.

In der Folge untersucht Verfasser die Rakete im schwerefreien luftleeren Raume. Wir führen folgende Bezeichnungen ein: m_1 Leergewicht der Rakete, m_2 Brennstoffmasse beim Start und schließlich m unverbrannte Brennstoffmasse nach Ablauf von t Sekunden.

Unter der Annahme des günstigsten Auspuffes — d. h. Druckmittelpunkt der angreifenden Kräfte und Trägheitszentrum der fliegenden Masse liegen auf dem Träger der resultierenden Reaktionskraft — gilt folgende Differentialgleichung:

$$d\,V(m_1 + m) = -v_1\,d\,m \quad \ldots \ldots \quad (4)$$

wo v_1 die Auspuffgeschwindigkeit des Massenteilchens dm ist. Die Integration liefert uns

$$\int \frac{1}{v_1} \cdot d\,V = -\int \frac{d\,m}{m_1 + m} + C \quad \ldots \ldots \quad (5)$$

und

$$\frac{V}{v_1} = -\ln(m_1 + m) + C \quad \ldots \ldots \quad (6)$$

Solange m gleich m_2 ist, also bis zur ersten Explosion, ist auch v gleich Null, daher ist die Integrationskonstante

$$C = +\ln(m_1 + m_2) \quad \ldots \ldots \quad (7)$$

also schließlich

$$\frac{V}{v_1} = \ln\left(\frac{m_1 + m_2}{m_1 + m}\right) \quad \ldots \ldots \quad (8)$$

Ist der gesamte Betriebsstoff abgebrannt, so hat diese Rakete ihre Höchstgeschwindigkeit:

$$V_{\max} = v_1 \ln\left(1 + \frac{m_2}{m_1}\right) \quad \ldots \ldots \quad (9)$$

Es wird darauf hingewiesen, daß mit m_2 die Schiffsgeschwindigkeit V (im schwerefreien Felde) logarithmisch wächst und daß V wesentlich von der Forderung einer konstanten Gasauspuffgeschwindigkeit v_1 abhängt.

Es folgen nun einige Abschnitte über die chemischen und thermodynamischen Verhältnisse bei der Vereinigung der Betriebsstoffe. Es erübrigt sich, an diesem Orte auf die Ausführungen näher einzugehen, da die praktischen Fragen größtenteils nicht beantwortet werden und alle diese Dinge voraussichtlich in einer demnächst erscheinenden erweiterten und verbesserten deutschen Auflage des bekannten Goddardschen Werkes einwandfrei behandelt werden.

Ziolkowsky schlägt dann vor, zur Verminderung der Abmessungen die Rohre bei sonst gleichbleibender Länge in Schlangenwindungen mit einem Gehäuse zu umkleiden und darin von schnellfließender Flüssigkeit umspülen zu lassen. Der Verfasser hofft durch diese Konstruktion die Stabilität der Rakete zu erhöhen, indem er die Windungen in zueinander orthogonale Ebenen legt. Eine Berechnung zeigt, daß es ganz unmöglich ist, die Rakete derart zu stabilisieren! Entgegen den Behauptungen des Verfassers über angestellte Versuche mit Eisen in flüssiger Luft — die Zähigkeit des Fe soll sich verzehnfachen — sind wir in der Lage, mitteilen zu können, daß nach Untersuchungen des japanischen Professors Takanadate Fe bei einer Temperatur von —100 bis —120 C ganz spröde und unbrauchbar wird!

Als Betriebsstoff werden verflüssigter Sauer- und Wasserstoff genannt. Interessant ist die Mitteilung, daß die Verbrennungsprodukte auf dem Auspuffwege so stark abkühlen, daß sie »als feinster Nebel aus der Düsenmündung austreten«. Ziolkowsky nimmt die Gasauspuffgeschwindigkeit v_1 zu 5700 m/s an und glaubt, daß er diese Zahl »vielleicht schon sehr bald vervielfachen kann«. Mit dem eben genannten Ansatze geht er in die Gl. 9 ein und berechnet aus ihr die Schiffsgeschwindigkeit V in Abhängigkeit von dem Verhältnisse Brennstoffstartmasse: Masse der leeren Rakete (vgl. Zahlentafel 1, Abb. 1).

Zahlentafel 1.

$\frac{m_2}{m_1}$	$V:v_1$	V in m
0,1	0,095	543
0,3	0,262	1493
0,5	0,405	2308
1	0,693	3920
2	1,098	6260
3	1,386	7880
5	1,792	10100
10	2,398	13650
20	3,044	17330
50	3,932	22400

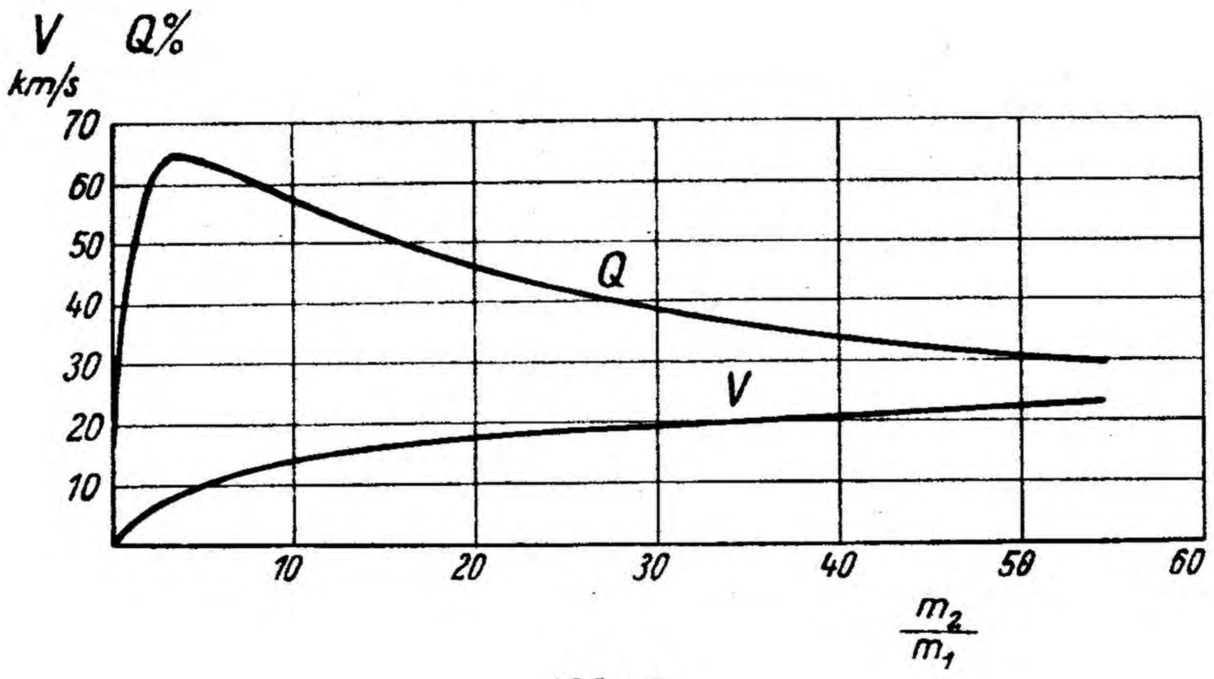

Abb. 2.

Der Verfasser zeigt in einigen weiteren Paragraphen, daß ein Massenverhältnis $m_2:m_1$ gleich 1 genügen würde, um vom Monde zu starten und als zweiter Satellit die Erde zu umkreisen; ferner reicht diese Geschwindigkeit von fast 4 km beinahe zur Überwindung des Schwerefeldes von Merkur oder Mars. Die Endgeschwindigkeit der Rakete nach Verbrauch des ganzen Brennstoffes bei einem Verhältniswert 3 würde das Raumschiff selbst bei einem Abfluge aus Meereshöhe zu einem Begleiter der Erde machen können. Ein Massenverhältnis von 50 ist wohl das höchste, was wir konstruktiv leisten können, wofern wir die heutige Formgebung einer derartigen Rakete beibehalten; die Geschwindigkeit von fast 22½ km/s würde unter Umständen zur Erreichung der Asteroiden und der großen Planeten reichen!

Von allergrößtem Werte ist die Frage, wieviel von der chemischen Brennstoffenergie auf die Rakete übergeht.

Durch Bildung des Verhältnisses von Raketenleistung zu Brennstoffleistung erhält Ziolkowsky den Wirkungsgrad Q des ganzen Systems nach kurzer Zwischenrechnung aus Gl. 9 zu:

$$Q = \frac{m_1}{m_2} \cdot \left[\ln\left(1 + \frac{m_2}{m_1}\right)\right]^2 \approx \frac{m_2}{m_1} = q \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (10)$$

Vgl. Zahlentafel 2 und Abb. 2.

Zahlentafel 2.

$m_2:m_1$	Q in %
0,1	9
0,3	22,3
0,5	32,8
1	48,0
2	60,0
3	64,0
4	65,0
5	64,0
10	58,0
20	46,0
50	31,0

(Siehe Abb. 2!)

Im letzten Abschnitte untersucht der Verfasser zunächst den Einfluß eines stationären Schwerefeldes auf den senkrechten Aufstieg des Raumschiffes. Nach den Berechnungen Ziolkowskys war es möglich, dem Apparate im schwerefreien Felde jede verlangte Geschwindigkeit zu verleihen unter Umständen allerdings auf Kosten des Wirkungsgrades. Dasselbe ist auch im Schwerefelde möglich, wofern die ganze Brennstoffmasse auf einmal verbrannt wird. Ein Geschoßraumschiff ist aber unbrauchbar; die Rakete braucht nun regelmäßig wiederkehrende Entladungen und liefert daher einen geringeren Wirkungsgrad.

Die Schiffsbeschleunigung ergibt sich auf die Erdbeschleunigung als Einheit bezogen zu $p:g$. Dieser Ausdruck gibt die Größe des Andrucks.

Die Explosionsdauer einer bestimmten Triebmasse ist von einem stationären Schwerefelde unabhängig und ist Gl. 11

$$t = \frac{v_2}{p - g} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (11)$$

wo v_2 die Schiffsgeschwindigkeit nach dem Verbrauche einer bestimmten Brennstoffmasse, also nach t Sekunden ist. Es wird angenommen, daß p und g entgegengesetzt parallel gerichtet sind; $p - g$ ist die relative Schiffsbeschleunigung zum Erdschwerefeld. Die scheinbare Schwere im Schiffe u ist durch

$$u = \frac{p}{g} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (12)$$

gegeben.

Dieses u ist gleich 0 bei jeder reinen Beschleunigungsbewegung, solange also keine äußeren Kräfte wie Luftwiderstand oder Beschleunigungen auftreten.

Weiter erhalten wir aus

$$\tau = \frac{V_2}{p} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (13)$$

wo τ die Abbrenndauer des ganzen Brennstoffes und V_2 die dadurch erzielte Schiffsgeschwindigkeit sind, und aus Gl. 11 die Beziehung

$$V_2 = v_2 \frac{p}{p - g} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (14)$$

Hiernach kann man aus der Endgeschwindigkeit V_2 des Schiffes im Schwerefelde die Geschwindigkeit V und nach Gl. 9 den nötigen Brennstoff errechnen.

Gl. 9 und Gl. 16 ergeben:

$$v_2 = v_1 \left(1 - \frac{g}{p}\right) \ln\left(1 + \frac{m_2}{m_1}\right) \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (15)$$

Diese Gleichung zeigt uns, daß die Schiffsgeschwindigkeit v_2 trotz größter Brennstoffvorräte 0 sein kann, wenn nämlich $g = p$ ist! Da v_2 mit $p:g$ wächst, so ist zur Erreichung größerer Höhen eine Vergrößerung der Explosionsfrequenz, d. h. von p geboten. Dazu braucht man aber festere und daher schwerere Raumschiffe, ganz abgesehen davon, daß das Wohlergehen der Mechanismen, Meßgeräte und Fluggäste gefährdet ist.

Nun gilt:

$$\lim_{g:p \to 0} v_2 \to v_1 \ln\left(1 + \frac{m_2}{m_1}\right) \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (16)$$

d. h. Schiffsgeschwindigkeit v_2 ist bei einer einzigen großen Explosion des gesamten Brennstoffvorrates m_2 im Schwerefelde gleich der Geschwindigkeit im schwerefreien Raume V!

Übrigens kann der Raketenantrieb in einem Schwerefelde unter Umständen unbrauchbar werden. Wie man aus 12 ersieht, hängt die Existenz eines relativen Schwerefeldes lediglich von dem Massenverhältnis und der Explosionsfrequenz ab, keineswegs von der Explosionsdauer. Zur Bestimmung der Explosionsdauer setzen wir in Gl. 13 für V_2 den zum Massenverhältnis 6 gehörigen Wert ein; wenn dann $p = g = 9{,}81$ m/s², findet man, daß diese Rakete im schwerefreien Raume 19 Minuten lang gleichmäßig beschleunigt fährt; im Bereiche der Erdschwere daher 19 Minuten lang unbeweglich stillstehen — oder die früher eingeprägte Bewegung fortsetzen würde.

Da ein Mensch von 80 kg Gewicht in diesem Schwerefelde 800 kg wiegen würde, wenn man das Massenverhältnis 6 beibehält, für $g:p$ aber den Wert 10 ansetzt, könnte er einem derartigen Andrucke physisch nicht widerstehen. Daher schlägt Ziolkowsky vor, ihn in eine Flüssigkeit vom spez. Gewichte des menschlichen Körpers einzutauchen! Die Steighöhe des Schiffes während der Explosionsdauer ist durch

$$h = \frac{p - g}{2}\,\tau^2 = \frac{p_1}{2} \cdot \tau^2 \quad \ldots \ldots \quad (17)$$

gegeben, wo p_1 die Schiffsbeschleunigung gegenüber dem das Schwerefeld g erzeugenden Inertialsystem ist. Mit Benutzung von Gl. 9 haben wir

$$h = \frac{V_2^2}{2\,(p - g)} \quad \ldots \ldots \ldots \quad (18)$$

wo V_2 die Schiffsgeschwindigkeit im Schwerefelde nach Verbrauch des gesamten Brennstoffvorrates ist. Ersetzt man V_2 durch die Schiffsgeschwindigkeit V im schwerefreien Felde, so erhält man

$$h = \frac{p - g}{2\,p^2} \cdot V^2 = \frac{V^2}{2\,p}\left(1 - \frac{g}{p}\right) \quad \ldots \ldots \quad (19)$$

Die Arbeit der Brennstoffmasseneinheit im schwerefreien Raume ist durch T

$$T = \frac{V^2}{2\,g} \quad \ldots \ldots \ldots \ldots \quad (20)$$

gegeben; wogegen die Brennstoffarbeit im Schwerefelde mit Hilfe der senkrechten Steighöhe h und der Schiffsendgeschwindigkeit V_2 sich in der Form T_1

$$T_1 = h + \frac{V_1^2}{2\,g} \quad \ldots \ldots \ldots \quad (21)$$

darstellt.

Das Verhältnis dieser Leistung zu der idealen Leistung ist

$$T_1 : T = \frac{2\,g\,h + V_2^2}{V^2} = 1 - \frac{g}{p} \quad \ldots \ldots \quad (22)$$

d. h. die Leistung einer bestimmten Brennstoffmasse ist im Schwerfeld kleiner. In dem oben besprochenen Beispiele mit dem Massenverhältnis 6 und dem Beschleunigungsverhältnis 10 ist der Verlust nur $^1/_{10}$ und der mechanische Wirkungsgrad 90 %; wir berechneten oben V_2 zu 9990 m/s, Gl. 18 gibt uns dann h zu 565 km, die Endgeschwindigkeit V_2 ist um 1110 m/s kleiner als die betreffende Geschwindigkeit im schwerefreien Raume, und zwar, wie zu erwarten war, um 10 % (vgl. Zahlentafel 1).

Dieses Geschwindigkeitsverlustgesetz, das auch für den Arbeitsverlust gilt, ist bereits aus Gl. 14 zu erhalten in der Form

$$V - V_2 = V \cdot \frac{p}{g} \quad \ldots \ldots \ldots \quad (23)$$

Die vom Raumschiffe den Brennstoffen entnommene Arbeit T_1 muß die Summe der Arbeitsposten sein, die zur Erreichung einer bestimmten Höhe, der zugehörigen Geschwindigkeit und zur Überwindung des Luftwiderstandes nötig sind. Aus Gl. 22 kann man die notwendige Gesamtarbeit der Brennstoffmasseneinheit T berechnen, die uns wiederum die Schiffsgeschwindigkeit V im schwerefreien Raume gibt. Nach Gl. 9 erfolgt die Berechnung des nötigen Brennstoffvorrates m_2 als

$$m_2 = m_1 \left(e^{\sqrt{\frac{T_1}{T_2} \cdot \frac{p}{p - g}}} - 1\right) \quad \ldots \ldots \quad (24)$$

wo

$$T_2 = \frac{v_1^2}{2\,g} \quad \ldots \ldots \ldots \ldots \ldots \ldots \quad (25)$$

gilt.

Bezeichnen wir für die weiteren Untersuchungen mit q das Massenverhältnis m_2 zu m_1 und mit m_3 die Brennstoffmasse, die zur Erreichung und Wiedervernichtung einer ganz bestimmten Geschwindigkeit im schwerefreien Raume benötigt wird. Das neue Massenverhältnis $m_3 : m_1$ läßt sich dann durch q darstellen in der Form

$$\frac{m_3}{m_1} = q + (1 + q)\,q = (1 + q)^2 - 1 \quad \ldots \ldots \quad (26)$$

Aus früherem folgt jetzt

$$\frac{m_3}{m_1} = e^{-2\frac{V}{v_1}} - 1 \quad \ldots \ldots \ldots \quad (27)$$

Da die Gasgeschwindigkeit v_1 und die Schiffsgeschwindigkeit V entgegengesetzt parallel laufen, ist der Exponent

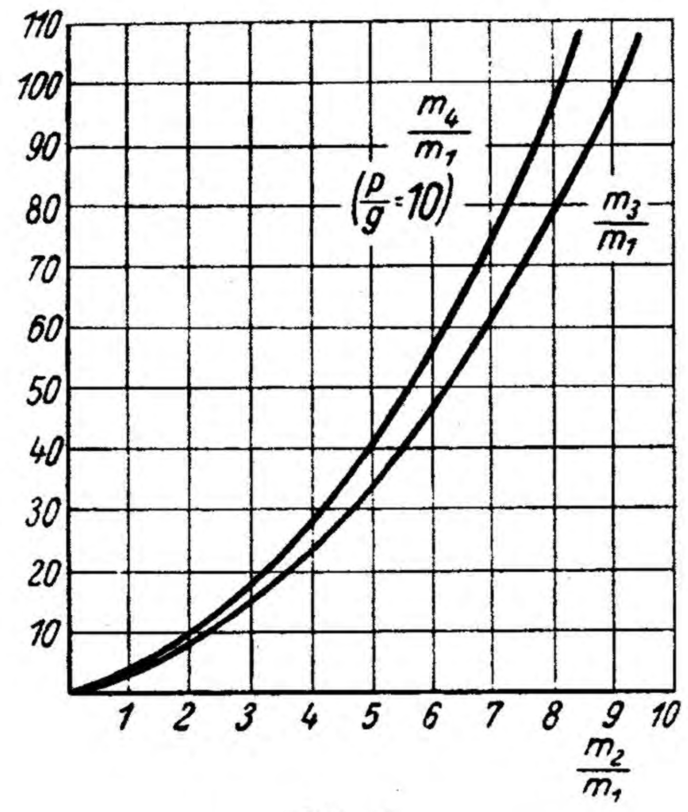

Abb. 3.

immer positiv. Rechnen wir diesen Fall einer Vernichtung der Geschwindigkeit und eines Stillstandes des Schiffes im Schwerefelde aus, so erhalten wir, falls wir das Massenverhältnis q_1 nennen,

$$\frac{q}{q_1} = \frac{T_1}{T} = 1 - \frac{g}{p}\,;\quad q_1 = q \cdot \frac{p}{p - g} \quad \ldots \quad (28)$$

Dieser Vorgang verlangt mehr Arbeit im Schwerefelde, mithin mehr Arbeit als im schwerefreien Raume. Wir haben also

$$\frac{m_4}{m_1} = (1 + q_1)^2 - 1 = \left(1 - \frac{p\,q}{p - g}\right)^2 - 1 \quad \ldots \quad (29)$$

Hierin bedeutet m_4 den zur Erlangung einer bestimmten Geschwindigkeit und zur Erreichung eines bestimmten Punktes im Raume, sowie den zur Vernichtung dieser Geschwindigkeit und für den Rückflug zum Anfangspunkte nötigen vollständigen Brennstoffvorrat. Wieder mit der Annahme $p : g = 10$ — mit anderen Worten die Kraft des Brennstoffvorrates ist zehnmal größer als das Gewicht des Raketenraumschiffes mitsamt dem Brennstoffreste — berechnen wir nach Gl. 29 folgende Zahlentafel.

Zahlentafel 3.

V in m	$m_2 : m_1$	$m_4 : m_1$
543	0,1	0,235
1497	0,3	0,778
2308	0,5	1,420
3920	1,0	4,457
6260	2	9,383
7880	3	17,78
10100	5	41,98
11800	7	76,05

Ziolkowsky geht jetzt auf den wagerechten Flug des Raumschiffes im Schwerefelde ein. Es sei R die wagerechte resultierende Beschleunigung, p die Schiffsbeschleunigung, die durch die Explosionskraft hervorgerufen wird — dann haben wir

$$R = \sqrt{p^2 - g^2} \quad \ldots \ldots \ldots \quad (30)$$

Die vom Schiffe nach t Sekunden erworbene kinetische Energie ergibt sich zu:

$$\frac{R}{2} \cdot \frac{R}{g} \cdot t^2 = \frac{R^2\,t^2}{2\,g} = \frac{p^2 - g^2}{2\,g}\,t^2 \quad \ldots \ldots \quad (31)$$

wo $t = \tau$ gleich der Zeitdauer der Explosion ist, diese Gl. 31 gibt die volle Arbeit des Raumschiffes. Unter Annahme eines der Richtung nach konstanten g ist der Hub des

Schiffes gleich Null. Die durch das Schiff den Brennstoffexplosionen entnommene lebendige Kraft ist im Schwerefeld durch

$$\frac{p}{2} t^2 \cdot \frac{p}{g} = \frac{p^2 t^2}{2g} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (32)$$

gegeben.

Der dynamische Wirkungsgrad — das Verhältnis der ausgenutzten (31) zur vollen Arbeit (32) — ist

$$\left(\frac{p^2 - g^2}{2g} t^2\right) : \left(\frac{p^2 t^2}{2g}\right) = 1 - \left(\frac{g}{p}\right)^2 \quad \ldots\ldots \quad (33)$$

wobei der Luftwiderstand vernächlässigt ist (!!). Wir sehen, daß der Arbeitsverlust infolge des Schwerefeldes sich zu $(g:p)^2$ ergibt; der Arbeitsverlust ist also beim geneigten Aufstiege viel kleiner als beim senkrechten. So ist z. B. bei $g:p = 1:10$ der Verlust beim geneigten Aufstiege $^1/_{100}$, beim senkrechten aber $^1/_{10}$.

Jetzt sei R_1 die beliebig zur Wagerechten geneigte resultierende Schiffsbeschleunigung; ferner sei α die Abweichung der resultierenden R von der Senkrechten. Der durch eine wagerechte resultierende Beschleunigung veranlaßte längere Aufenthalt in den unteren, Widerstand erzeugenden Luftschichten ist unwirtschaftlich. Wir haben

$$R_1^2 = p^2 + g^2 + 2\,p\,g\cos\gamma = (-R\cos\alpha)^2 \quad \ldots \quad (34)$$

wo γ der stumpfe Parallelogrammwinkel ist. Nach einigen unwesentlichen trigonometrischen Hilfsrechnungen wird die kinetische Energie zu

$$\frac{R_1^2 \tau^2}{2g} = -\frac{1}{2}\cos\alpha \cdot R \cdot \tau^2 \quad \ldots\ldots \quad (35)$$

angegeben, wo R_1 aus Gl. 34 zu bestimmen ist. Die senkrechte Komponente von R_1 ist R_2

$$R_2 = -\cos\alpha \cdot R_1 \quad \ldots\ldots\ldots \quad (36)$$

Die vom Schiff geleistete Hubarbeit ist dann

$$\frac{R_2}{2}\tau^2 = -\frac{\cos\alpha}{2} \cdot R_1 \cdot \tau \quad \ldots\ldots \quad (37)$$

nach Gl. 31 und Gl. 37 ist die vom Raumschiff ausgenutzte Arbeit im Schwerefelde

$$\frac{R_1 \tau^2}{2g} + \frac{-\cos\alpha}{2} R_1 \tau = \frac{R_1 \tau^2}{2}\left(\frac{R_1}{g} - \cos\alpha\right) \quad \ldots \quad (38)$$

Als Arbeitseinheit hat Ziolkowsky hier die zur Hebung der Raumschiffmasseneinheit im Schwerefelde um die Längeneinheit nötige Arbeit angenommen. Die Arbeit im schwerelosen Raume war in Gl. 32 zu $p^2 t^2 : 2g$ bestimmt; bilden wir das Verhältnis dieser Arbeiten, so erhalten wir die Ausnutzung des Brennstoffes im Verhältnis zum schwerefreien Felde

$$\left\{\frac{R_1 \tau^2}{2}\left(\frac{R_1}{g} - \cos\alpha\right)\right\} : \left\{\frac{p^2 \tau^2}{2g}\right\} = \frac{R_1}{p}\left(\frac{R_1}{p} - \frac{g}{p}\cos\alpha\right) \quad (39)$$

Nach Berücksichtigung von Gl. 34 haben wir

$$1 + \frac{g^2}{p^2} + 2\frac{g}{p}\cdot\cos\gamma - \cos\alpha \cdot \frac{g}{p} \cdot \sqrt{1 + \frac{g^2}{p^2} + 2\frac{g}{p}\cos\gamma} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (40)$$

Ersichtlich sind Gl. 22 und Gl. 33 Sonderfälle dieses Ausdruckes.

Ziolkowsky gibt nun auf den folgenden, letzten zwei Seiten dieser Schrift ein Anwendungsbeispiel zu diesem Ausdruck, wobei er — wie in fast allen seinen Überlegungen — die Methoden der modernen Aerodynamik in jeder Hinsicht außer acht läßt; so setzt er z. B. den Luftwiderstand noch verhältig zum cosec des Bahnwinkels $(\alpha - 90)$!

Ziolkowsky weist über Arbeitsverlust und viele andere Fragen wie Luftwiderstand, die Rolle der Schwerkraft beim Fluge, die theoretische Flugbahn usw., auf seine große Arbeit in der Zeitschrift für Luftfahrt 1911/12 in Petersburg hin.

Die neueste Arbeit »Untersuchung der Welträume durch Raketenraumschiffe«, Kaluga, Selbstverlag 1926, ist ein verbesserter Abdruck der eben erwähnten großen Petersburger Aufsatzfolge. In der Einleitung führt er aus, daß die Raumschiffahrt die nächste Entwicklungsstufe der Menschheit ist und daß dieses nur (!) durch den Raketenmotor geschehen kann. Nach einigen Ausführungen über Geschoß- und Schleuderraumschiffe erörtert er in einer sehr hübschen, aber unexakten Weise das Reaktionsprinzip. Nach der Aufstellung einiger Beziehungen zwischen Brennstoff- und Schiffsmasse, zwischen v_1 und V, V_2, p und Q sind seine Ausführungen über Energiequellen und die Erreichung kosmischer Geschwindigkeiten von einigem Interesse. Er glaubt bei geringstem Massenabstoß und einer Auspuffgeschwindigkeit bis zu 250 000 km/s (!!) wesentlich bessere Resultate erhalten zu können!! Irgendwelche nähere Mitteilungen werden nicht gemacht, daher O und H als Betriebsstoff angenommen! Referent ist der Ansicht, daß die Entwicklung der Technik bereits heute auf praktische Berücksichtigung der Relativitätstheorie drängt; jedenfalls tauchen schon die Sturmvögel der reinen Mathematik über den bisher so friedlichen Faustformeln auf.

Die nächsten Kapitel enthalten Untersuchungen über Flugbahn mit Berücksichtigung des Luftwiderstandes. Zum Schluß beschreibt Verfasser sein Raketenschiff und gibt seine Gedanken über den Katapultstart wieder. Die letzten Seiten sind den Grundzügen der kommenden Entwicklung Flugzeug — Düsenflugzeug — Raketenraumschiff — künstlicher Mond (!) gewidmet.

Es ist nicht notwendig, auf diese Dinge näher einzugehen, da Ziolkowsky in seinen letzterwähnten Untersuchungen nicht mit dem nötigen mathematischen Werkzeuge an die Probleme herangeht; so ist nicht nur sein Ansatz für das Luftwiderstandsgesetz, sondern auch die übrigen strömungstheoretischen Anschauungen sind nicht dem heutigen Stande der Wissenschaft angepaßt. Technisch ist wesentlich kaum etwas Neues zu erwarten, und theoretisch stehen die Berechnungen, die in diesem Aufsatze wesentlich verbessert sind, bei der fast folgerichtigen Verwechslung der Begriffe bei weitem nicht auf der Höhe eines Goddard, Oberth oder Hohmann. Trotz dem in vieler Hinsicht unzureichenden Gewande sind die Schriften des greisen Gelehrten zu den klassischen Darstellungen der ganz großen Menschheitsprobleme zu zählen.

Terrestrische Vorbereitung für den Luther-Flug an der Ostküste Südamerikas[1]).

Von Alfred Ritscher.

Bekanntlich begab sich im Juli 1926 der Herr Reichskanzler a. D. Dr. Luther auf eine Reise nach Zentral- und Südamerika. Südamerika, das man auch schon »die aufsteigende Welt« genannt hat, rückt infolge seiner günstigen wirtschaftlichen Entwicklung immer mehr in den Vordergrund des Interesses aller Nationen; mehr denn je müssen heute Politik und Wirtschaft mit den Ländern rechnen, die dieser Kontinent umschließt. Unter ihnen steht das räumlich größte und wirtschaftlich reichste Land Brasilien an erster Stelle, an zweiter folgt Argentinien und in weitem Abstande folgen dann die übrigen kleineren Länder. Der Reichtum Brasiliens liegt in seinen riesigen Flächen nutzbaren Landes, seinen Bodenschätzen an Öl, Steinkohlen, Erzen aller Art und in seinen riesigen Wäldern mit den ungeheuren Holzvorräten. Mengen von bestem Gummi, Kakao, Baumwolle, Mais und in neuester Zeit auch Reis bringt das Land hervor und die Ausfuhr an Kaffee deckt bekanntlich $^3/_4$ des Weltbedarfs.

Kein Wunder, daß viele Hunderttausende von Deutschen in den letzten 50 Jahren in diesem Lande einen neuen Wirkungskreis gesucht und gefunden haben.

Während Brasilien von tropischen Breitengraden südwärts bis in Breitengrade gemäßigten Klimas herabreicht und daher eine sehr abwechslungsreiche Vegetation auf-

[1]) Vortrag, gehalten auf dem Flugtechnischen Sprechabend der WGL am 25. März 1927.