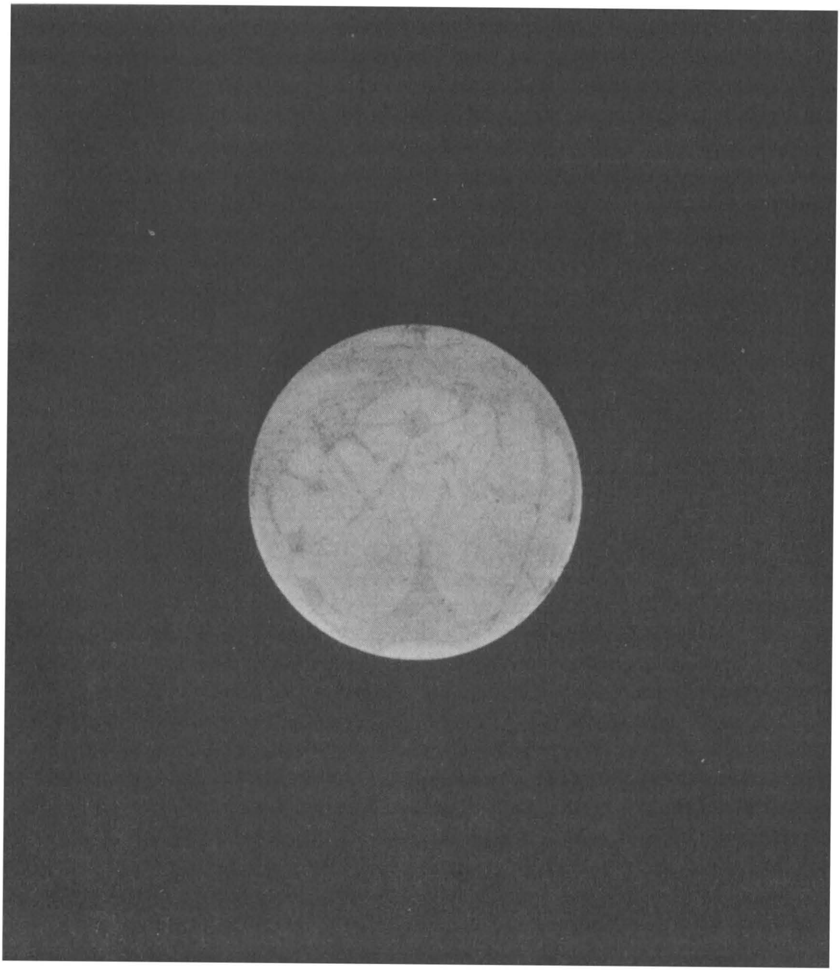
Die Rakete

Offizielles Organ des Vereins für Raumschiffahrt E. V. in Deutschland



Der Planet Mars

Das verlockende Ziel einer Weltraumfahrt

Nr. 10. Breslau, 15. Oktober 1928 2. Jahrg.

Start des dritten Raketenwagens.

Am Mittwoch, den 3. Oktober, ist auf der Bahnstrecke Blankenburg-Halberstadt ein dritter Raketenwagen gefahren. Der neue Wagen ist von Max Valier im Verein mit der Firma J. F. Eisfeld konstruiert worden. Der erste Start um 11 Uhr glückte. Für den zweiten Start um 12 Uhr mit erhöhter Ladung erwiesen sich die Räder als zu schwach.

Astronautik und Relativitätstheorie.

Von Rob. Esnault-Pelterie.

Aus dem Französischen übersetzt von J. Winkler.

(Schluß.)

Ich werde also die Werte des Quotienten m_0/M_0 für diesen Grenzfall des Verbrauchs und für verschiedene Entfernungen berechnen.

Man darf nicht vergessen, daß das t in Gleichung (56) die lokale Zeit des Raumschiffes bezeichnet, das heißt das t' der Gleichung (32); indem man die Substitution vornimmt, ergibt sich

$$\frac{m_0}{M_0} = e^{-\frac{\Gamma}{c} \cdot \frac{c}{\Gamma} \log^* \cdot \left[\sqrt{\frac{\Gamma^2 X^2}{c^4} + 2\frac{\Gamma X}{c^2}} + \left(\frac{\Gamma X}{c^2} + 1\right)\right]} \tag{57}$$

das heißt

$$\frac{m_0}{M_0} = \frac{1}{\sqrt{\frac{\Gamma^2 X^2}{c^4} + 2\frac{\Gamma X}{c^2}} + \left(\frac{\Gamma X}{c^2} + 1\right)} \tag{58}$$

Nimmt man, wie oben, als Einheit der Länge $1 = c^2/\Gamma$, so erhält man den einfachen Ausdruck

$$\frac{m_0}{M_0} = \frac{1}{\sqrt{L^2 + 2L} + L + 1}. \tag{59}$$

Wenn man, wie oben, nur eine Beschleunigung gleich g zuläßt, so kommt L dem Lichtjahr sehr nahe und man erhält folgende Zahlen:

$X =$	0,01	0,02	0,05	0,1	0,2	0,5	1
$\frac{m_0}{M_0} =$	0,868	0,819	0,730	0,642	0,537	0,382	0,268

Man darf nicht aus dem Auge verlieren, daß die Raumfahrer, wenn sie die angegebene Entfernung einmal zurückgelegt haben, ihren Apparat umdrehen müssen und ebensoviel Masse verbrauchen werden, um ihre Geschwindigkeit zu vernichten, dann machen sie dieselben Operationen im umgekehrten Sinne, um zurückzukehren.

Es ergibt sich daraus, daß die Massenverhältnisse für eine einfache Reise folgende werden:

*) Im Deutschen wird der natürliche Logarithmus mit ln bezeichnet. (Die Redaktion.)

X =	0,02	0,04	0,1	0,22	0,4	1	2
$\frac{m_0}{M_0}$ =	0,753	0,671	0,533	0,412	0,288	0,146	0,0718

und für eine Reise hin und zurück, wenn man sich am Ende der Hinreise nicht neu mit verbrauchbarer Materie versehen kann:

X =	0,02	0,04	0,1	0,2	0,4	1	2
$\frac{m_0}{M_0}$ =	0,567	0,450	0,284	0,170	0,0829	0,0213	0,00515

Da der nächste Fixstern α centauri sich in einer Entfernung von 4,5 L und Sirius von fast genau 10 L sich befindet, so sieht man, daß die letzten Betrachtungen nicht gerade ermutigend sind. Betrachtet man dagegen die Entfernung des Neptun von der Sonne, die die $4{,}905 \cdot 10^{-4}$ L ist, so sieht man, daß man bei einer Beschleunigung bis zur Hälfte des Weges und sodann einsetzender Abbremsung die Entfernung mit einem Verbrauch von 0,0434 M_0 zu durchlaufen vermag (bei konstanter Beschleunigung würde man in dem Augenblick, wo man die Bahn des Planeten am Ende von 3 Tagen und 12 Stunden mit einer Geschwindigkeit von 3000 km/Sek. schneidet, 0,039 M_0 verbraucht haben).

Diese Betrachtungen reizen, die Bedingungen für eine Reise zu untersuchen, bei der man das Raumschiff bis zu einer Geschwindigkeit beschleunigen würde, die genügt, um die Fahrtdauer in der Zeit des Raumschiffes bedeutend abzukürzen und es dann seinen Lauf nehmen zu lassen. Ich verweise hierfür auf die Gleichungen (8), (12) und (17), welche mir liefern

$$\frac{dt'}{dt} = \alpha \text{ mit } \alpha^2 = \frac{1}{1 + \frac{\Gamma^2 t^2}{c^2}}, \tag{60}$$

woraus sich ergibt

$$\frac{\Gamma^2 t^2}{c^2} = \frac{1}{\alpha^2} - 1. \tag{61}$$

Ferner erhält man, indem man die erste Bezeichnung für die Zeiten wählt, unter Hinweis auf Gleichung (52) und (23)

$$\frac{m_0}{M_0} = e^{-\frac{\Gamma}{c} \cdot \frac{c}{\Gamma} \log\left(\frac{\Gamma}{c} t + \sqrt{1 + \frac{\Gamma^2}{c^2} t^2}\right)} \tag{62}$$

oder

$$\frac{m_0}{M_0} = \left[\frac{\Gamma}{c} t + \sqrt{1 + \frac{\Gamma^2}{c^2} t^2}\right]^{-\frac{c}{v}} \tag{63}$$

oder nach (61)

$$\frac{m_0}{M_0} = \left[\sqrt{\frac{1}{\alpha^2} - 1} + \sqrt{1 - \frac{1}{\alpha^2} - 1}\right]^{-\frac{c}{v}}, \tag{64}$$

welches man schreiben kann

$$\frac{m_0}{M_0} = \left[\frac{\alpha}{\sqrt{1 - \alpha^2} + 1}\right]^{\frac{c}{v}}. \tag{65}$$

Man sieht, daß für $v = 0$, $\alpha = \sqrt{1 - v^2/c^2} = 1$ und $m_0/M_0 = 1$, indessen für $v = c$, $\alpha = 0$ und $m_0/M_0 = 0$ ist.

Es ist bemerkenswert, daß dieser Ausdruck unabhängig ist von der Größe Γ, so daß es nicht mehr kosten würde, das Raumschiff sehr rasch mit einer höheren Beschleunigung als g zu beschleunigen und es dann seinen Lauf nehmen zu lassen. Die Raumfahrer gewinnen so, ohne den Verbrauch zu erhöhen, die Verkürzung der Zeit entsprechend der erlangten Geschwindigkeit. Auf den ersten Blick scheint es auf diese Weise möglich, die Vorteile der Resultate auf Seite 131 zu erlangen unter der einzigen Voraussetzung, daß der Organismus den Andruck jeden Gravitationsfeldes längere Zeit hindurch ohne Schaden auszuhalten vermag.

Die numerischen Resultate, entsprechend dem Ausdruck (65), lassen leider nicht viel Hoffnung; im günstigsten Falle, wenn $v = c$ wird, sind sie die folgenden:

$$\alpha = 0{,}5 \qquad 0{,}2 \qquad 0{,}1$$
$$\frac{m_0}{M_0} = 0{,}268 \qquad 0{,}102 \qquad 0{,}050.$$

Man kommt zu dem Ergebnis, daß die Nutzbarmachung der inneren Atomenergie den Besuch des ganzen Sonnensystems ermöglichen würde, ja sogar mit Leichtigkeit, daß aber die Erforschung anderer Sternsysteme angesichts der unermeßlichen Kluft, die uns selbst von den nächsten trennt, dem Menschen auf ewig untersagt sein wird.

Die Erfahrung hat indessen zuweilen gezeigt, daß es gefährlich ist, die absoluten Grenzen für das Können der Wissenschaft vorzeitig anzugeben; ich bin klug genug, zu schließen, indem ich noch bemerke, daß die Physiologie im übrigen weiter Fortschritte machen muß, und daß es nicht absurd scheint, zu denken, daß sie vielleicht eines Tages ein Verfahren liefern kann, das Leben durch Narkose zu verlangsamen, ebenso die Abnutzung des Organismus; sie würde dann dem Menschen gestatten, das Veto zu übergehen, welches ihm die Gesetze der Relativitätstheorie entgegenstellen.

Berichtigungen.

Formel (39) Seite 132 lautet $P = \mu_0 c^2 \left(\frac{1}{\sqrt{1 - \frac{v^2}{c^2}}} - 1 \right)$.

Formel (55) Seite 134 lautet $-\frac{dm_0}{m_0} = \frac{\Gamma}{c}\,dt$.

Ferner ist zu setzen Seite 132 Zeile 5 statt „im Vergleich zur“: „auf“ und für „mit“: „von“.

Vorabdruck aus Valier: Raketenfahrt.

(4. Aufl. von „Der Vorstoß in den Weltenraum.“)

Raketen-Technik.

1. Die Herstellung von Pulverraketen.

Wenn man irgend eines der bekannten Lehrbücher der Feuerwerkerei zur Hand nimmt, um sich über die Anfertigung von Raketen zu unterrichten, dann gewinnt man den Eindruck, als ob es sehr leicht sein müßte, Raketen von beliebiger Größe und Leistung anzufertigen, denn die Anleitung lautet kurz folgendermaßen:

Man nehme eine nahe am unteren Ende auf etwa ein Drittel ihrer inneren Hohlweite eingewürgte Pappehülse, stecke sie auf einen Dorn, der fest in einem derben Hackstock oder Stubben sitzt, fülle mit einem Schäufelchen portionsweise Mehlpulver, d. h. mehlstaubfeines Schwarzpulver, hinein, und schlage dieses mit Hilfe von Setzer und Schlegel in der Hülse fest, und zwar jede Portion einzeln mit zuerst sanften, später immer härteren Schlägen, bis der Schlegel von dem stahlhart werdenden Pulversatz wie ein Hammer vom Ambos zurückspringt. Wegen der konischen Form des Dorn braucht man natürlich verschiedene hohle Setzer und zuletzt zum Einschlagen der Zehrung einen massiven. Darauf wird mit Pappscheibe, Tonvorschlag, und eventuell eingeleimtem Holzklotz das obere Ende der Hülse geschlossen und die Rakete ist fertig. Man braucht sie nur vorsichtig vom Dorn loszudrehen und abzuziehen, mit der Stoppine zündfertig zu machen, an den bekannten Stab zu binden und steigen zu lassen.

Man kann die Papphülse auch massiv mit dem Pulversatz füllen. In diesem Falle spricht aber der Pyrotechniker nicht von einer eigentlichen Rakete, sondern von einem Brander, da eine so geladene Hülse bei dem üblichen Verfahren nicht aufstiegfähig ist. Beim Schlagen eines Branders fallen natürlich Dorn und hohle Setzer fort, dafür benutzt man zum Aufstecken der Hülse einen kurzen zylindrischen Zapfen.

Um zu vermeiden, daß die Papphülse während des Schlagens platzt, empfehlen die meisten Lehrbücher, sie strengzügig in eine Schutzumhüllung (Kokille) zu stecken. Sämtliche zur Verwendung gelangenden Werkzeuge dürfen aus keinem Funken erzeugenden Material hergestellt sein.

Man sollte glauben, daß, wer die Lehren der Bücher befolgt, sehr leicht imstande sein müßte, leistungsfähige und gut funktionierende Raketen herzustellen. In Wirklichkeit aber zeigt sich, daß selbst der erfahrene Berufsfeuerwerker immer noch mit einem gewissen Prozentsatz versagender oder explodierender Raketen rechnet. Dabei wachsen die Schwierigkeiten, schon bei Papphülsenraketen, mit dem Kaliber beträchtlich, und treten vollends ganz neue Schwierigkeiten hinzu, die auch große Explosionsgefahr bei der Herstellung selbst mit sich bringen, sobald man zur Verwendung von Metallhülsen übergeht. Es kann daher nicht genug gewarnt werden, Raketen selbst herzustellen, was besonders die jüngeren Leser dieses Buches beherzigen mögen, denn tatsächlich ist das erste Todesopfer der Raketenfahrt im Jahre 1928 nicht einer der führenden Forscher selbst oder mit diesen zusammenarbeitender Sportsmann, sondern nach einer Zeitungsmeldung aus Stuttgart vom 13. August ein achtjähriges Schulkind geworden, daß als Zuschauer durch die Explosion einer von einem Schüler hergestellten Rakete tödlich verletzt wurde.

Um zu verstehen, welche Hindernisse sich der Herstellung von sicher wirkenden Hochleistungsraketen entgegenstellen, muß man vor allem den Verbrennungsvorgang des Pulvers betrachten.

Eine festgepreßte Pulverstange an freier Luft, an einem Ende gezündet, brennt ab wie eine Kerze, bloß schneller, etwa 1—2 cm./Sek.; vorausgesetzt allerallerdings, daß ihre Mantelfläche so isoliert ist, daß das Feuer nicht längs der Stange herunter vorzeitig zünden kann. Ein kugelförmiges Pulverkorn wieder plötzlich in die Zündflamme gebracht, so daß diese die ganze Oberfläche rundum gleichzeitig entflammen kann, brennt radial nach dem Kugelmittelpunkt hin ab. Betrug der Radius 2 cm, die Brandgeschwindigkeit ebensoviel pro Sekunde, wird ein solches Korn genau in 1 Sekunde restlos vergast sein. Nimmt man aber an Stelle des einen Korns 8 Stück vom halben Durchmesser, so haben diese wohl den gleichen Rauminhalt, aber die doppelte Oderfläche, zehren sich also bei Entflammung schon in der halben Zeit auf. Dieselbe Überlegung gilt für immer kleiner gedachte Körner und Pulverstäubchen, und führt zur Folgerung, daß eine gewisse Pulvermenge um so rascher vergast, eine je größere Oberfläche sie der Entflammung darbietet.

Daraus erklärt sich auch, warum man bei langen Geschützen von $^1/_{50}$—$^1/_{25}$ Sek. Geschoß-Laufzeit, faustdicke Pulverkörper und armdickes Stangen- und Röhrenpulver anwendet, um die Verbrennung so lange zu verzögern, bis das Geschoß die Rohrmündung erreicht hat, während man bei Jagdgewehren und Pistolen absichtlich mehr oder minder feines Korn-, Würfel- oder Blättchenpulver anwendet, um durch diese Vergrößerung der Brandoberfläche zu erreichen, daß die ganze Ladung während der äußerst kurzen Laufzeiten von 0,002—0,0005 Sek. schon völlig vergast.

Unter diesem Gesichtspunkt betrachtet erscheint es auf den ersten Blick allerdings paradox, zu den Raketen, die doch mehrere Sekunden lang brennen sollen, ausgerechnet Mehlpulver zu nehmen, das gerade die größte Oberfläche besitzt und frei liegend angezündet tatsächlich unglaublich rasch verpufft.

Es wäre falsch, hier von einer Explosion zu reden, denn die Begriffsbestimmungen sind folgendermaßen festgelegt:

a) Verpuffung liegt vor, wenn eine Pulvermenge offen gezündet lediglich infolge ihrer großen Brandoberfläche rasch vergast.

b) Explosion ist gegeben, wenn eine allseitig eingeschlossene Pulvermenge durch die Drucksteigerung nach Beginn der Entflammung, ihre eigene Brandgeschwindigkeit so stark beschleunigt, daß der Ladungsrest sozusagen momentan vergast.

c) Detonation, wenn durch Schlagwirkung gezündet wird, wobei die Brandgeschwindigkeit gleich der Fortpflanzungsgeschwindigkeit der Schlagwelle im Pulver ist.

Am besten kommt man dem wissenschaftlichen Erfassen des Vorgangs beim Raketenschlagen nahe, wenn man ihn sich mit Mikroskop und Zeitlupe betrachtet, vorstellt.

Bei hunderttausendfacher Vergrößerung würden die Pulverkörnchen wie Kartoffeln erscheinen, die in ein hohes, zylindrisches Faß geschüttet sind. Zwischen den einzelnen Körnern ist naturgemäß noch Luft enthalten, als eine zwar fein verästelte, aber doch in sich zusammenhängende Masse, wie der Körper eines Gummischwamms, während die Pulverkörner gleichsam die Poren im Schwamm darstellen. Wollte man jetzt von oben zünden, so würde die Flamme also Gelegenheit haben, gleich von Anfang an durch die Luftkanälchen zwischen den Körnern bis unten durchzuschlagen und die ganze Ladung gleichzeitig zu entflammen. Auch leichtes Andrücken der Ladung von Hand mit dem Setzer würde daran nicht viel ändern. Anders, wenn der Schlegel sein Werk beginnt.

Jeder Schlag, der mit ihm auf den Setzer geführt wird, verdichtet die Ladung mehr und mehr, indem er die Körner zusammendrückt, und die Luft aus den Zwischenräumen austreibt. So wird schließlich ein Zustand erreicht, in welchem es die ganze Ladung durchsetzende Luftkanälchen nicht mehr gibt, sondern nur noch kurze, mikronfeine, miteinander nicht mehr in Verbindung stehende Luftfädchen, deren mittlere Länge nur mehr Bruchteile eines Millimeters beträgt. Wird bei diesem Zustand gezündet, so tritt keine Verpuffung mehr ein, sondern nur eine rasche Verbrennung, denn das Feuer schlägt von der jeweiligen, als glatt gedachten Pulveroberfläche, in die nach dieser sich öffnenden kurzen Luftkanälchen und brennt diese radial zu kleinen Kratern aus, die ihre Schlote wie Bohrer in den Pulversatz hinuntersenken, bis ein neues Luftfädchen getroffen wird und das Spiel von vorn beginnt. Die tatsächliche Brandfläche ist also auch in diesem Falle immer noch ein mehrfaches größer, als die unter der Annahme völlig glatter Pulversatzoberfläche berechnete.

Dieser eben beschriebene Zustand (entsprechend etwa einer Pulversatz-Dichte von 1,25—1,30) kennzeichnet den Charakter der gewöhnlichen, handgeschlagenen Papphülsenraketen kleineren und mittleren Kalibers. Bis hierher bestehen nennenswerte Schwierigkeiten und Gefahren der Herstellung noch nicht. Solche Raketen leisten allerdings auch nicht viel.

Dadurch nämlich, daß der Setzer nicht genau luftdicht in die Hülse paßt, daß er ferner zwischen jedem Schlage etwas gelockert wird, dadurch ferner, daß zwischen den einzelnen Schlägen eine gewisse Zeit vergeht, endlich auch deswegen, weil eine Pulverportion nur eine Schicht von höchstens 1 cm liefert, hat die zwischen den Pulverkörnern eingezwängte Luft die Möglichkeit, in dem Maße, als sie durch die immer härter werdenden Schläge ausgetrieben wird, zu entweichen. Trotzdem wird die Entlüftungsfrage mit wachsenden Kaliber immer schwieriger, so daß man es im allgemeinen nicht wagt, bei handgeschlagenen Raketen über 35—40 mm lichte Hülsenweite hinauszugehen.

Wünscht man leistungsfähigere Raketen von größerer Satzdichte (von 1,6—1,85) und auch größerem Kaliber herzustellen, so kommt man nach dem bisher beschriebenen Verfahren bald an einen Punkt, wo jede Rakete während des Schlagens schon unweigerlich explodiert. Die Ursache ist darin zu suchen, daß die eingeschlossene Luft, die nicht mehr entweichen kann, mit zusammengedrückt wird, sich nach dem Gesetz der adiabatischen Kompression erhitzt, bis die Entflammungstemperatur des Pulvers erreicht ist. Zumal der Setzer einen nahezu luftdichten Verschluß bildet, tritt daher nicht Verpuffung, sondern richtiggehende Explosion ein.

Um diesem Übelstand abzuhelfen, suchten die älteren Feuerwerker, mehr aus dunkler Ahnung denn deutlicher Erkenntnis, die Pulverportionen immer knapper zu nehmen, außerdem den Pulversatz mit Alkohol anzurühren. Nach diesem „feuchten Verfahren" hat schon vor 100 Jahren Congreve seine großen Kriegsraketen mit mächtigen hydraulichen Pressen hergestellt, denn die Kraft des menschlichen Arms reicht nicht aus, mit dem Schlegel so große Kaliber genügend zu verdichten. Feucht gepreßte Raketen haben allerdings den Nachteil, daß sie eine wochenlange Trockenzeit benötigen, um gebrauchsfähig zu werden. Deshalb kamen findige Pyrotechniker auf den Gedanken, die Setzer mit Entlüftungslöchern zu versehen. Aber es ist klar, daß dies eine halbe Maßnahme ist. Der Erfolg war dementsprechend nur gering.

Das einzig richtige Mittel, den Übelstand an der Wurzel zu bekämpfen, ist allerdings erst durch neuzeitliche Technik verwirklicht worden, wozu jedoch besondere maschinelle Einrichtungen und noch eine ganze Anzahl geheimer Kniffe gehören.

Nach diesem neuesten Verfahren gelingt es, Raketen bis zu etwa 30 cm Kaliber und 2 m Länge ohne weiteres in beliebige Metallhülsen zu pressen, wenn nur der Druck so stark ist, daß auf dem Kaliberquerschnitt mindestens 500 Atmosphären erreicht werden können. Der Pulversatz nimmt dabei eine glasharte Beschaffenheit (Dichte 1,80—1,85) an, was freilich für das nachträgliche Ausbohren der zuerst massiv gepressten Raketen neue Schwierigkeiten heraufbeschwört, die aber heute bereits als technisch überwunden gelten können.

Aus diesen Angaben geht hervor, daß kein Laie hoffen darf, irgendwie leistungsfähige Großkaliber-Pulverraketen selbst herstellen zu können, denn schon ein Kaliber von 8—10 cm erfordert eine Presse von 40—50 Tonnen Druckvermögen, deren Anschaffung einschließlich der notwendigen Pumpen und Hilfseinrichtungen ganz enorme Kosten verursacht.

Zum Schlusse dieses Abschnitts seien der Vollständigkeit halber einige Worte auch dem Hülsenbaustoff der Rakete gewidmet.

Die seit undenklichen Zeiten bekannte Papphülse hat nicht nur den Vorzug leichter Herstellbarkeit und Billigkeit, sondern sie besitzt auch durch die Nachgiebigkeit ihrer Wandung eine ganz wesentliche Eignung in dem Sinne, daß der portionenweise eingeschlagene Pulversatz in ihr gut festsitzt. Denkt man sich die Hülse vor der Ladung innen genau zylindrisch, so wird sie nach dem Einschlagen des Pulversatzes in ihrer Längsachse eine feinwellige Beschaffenheit angenommen haben, da jede Pulverportion während ihrer Verdichtung zur Satzschicht eine Art Rille in die Pappwandung treibt und sich so feststemmt. Der Vorzug des geringen Gewichtes der Papphülsen ist allerdings nur bei kleineren Kalibern erheblich, bei größeren muß die Pappwandung so stark genommen werden, daß sie mehr wiegt als ein gleich festes Metallrohr, und von 40—50 mm Kaliber aufwärts kommt man mit Papphülsen überhaupt nicht mehr zurecht. Überflüssig zu sagen, daß schon von 25 mm lichter Weite an die Papphülsen nur mehr auf Spezialmaschinen in der erforderlichen gleichmäßigen Beschaffenheit hergestellt werden können. Große Drucke halten sie nicht aus.

Beim Übergang zur Metallhülse haben die alten Feuerwerker zunächst jenes Metall bevorzugt, das in bezug auf die Nachgiebigkeit der Papphülse am nächsten kommt, das Kupfer. Leider hat dies ein sehr hohes spezifisches Gewicht, so daß man über Wandstärke von $^1/_2$—$^3/_4$—1,0 mm kaum hinausgehen kann. Dabei ist die Festigkeit noch keine besonders hohe gegenüber dem inneren Gasdruck, auch bereitet bei langsam abbrennenden Raketensätzen die gute Wärmeleitfähigkeit des Kupfers Schwierigkeiten, denn wenn das Rohr die Hitze schneller nach unten leitet, als der Satz abbrennt, dann tritt Glühzündung hinter der eigentlichen Brandfläche ein und die Rakete fliegt auseinander. In diesem Falle bewährt sich allerdings wieder die Zähigkeit des Kupfers, das die berstende Hülse nur lang aufschlitzen läßt, aber nicht Splitter bildet, welche die Umgebung gefährden. Um der Ladung besseren Sitz in den glatten Kupferrohren zu verleihen, haben die älteren Pyrotechniker versucht, durch eine Gewindefurche im Rohrinnern eine Haftungsmöglichkeit zu bieten.

Vom Standpunkt der Druckfestigkeit aus liegt es naturgemäß am nächsten, nahtlos gezogene, hochwertige Stahlrohre anzuwenden. Tatsächlich erreicht man mit ihnen, wegen der hohen zulässigen Ofendrucke, bei sonst gleicher Ladungsweise die höchsten Auspuff-Geschwindigkeiten. Dafür sind aber Stahlhülsen, wenn aus irgend einem Grunde Explosion eintritt, weitaus am gefährlichsten, denn sie werden, da sie erst bei sehr hohen Drucken reißen, richtig zerfetzt und nach Art der Granatsplitter in scharfkantigen Stücken weit umhergeschleudert.

Deshalb ist man neuestens von Stahlrohrhülsen wieder mehr abgekommen und hat sich den Leichtmetall-Legierungen, die im wesentlichen auf Aluminium und Magnesium aufgebaut sind, zugewendet. Früher bestand gegen diese das Vorurteil, daß sie durch eine Art Thermitwirkung mit der Ladung verbrennen. Neuere Versuche haben aber gezeigt, daß diese Gefahr bei gewissen, mit Schwermetallen versetzten Aluminiumlegierungen unbeträchtlich ist und bei kurzbrennenden Raketen vernachlässigt, bei Brenndauern von über 8 Sekunden aber (ebenso wie bei Stahl- und Kupferhülsen, die dann ebenfalls rot- bis weißglühend werden) durch eine entsprechende Isolierung gebannt werden können.

So dürfte die Zukunft der Entwicklung von Hochleistungs-Pulverraketen den Ausführungen in Leichtmetallhülsen gehören, weil es mit deren Hilfe gelingt, das Verhältnis M_0/M_1, das für den idealen Antrieb ausschlaggebend ist, wesentlich günstiger zu gestalten, als es früher jemals mit Pappe-, Kupfer- oder Stahlhülsen möglich gewesen wäre. Das ideale Leichtmetall dürfte voraussichtlich das jetzt leider noch unerschwinglich teure Beryllium sein, das an Leichtigkeit mit dem Aluminium, an Festigkeit mit dem Stahl, an Schmelzpunkthöhe mit dem Platin wetteifern soll.

Über die praktisch heute wirklich erreichbaren Massenverhältnisse und idealen Antriebsleistungen bei Pulverraketen, die durch entsprechenden Ofendruck und

Düse eine Auspuffgeschwindigkeit von 1200 m/Sek. erreichen, herrschen heute vielfach zu optimistische Anschauungen. So ist es bei Stahlhülsen schon schwer, das Ladungsgewicht gleich dem Leergewicht zu machen. Deshalb dürfte eine Tabelle über die vom Verfasser durch systematische Versuche erreichten Bestwerte nicht ohne Interesse sein:

Hülse	Rakete ohne Stab		Ideal-Antrieb m/Sek.	Rakete mit Stab		Ideal-Antrieb m/Sek.
	$M_0/M_1 = e^x$	Ladung		$M_0/M_1 = e^x$	Ladung	
Stahl	$1{,}94 : 1 = e^{2/3}$	48%	800	$1{,}65 : 1 = e^{1/2}$	39%	600
Pappe	$2{,}72 : 1 = e$	63%	1200	$1{,}94 : 1 = e^{2/3}$	48%	800
Alumin	$5{,}64 : 1 = e^{1 1/2}$	82%	1800	$2{,}72 : 1 = e$	63%	1200

Der verhältnismäßig hohe ideale Antrieb, der so verheißungsvoll aussieht und den Raketen von einem luftleeren Himmelskörper aus (von sonst gleichem Schwerefeld wie die Erde) gewaltige Steighöhen erteilen würde, wird leider durch die Einwirkung des Luftwiderstandes alsbald zunichte gemacht, sobald die Rakete leergebrannt ist, denn die ballistische Querschnittsbelastung der leeren Hülse ist viel zu gering, um gegen den Luftwiderstand erfolgreich anzukämpfen.

(Vergleiche auch die Mitteilung Seite 159 unten.)

Einführung in das Raumfahrtproblem.

(Fortsetzung.)

Es ist hier zunächst darzulegen, daß die Abschleuderung kleiner Teilchen für den Massenverbrauch günstiger ist als die Abschleuderung größerer Teile.

Nennen wir die Anfangsmasse M und schleudern wir nacheinander je 1/n der verbleibenden Masse (nicht der Anfangsmasse) ab, so verbleibt nach der ersten Teilung die Masse

$$M_1 = M - \frac{1}{n} M = \frac{n-1}{n} M,$$

nach der zweiten Abschleuderung

$$\frac{n-1}{n} M_1 = \left(\frac{n-1}{n}\right)^2 M;$$

nach der k-ten Abschleuderung verbleibt als Restmasse

$$\left(\frac{n-1}{n}\right)^k M.$$

Nach der k-ten Abschleuderung von $\frac{1}{n}$ ist die erreichte Geschwindigkeit nach S. 141

$$v = \frac{k}{n} c.$$

Ist c, n und v vorgeschrieben, so ist die Zahl der erforderlichen Abschleuderungen

$$k = n \frac{v}{c},$$

die verbleibende Restmasse ist also

$$M_0 = \left(\frac{n-1}{n}\right)^{n \frac{v}{c}} \cdot M.$$

Wird immer die Hälfte abgeschleudert, ist also $\frac{1}{n} = \frac{1}{2}$ und soll die Rakete die

Ausströmungsgeschwindigkeit c erreichen, das heißt soll $v = c$, $\frac{v}{c} = 1$ sein, so ist die verbleibende Masse

$$M_0 = \left(\frac{2-1}{2}\right)^2 M = \left(\frac{1}{2}\right)^2 M = \frac{1}{4} M = 0{,}25\ M.$$

Wird $\frac{1}{n}$ kleiner gewählt, z. B. $\frac{1}{n} = \frac{1}{4}$, so ist nach Erreichung der Ausströmungsgeschwindigkeit

$$M_0 = \left(\frac{4-1}{4}\right)^4 M = \left(\frac{3}{4}\right)^4 M = \frac{81}{256} M = 0{,}32\ M.$$

Für ein kontinuierliches Ausströmen, das man mit der Abschleuderung unendlich kleiner Teile gleichsetzen kann, haben wir

$$\frac{1}{n} = \frac{1}{\infty} \text{ und } M_0 = \left(\frac{\infty - 1}{\infty}\right)^{\infty} M,$$

dieser Ausdruck hat den Wert

$$M_0 = \frac{1}{e} M = \frac{1}{2{,}72} M = 0{,}368\ M,$$

wovon man sich durch Einsetzen immer größerer n leicht überzeugen kann. Man erkennt, daß man bei dem kontinuierlichen Ausströmen nach Erreichung der Ausströmungsgeschwindigkeit 36,8% der ursprünglichen Masse übrig behält, während man bei Abschleuderungen von je ½ nur 25% zurückbehielt. Es kommt also nur das kontinuierliche Ausströmen in Frage. Auch mit Rücksicht auf den menschlichen Organismus sind einzelne kräftige Stöße zu vermeiden und ein stoßfreier Antrieb vorzuziehen, wie ihn nur das kontinuierliche Ausströmen liefert.

Die verbleibende Masse für die Erreichung einer beliebigen Geschwindigkeit ist nunmehr leicht anzugeben. Wir fanden oben dafür den Ausdruck

$$M_0 = \left(\frac{n-1}{n}\right)^{n \cdot \frac{v}{c}} M.$$

Vermöge der Beziehung $a^{x \cdot y} = (a^x)^y$ können wir auch schreiben

$$M_0 = \left[\left(\frac{n-1}{n}\right)^n\right]^{\frac{v}{c}} M,$$

nun ist aber für $n = \infty$ der Ausdruck

$$\left(\frac{n-1}{n}\right)^n = \frac{1}{e},$$

wo e die Basis der natürlichen Logarithmen bedeutet, mithin ergibt sich für ein kontinuierliches Ausströmen die Beziehung

$$M_0 = \left(\frac{1}{e}\right)^{\frac{v}{c}} M = \frac{M}{e^{\frac{v}{c}}}.$$

Da die verbleibende Restmasse als das Leergewicht des Raumschiffes meist gegeben ist, wird man in den meisten Fällen die Anfangsmasse M zu berechnen haben. Man erhält so den fundamentalen Ausdruck

$$M = M_0 \cdot e^{\frac{v}{c}}.$$

Um mit einer Ausströmungsgeschwindigkeit $c = 3000$ m/Sek. dem Raumschiff eine ideale Geschwindigkeit von $v = 9000$ m/Sek. zu erteilen, muß die Anfangsmasse

$$M = M_0 \cdot 2{,}72^{\frac{9000}{3000}} = M_0 \cdot 2{,}72^3 = 20\ M_0,$$

also 20mal größer als das Leergewicht, gewählt werden.

Man erkennt auch sofort, welche Bedeutung einer großen Ausströmungsgeschwindigkeit zukommt. Könnten wir z. B. Ausströmungsgeschwindigkeiten von 9000 m/Sek. erzeugen, so wäre die Anfangsmasse nur

$$M = M_0 \, e^{\frac{9000}{9000}} = M_0 \, e^1 = M_0 \cdot 2{,}72,$$

also für dieselbe Leistung noch nicht 3mal größer zu wählen, was konstruktiv viel leichter durchzuführen ist.

Könnten wir Ausströmungsgeschwindigkeit gleich der Lichtgeschwindigkeit anwenden, so wäre

$$M = M_0 \, e^{\frac{9000}{300\,000\,000}} = M_0 \, e^{0{,}000\,03} = 1{,}000\,03 \, M_0,$$

es brauchen nur $^3/_{100\,000}$ des Leergewichtes abgeschleudert zu werden. Man sieht, welche Vorteile das bieten würde. Dazu führt jedoch heute noch kein gangbarer Weg, es ist dies aber auch nicht erforderlich, die Ausströmungsgeschwindigkeiten, die wir heute realisieren können, reichen völlig aus und bedingen für Weltraumfahrten keine unnormal hohen Kosten. Immerhin ist dies der Punkt, an welchem die Kritik am Weltraumflug eingesetzt hat. Denn die zur endgültigen Überwindung der Erdschwere erforderliche Mindestgeschwindigkeit ist nach den Ausführungen auf Seite 24 die parabolische Geschwindigkeit von 11,2 km/Sek., die ndessen nicht mit dem erforderlichen Antriebsvermögen zusammenfällt. Diese Geschwindigkeit von 11,2 km/Sek. wurde bisher gewöhnlich der Beweisführung für die Realisierbarkeit der Weltraumfahrt zugrunde gelegt. Um jedoch die Realisierbarkeit von Weltraumfahrten zu beweisen, genügt es bereits, die Kreisbahngeschwindigkeit von 7,9 km/Sek. zugrunde zu legen. Hat nämlich ein Raumschiff diese Geschwindigkeit erreicht, so fällt es nicht mehr auf die Erde zurück. Es kann dann durch weitere Raumschiffe, welche statt der für die Fernfahrt bestimmten Geräte, Besatzung usw. Treibstoff als Nutzlast in dieselbe Kreisbahn hinaufbringen, neu mit Treibstoff angefüllt werden. Es bedeutet dies einen gewaltigen Fortschritt auf dem Wege zur Realisierung des Weltraumfluges. Um zu erkennen, wie sich diese Erkenntnis auswirkt, berechnen wir das Massenverhältnis für diese beiden Geschwindigkeiten für eine Ausströmungsgeschwindigkeit von 3000 m

$$M = M_0 \, e^{\frac{11{,}2}{3{,}0}} = 42 \, M_0 \qquad M = M_0 \, e^{\frac{7{,}9}{3}} = 14 \, M_0,$$

das ist eine Verbesserung um das Dreifache. (Fortsetzung folgt.)

Fahrtrouten.

Von Ing. Guido von Pirquet, Wien

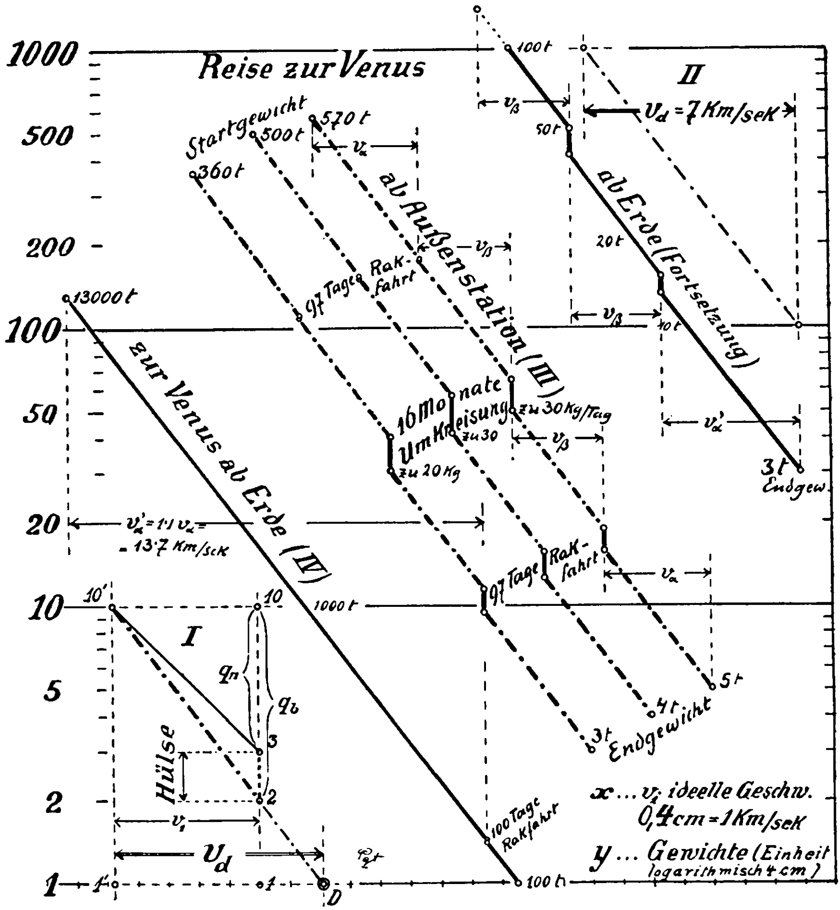
(Fortsetzung.)

Graphikon auf Logarithmenpapier der ideellen Geschwindigkeiten v_i und der abnehmenden Gewichte der Rakete.

Diesesmal soll bloß ein Graphikon auf Logarithmenpapier eines unserer bisherigen Beispiele (Venusreise) näher erläutern (Anm. 1).

Anm. 1). Für jene Leser, die mit der Verwendung von Logarithmenpapier noch nicht vertraut sind, wird es ratsam sein, sich die Einteilung des Papieres und die linksgeschriebenen Zahlen genau zu betrachten, weil sie sonst mit dem Gesehenen nicht die richtige Vorstellung verknüpfen können.

Auf dem Blatt sind 4 besondere Graphika untergebracht, wie folgt:



Figur I.

Hier sehen wir die Ermittlung des uns interessierenden Wertes der Neigung der strichpunktierten Linie (Zeichnung für Beispiel II, Seite 68 der Rakete).

Während des Brennens (für eine Stufe) sinkt das Gewicht um den Quotienten q_n (hier von 10 auf 3).

Dabei wird die Geschwindigkeit v_1 erzeugt, $v_1 = c \cdot \log q_n$ (hier gleich $4 \times 1 \cdot 6 = 4 \cdot 8$ km/Sek.).

Dann muß die Hülse abgeworfen werden, wobei das Gewicht von 3 auf 2 sinkt. Nun haben wir aber schon in der strichpunktierten Linie (10'2) den wahren Gewichtsabfall der Rakete auch für mehrere Stufen (mit Berücksichtigung der Verluste durch das Abwerfen der Hülse).

Der Schnittpunkt (D) dieser Linie mit der horizontalen Linie $^1/_{10}$ oder 1'1 ergibt uns nun den Wert v_∂, die Geschwindigkeitszunahme für den dekadischen Gewichtsverminderungsquotienten $\frac{10}{1}$.

Hierzu noch folgende Bezeichnungen und Formeln:

T = Triebstoff, H = Hülse, N = Nutzlast.

$$q_n = \frac{T + H + N}{H + N} = \text{Nettoquotient pro Stufe.}$$

$$q_b = \frac{T + H + N}{N} = \text{Bruttoquotient pro Stufe.}$$
$$v_1 = c \cdot \log q_n.$$
$$v_d = \frac{c \cdot \log q_n}{\log_b q_b} \quad \text{(Anm. 1).}$$

v_d ist deshalb bequem, weil ich nunmehr den Gewichtsquotienten Q durch die einfache Formel ausdrücken kann $Q = 10^{v_i/v_d} + {}^0/_0$ Proviant (während die Formel $Q = e^{v_i/c}$ unverwendbar ungenau ist, da sie das Abwerfen der Hülsen nicht berücksichtigt) und der Richtung (10'3) entsprechen würde.

Figur II.

Hier sehen wir die Ermittlung des Winkels, mit dem wir unsere ganzen Diagramme zeichnen müssen. Im ganzen Aufsatz habe ich $v_d = 7$ km/Sek. angenommen. Wir haben also für unser verwendetes Logarithmenpapier $\operatorname{tg}\alpha = -\frac{9}{7}$ und $\alpha = 127^0$. (Für andere Annahmen wird der Winkel etwas größer oder kleiner.)

Die Verwendung von v_d hat auch den Vorteil, daß wir nicht jede Hülse, sondern nur den Proviant einzeichnen müssen.

Figur III. Reise zur Venus ab Außenstation (Anm. 2).

Unter Benützung der Werte für v_α und v_β (mit 10% Zuschlag) aus meinen diesbezüglichen Rechnungen Seite 120 der Rakete und des vorher in Fig. III ermittelten Winkels α können wir nun diese Sache schnell und exakt darstellen und ermitteln.

$v_\alpha = 3.14 + 10\% = 3.5$ km/Sek.

$v_\beta = 2.75 + 10\% = 3.0$ „

für ein Endgewicht von 3, 4 und 5 Tonnen erhalten wir nun folgendes (Anm. 3):

Tonnen	360	485	550	Startgewicht ab Außenstation
				Start ab Außenstation Einlenken in die Rakbahn $v_\alpha = 3.0$ km/Sek.
Proviant	111	153	176	vor
	— 2	— 3	— 3	97 Tage Rakreise (Hinfahrt)
	109	150	173	nach
				Einlanden aus Rakreise in die Umkreisungsbahn $v_\beta = 3.5$
Proviant	40.5	57	65	vor
	—10	—15	—15	16 Monate Umkreisung der Venus
	30,5	42	50	nach
				Start aus der Umkreisungsbahn in die Rakbahn zur Rückreise $v_\beta = 3.5$
Proviant	11.5	15.6	18.8	vor
	— 2	— 3	— 3	97 Tage Rakreise (Rückfahrt)
	9.5	12.6	15.8	nach
				Einlanden zur Außenstation $v_\alpha = 3.0$ km/Sek.
Tonnen	3	4	5	Endgewicht

Anm. 1). $\log_b q_b$ ist der Brigg'sche Logarithmus von q_b.

Anm. 2) Vor Studium des Graphikons und dieser Tabelle empfehle ich dringend meine Venusreise (Seite 107 und 108, sowie 117 bis 120) genau durchzustudieren.

Anm. 3) Die Konstruktion wurde natürlich in umgekehrter Reihenfolge durchgeführt — also ausgehend vom Endgewicht — ich habe aber trotzdem die Tabelle in chronologischer Reihenfolge vorgebracht — weil dies für den Leser leichter faßlich und leichter vorstellbar sein dürfte.

Für uns ist es ebenso wichtig, das Bild unserer Vorstellung einzuprägen, als diese Methode konstruktiv zu benützen.

Besonders zu beachten ist dabei, daß der Proviantbedarf für die erste Rakreise (die Hinfahrt zur Venus) für unseren Gewichtsquotienten fast gar nichts ausmacht, weil hier eben das Gewicht der Rakete noch recht hoch ist.

Am meisten Ausschlag gibt eben der Proviantbedarf vor dem letzten Brennen, also hier die Rückreise von der Venus zur Außenstation. Für diese Phase werden wir auch diesen Bedarf auf das möglichste Minimum zu beschränken trachten, während wir für die Hinfahrt die Ziffern für den täglichen Verbrauch ruhig auf das Zwei- bis Dreifache erhöhen können.

Wir sehen auch, daß der Proviant für die 16 Monate Venusumkreisung relativ nicht so viel ausmacht, obwohl die Dauer 5mal so lang ist; denn für diese Umkreisung ist die Erhöhung des Gewichtsquotienten bloß $1^1/_2$mal so groß als für jene Rakfahrt (36% gegen 24%).

Figur IV. Venusreise ab Erde.

Eine Erklärung derselben erübrigt sich, da sie fast gleichlautend mit dem Vorhergehenden wäre.

Das Graphikon unterscheidet sich eben von diesem fast nur durch die kolossale Erhöhung des Gewichtsbedarfes durch den Start ab Erde mit $v_a' = 1 \cdot 1 \times 12 \cdot 5 = 13 \cdot 7$ km/Sek. von 138 Tonnen auf 12500 Tonnen.

Schlußbemerkung. Diese Graphika ließen sich selbstredend auch für die übrigen vorgebrachten Reisen ausführen, die Fernrakete, die Reise zum Mond, zum Mars und zur Außenstation, ich halte dies aber mit Rücksicht auf den knappen Rahmen dieses Aufsatzes nach Vorführung eines Musters für entbehrlich.

Zum Schluß möchte ich nochmals daran erinnern, daß am 24. Oktober 1928 die Abreise zu einer Marsreise fällig wäre, wie ich im Septemberheft eingehend dargelegt habe.

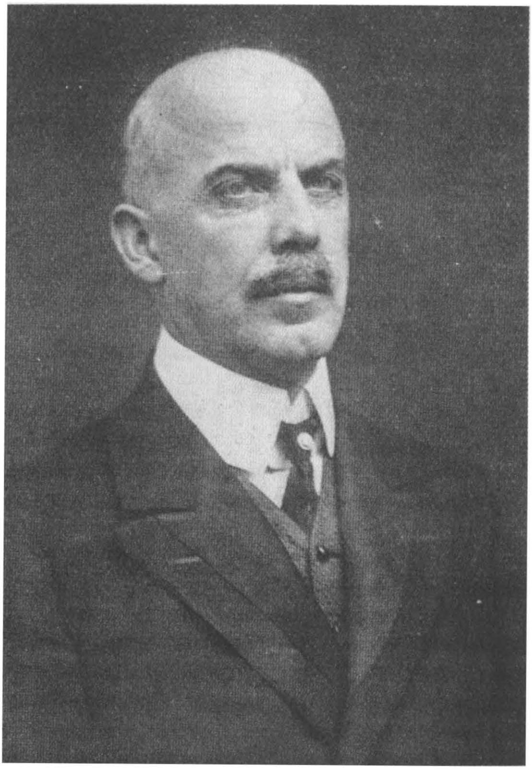
Bücherbesprechungen.

A. B. Scherschevsky: Die Rakete für Fahrt und Flug. Kart. 4,50, in Leinen gebunden 6,— RM. Verlag C. J. H. Volkmann Nachf. G. m. b. H., Berlin-Charlottenburg 2.

Der Verfasser — Mitglied des Vereins für Raumschiffahrt E. V. —, der bereits in Flugkreisen für den Gedanken des Raketenfluges eingetreten ist, bietet hier eine durchaus ernst zu nehmende Arbeit über das Raketenproblem. Demgemäß ist auch die flugtechnische Seite des Problems mit besonderer Sorgfalt behandelt worden, auch über das Verhalten von Tragflächen bei Überschallgeschwindigkeit ist einiges Material zusammengetragen. Das Buch stellt somit eine wertvolle Ergänzung zu der bisherigen Buchliteratur dar. Es berichtet ferner eingehend über die bisherigen praktischen Arbeiten und enthält eine reiche Literaturzusammenstellung. In der Anwendung der Mathematik legt sich der Verfasser eine angenehme Beschränkung auf, so daß es auch Nichtfachleuten zur Anschaffung empfohlen werden kann.

Hermann Noordung: Das Problem der Befahrung des Weltraums. 188 S. In Ganzleinen 7,50 RM. Verlag: Richard Carl Schmidt & Co., Berlin W 62.

Das Werk stellt eine wohlgelungene, von zahlreichen guten Figuren unterstützte und durch einige Farbendrucke angenehm bereicherte gemeinverständliche Einführung in das hoch interessante Problem des Weltraumfluges dar. Das Werk berücksichtigt jedoch zu wenig die neueren Beiträge wie sie z. B. in der vorliegenden Zeitschrift erschienen sind. Die Ausführungen über den Wirkungsgrad sind mit Vorsicht aufzunehmen. Mit großer Ausführlichkeit wird die Außenstation (Raumwarte) behandelt, die der Verfasser in eine Höhe von 35000 km verlegt, so daß sie gerade in einem Tage einen Umlauf vollendet, also stets über demselben Meridian der Erdoberfläche verbleibt, was nach dem heutigen Stande der Forschung nicht zweckmäßig ist.



Ingenieur Guido von Pirquet.

Geboren 1880 auf Schloß Hirschstetten (jetzt zu Wien gehörig); Grundbesitzer, besuchte die Realschule, danach die Technischen Hochschulen (Maschinenbau) in Wien und Graz. Privat, mit eigenen Erfindungen und wissenschaftlichen Studien beschäftigt, Liebhaberastronom, Obmann des technischen Überprüfungs-Komitees und Vizepräsident des österreichischen Erfinderverbandes und Sekretär der wissenschaftlichen Gesellschaft für Höhenforschung und Weltraumfahrt in Wien.

Hermann Ganswindt,

der bereits vor mehreren Jahrzehnten auf die Möglichkeit hingewiesen hat, mit Raketenkraft in den leeren Raum vorzustoßen, befindet sich bei seinem hohen Alter von 72 Jahren in Not. Für diejenigen, welche ihn unterstützen wollen, sei hier seine Adresse mitgeteilt: Berlin-Schöneberg, Tempelhofer Straße 7.

* * *

Wie Herr Valier mitteilt, können die Mitglieder des Vereins für Raumschiffahrt die Neuauflage des Vorstoßbuches mit Bildnis und Autogramm des Verfassers ohne Preisaufschlag erhalten, sofern sie das Buch bei ihm direkt bestellen. Adresse: Berlin-Wilmersdorf, Mainzer Straße 19. Preis broschiert einschließlich Postspesen 9,00 RM.

Mitglieder! Werbt für den Verein für Raumschiffahrt E. V. Wenn jedes Mitglied ein neues bringt, verdoppelt sich unsere Zahl.

Quittungen.

Den Mindestbeitrag übersteigende Beiträge gingen ein von K. Kappler-Frankenstein 5 RM.; Dr. med. Nerlich-Breslau 5 RM.; Dr. Ing. Seydel-Breslau 5 RM.; Völzing-Gießen 5 RM.; Mall-Schwäbisch-Gmünd 5 RM.; Ministerialrat Dr. Schwindt-München 5 RM.; cand. ing. Ertl-Wien 6 RM.; Dr. Halle-Breslau 5 RM.; A. Walther-Frankfurt a. M. 10 RM.; Rechtsanwalt Henning-Erfurt 10 RM.; Dr. Matthes-Breslau 5 RM.; Wolfshofer-Leitsberg 5 RM.; Professor Rapf-Nowy Sacz 6 RM.

Ferner besondere Zuwendungen: Krause-Hamburg 5 RM.

Mitglieder!

Berücksichtigt bei Euren Einkäufen diejenigen Firmen, welche die Sache des Raketenfluges in irgendeiner Weise fördern!

Herausgeber: Johannes Winkler, Breslau 13, Hohenzollernstraße Nr. 63/65. Postscheckkonto: Breslau 26550. (Postscheckkonto des Vereins: Breslau 1707 Verein für Raumschiffahrt E. V. Breslau.) Druck: Otto Gutsmann, Breslau 1, Schuhbrücke 32. Bezugspreis: Vierteljährlich 90 Pfg. und Postgebühr. (Die Mitglieder des Vereins erhalten die Zeitschrift kostenlos.) Inserate: 1/1 Seite 90 RM., 1/2 Seite 50 RM., 1/4 Seite 30 RM. 1/8 Seite 15 RM.; bei Wiederholung Rabatt.