DIE RAKETE

OFFIZIELLES ORGAN
DES VEREINS FÜR RAUMSCHIFFAHRT E.V.
IN DEUTSCHLAND

HERAUSGEGEBEN V. JOHANNES WINKLER
SCHRIFTLEITUNG, VERLAG UND HAUPTGESCHÄFTSSTELLE
BRESLAU 13, POSTSCHLIESSFACH NR. 11

3. JAHRGANG
HEFT 4

INHALT:

BRESLAU 15. APRIL 1929 HEFT 4

Beitritt zum Verein.

Wer das große Werk der Raumschiffahrt unterstützen will, trete dem Verein für Raumschiffahrt E. V. bei. Dem Vorstand gehören die bekanntesten Persönlichkeiten auf dem Gebiet der Raumschiffahrt (Professor Oberth-Mediasch, Max Valier-München, Dr.-Ing. Hohmann-Essen, Dr. Hoefft-Wien, Ing. Sander-Wesermünde u. a.) an. Die Mitglieder erhalten kostenlos die am 15. jeden Monats erscheinende Vereinszeitschrift „Die Rakete“. Der Mindestbeitrag ist z. Zt. 5 RM. jährlich. Höhere Beiträge und besondere Zuwendungen sind sehr erwünscht. Beitrittserklärungen können auf dem Abschnitt der Geldsendung erfolgen. (Postscheckkonto des Vereins: Breslau Nr. 1707 Verein für Raumschiffahrt E. V. Breslau.) Wer in dem Beitritt zum Verein eine zu starke Bindung erblickt, kann die Zeitschrift auch besonders beziehen. Bestellungen nimmt jede Buchhandlung entgegen, desgleichen auch das Postamt, von dem man seine Postsachen erhält.

DIE RAKETE

OFFIZIELLES ORGAN DES VEREINS FÜR RAUMSCHIFFAHRT E.V. IN DEUTSCHLAND / HERAUSGEGEBEN VON JOHANNES WINKLER
SCHRIFTLEITUNG, VERLAG U. HAUPTGESCHÄFTSSTELLE BRESLAU 13
POSTSCHLIESSFACH NR. 11 :: FERNSPRECH-ANSCHLUSS NR. 30885

Die Berechnung der Störungen in der Bahn eines Raumschiffes.

Johannes Winkler.

Das Problem der Störungsrechnung ist eines der schwierigsten in der Astronomie. In allgemeiner Form ist es zurzeit noch nicht gelöst, es ist noch nicht gelungen, für alle Fälle gültige Gleichungen aufzustellen, bei denen man nur die Zeit einzusetzen braucht, um den Ort eines Himmelskörpers unter Berücksichtigung der Störungen zu finden. Ganz besonders gilt dies für das Raumschiff, das von Stern zu Stern fliegen soll, weil hier Verhältnisse vorliegen, wie sie sonst im Sonnensystem ungewöhnlich sind. Bahnen, die dicht an andere Himmelskörper heranführen, bilden hier den Normalfall, außerdem können die Bahnen durch willkürlichen Eingriff des Menschen umgestaltet werden u. dgl. Die Störungen können gewaltige Beträge annehmen, so daß sie für das Raumschiff verhängnisvoll werden können. Die Bahn muß daher auch unter Berücksichtigung der Störungen vorher genau berechnet werden.

Es gibt nun eine Methode, die Störungen genau zu berechnen, die zum Ziele führt, wenn sie auch etwas umständlich ist. Man nennt sie die Methode der speziellen Störungen, im Gegensatz zu der Methode der absoluten Störungen. Diese Methode besteht darin, daß man die Störungen von Zeitpunkt zu Zeitpunkt berechnet und die Elemente der Bahn entsprechend den Störungen wechselt. Man erhält so stets diejenigen Elemente, welche die Bahn gestalten würden, wenn in diesem Moment die störenden Kräfte aufhören würden zu wirken, man nennt diese die oskulierenden Elemente in einem bestimmten Zeitmoment. Auf diese Weise lassen sich die Störungen streng berücksichtigen, sie verlangt jedoch eine kontinuierliche Rechnung.

Die Grundlagen für die Methode der speziellen Störungen findet man in übersichtlicher Form in dem Buche von Julius Bauschinger: Die Bahnbestimmung der Himmelskörper, Verlag Wilhelm Engelmann, Leipzig, das jedem, der mit den Grundlagen der Astronomie vertraut werden will, sehr empfohlen werden kann. Hier mögen nur die Endformeln in der für den Rechnungsgang geeigneten Form mitgeteilt werden. Um Verwirrungen zu vermeiden, soll dies in engster Anlehnung an die von Bauschinger gewählte Bezeichnung und Anordnung erfolgen, und zwar zunächst für die Methode der Variation der Elemente für die Ellipse.

I. $$M = L - \pi = M_0 + \mu(t - t_0) = L_0 - \pi + \mu(t - t_0)$$

$$E - e'' \sin E = M \qquad e'' = [5{,}314\,425] \sin\varphi$$

$$r \sin v = a \cos\varphi \sin E$$

$$r \cos v = a(\cos E - \sin\varphi) \qquad \sqrt{a} = \sqrt[3]{\frac{k''}{\mu}} \cdot \sqrt[6]{m + m'}$$

$$u = v + \omega = v + \pi - \Omega$$

$$p = a \cos^2\varphi$$

Hier bedeutet in bekannter Weise M die mittlere, v die wahre, E die exzentrische Anomalie, L die mittlere Länge, π die Länge des Perihels, μ die mittlere tägliche Bewegung, e die Exzentrizität, r den Radiusvektor, a die große Halbachse, u das Argument der Breite, ω den Perihelabstand vom Knoten, k die Gaußsche Gravitationskonstante $= 0{,}0172021$ oder $k'' = 3548'', 18761$ des gestörten Körpers. m und m' sind die Massen des Zentral- bzw. des angezogenen Körpers (hier also des Raumschiffes) in Einheiten der Sonnenmasse. Die mittlere Anomalie wird bei dem Raumschiff in der Regel den Ausgangspunkt bilden, also gegeben sein; ferner wird die Lage des Perihels und die große Halbachse vorgeschrieben sein, ebenso die Länge des aufsteigenden Knotens und die Periheldistanz q, woraus sich die Exzentrizität e zu $1 - \frac{q}{a}$ berechnet. Mit Hilfe der Keplerschen Gleichung wird dann durch Näherungsrechnung die exzentrische Anomalie E berechnet, r und v mit Hilfe der angegebenen Gleichungen. Die Masse m' kann besonders beim Raumschiff vernachlässigt werden. Den Wert μ wird man zunächst aus den Anfangselementen berechnen.

II.
$$\begin{aligned}
\cos B_1 \cos L_1 &= \cos \beta_1 \cos (\lambda_1 - \Omega) \\
\cos B_1 \sin L_1 &= \sin i \sin \beta_1 + \cos i \cos \beta_1 \sin (\lambda_1 - \Omega) \\
\sin B_1 &= \cos i \sin \beta_1 - \sin i \cos \beta_1 \sin (\lambda_1 - \Omega) \\
\varrho_1 \cos \vartheta \cos \Theta &= r_1 \cos B_1 \cos (L_1 - u) - r = \xi_1 - r \\
\varrho_1 \cos \vartheta \sin \Theta &= r_1 \cos B_1 \sin (L_1 - u) \qquad = \eta_1 \\
\varrho_1 \sin \vartheta &= r_1 \sin B_1 \qquad = \xi_1
\end{aligned}$$

Es ist darauf zu achten, daß i, Ω, λ_1, β_1 sich auf Ekliptik und Äquinoktium derselben Epoche beziehen.

Hier sind β_1, λ_1 und r_1 Breite, Länge und Radiusvektor des störenden Körpers den Jahrbüchern zu entnehmen bzw. aus anderen Stücken zu berechnen. Die Neigung i ist gegeben bzw. vorgeschrieben. $L_1 - u$ und B_1 sind die Polarkoordinaten des störenden Körpers im $\xi\eta\zeta$-System, welches dadurch definiert ist, daß ξ dauernd mit dem Radiusvektor des gestörten Körpers zusammenfällt, η senkrecht dazu in der Bahnebene liegt und ζ senkrecht auf der Bahnebene gewählt ist. Der Anfangspunkt liegt in der Sonne. ϱ_1 ist die Entfernung des störenden Körpers von dem gestörten. Die Bedeutung von ϑ und Θ ist ohne weiteres klar. ξ_1, η_1, ζ_1 sind die Koordinaten des störenden Körpers im $\xi\eta\zeta$-System. Aus den ersten drei Gleichungen findet man B_1 und L_1 und aus den zweiten ϱ_1, ξ_1, η_1, ζ_1.

III.
$$\begin{aligned}
K_1 &= \frac{1}{\varrho_1^3} + \frac{1}{r_1^3} \\
S &= (k'' \, w \, m_1) \sqrt{p} \left(\xi_1 K_1 - \frac{r}{\varrho_1^3}\right) \\
T &= (k'' \, w \, m_1) \sqrt{p} \quad \eta_1 K_1 \\
W &= (k'' \, w \, m_1) \sqrt{p} \quad \zeta_1 K_1
\end{aligned}$$

Hier sind S, T und W die Komponenten der störenden Beschleunigung in der ξ η und ζ Achse, w das Rechnungsintervall, wofür z. B. für die Störungen des Jupiter auf die kleinen Planeten in der Regel 40 Tage gewählt werden. Bei der Bahn eines Raumschiffes zwischen Erde und Mond wird man das Intervall je nach der Bahn bedeutend kleiner 0,1 bis 1 Tag zu wählen haben.

IV. $$w\frac{di}{dt} = \frac{r}{p}\cos u\, W$$

$$w\frac{d\Omega}{dt} = \frac{r}{p}\frac{\sin u}{\sin i} W$$

$$w\frac{d\varphi}{dt} = \frac{\sin v}{\cos\varphi} S + \frac{1}{\cos\varphi}(\cos v + \cos E)\, T$$

$$w\frac{d\pi}{dt} = -\frac{\cos v}{\sin\varphi} S + \frac{1}{\sin\varphi}(\sin v + \sec\varphi \sin E)\, T + \operatorname{tg}\tfrac{1}{2} i \,\frac{r}{p}\sin u\, W$$

oder

$$w\frac{d\omega}{dt} = -\frac{\cos v}{\sin\varphi} S + \left(1 + \frac{r}{p}\right)\frac{\sin v}{\sin\varphi} T - \operatorname{cotg} i \,\frac{r}{p}\sin u\, W$$

$$w\frac{d\overline{L}_0}{dt} = -\left(\operatorname{tg}\tfrac{1}{2}\varphi\cos v + 2\frac{r}{p}\cos\varphi\right) S + \operatorname{tg}\tfrac{1}{2}\varphi(\sin v + \sec\varphi\sin E)\, T$$

$$+ \operatorname{tg}\tfrac{1}{2} i \,\frac{r}{p}\sin u\, W$$

oder

$$w\frac{d\overline{M}_0}{dt} = \left(\operatorname{ctg}\varphi\cos v - 2\frac{r}{p}\cos\varphi\right) S - \operatorname{ctg}\varphi\left(1 + \frac{r}{p}\right)\sin v\, T$$

$$w^2\frac{d\mu}{dt} = -\frac{3kw}{\sqrt{a}}\frac{\sin\varphi}{p}\sin v\, S - \frac{3kw}{\sqrt{a}}\cdot\frac{1}{r}\, T$$

Bauschinger wählt für die Koeffizienten der S, T und W für die verschiedenen Elemente die abkürzende Bezeichnung

$$\{i : W\} \text{ für } \frac{r}{p}\cos u, \{\varphi : T\} = \frac{1}{\cos\varphi}(\cos v + \cos E) \text{ und so fort.}$$

V. Die Berechnung der Störungswerte für die neue Epoche erfolgt auf Grund eines als mechanische Integration bekannten Verfahrens, das ebenfalls in dem Buch von Bauschinger in den Grundlagen beschrieben ist. Man erhält genauere Werte, wenn man die Oskulationsepoche in die Mitte zwischen die Funktionswerte der $\frac{di}{dt}$ usw. fallen läßt, das heißt, wenn man eine Epoche von der Form $a - \frac{1}{2}w$ wählt. Man berechnet dann die Werte $w\frac{di}{dt}\ldots$ für die Zeitmomente $a - 2w$, $a - w$, $a + w$, $a + 2w \ldots a + nw$ und bildet dann das Differenzen- und Summenschema von der Form

II. Summenreihe	I. Summenreihe	Funktion	I. Differenz	II. Differenz	III. Differenz
		$f(a - 3w)$			
	$^{I}f(a - \frac{5}{2}w)$		$f^{I}(a - \frac{5}{2}w)$		
$^{II}f(a - 2w)$		$f(a - 2w)$		$f^{II}(a - 2w)$	
	$^{I}f(a - \frac{3}{2}w)$		$f^{I}(a - \frac{3}{2}w)$		$f^{III}(a - \frac{3}{2}w)$
$^{II}f(a - w)$		$f(a - w)$		$f^{II}(a - w)$	
	$^{I}f(a - \frac{1}{2}w)$		$f^{I}(a - \frac{1}{2}w)$		$f^{III}(a - \frac{1}{2}w)$
$^{II}f(a)$		$f(a)$		$f^{II}(a)$	
	$^{I}f(a + \frac{1}{2}w)$		$f^{I}(a + \frac{1}{2}w)$		$f^{III}(a + \frac{1}{2}w)$
$^{II}f(a + w)$		$f(a + w)$		$f^{II}(a + w)$	
	$^{I}f(a + \frac{3}{2}w)$		$f^{I}(a + \frac{3}{2}w)$		$f^{III}(a + \frac{3}{2}w)$
$^{II}f(a + 2w)$		$f(a + 2w)$		$f^{II}(a + w)$	
	$^{I}f(a + \frac{5}{2}w)$		$f^{I}(a + \frac{5}{2}w)$		
$^{II}f(a + 3w)$		$f(a + 3w)$			
	$^{I}f(a + \frac{7}{2}w)$				
$^{II}f(a + 4w)$					

Von den Funktionswerten wird die erste Differenzenreihe dadurch gebildet, daß das vorangehende Glied von dem darauf folgenden abgezogen wird, in derselben Weise wird die II. und III. Differenzenreihe gebildet. Die erste Summenreihe ist so gebildet, daß die Funktionsreihe die Differenzenreihe der I. Summenreihe bildet. Ebenso stellt die I. Summenreihe die Differenzenreihe der II. Summenreihe dar. Als Anfangswerte der Summenreihen bildet man

$${}^{I}f\left(a-\tfrac{1}{2}w\right) = -\tfrac{1}{24} f^{I}\left(a-\tfrac{1}{2}w\right) + \tfrac{17}{5760} f^{III}\left(a-\tfrac{1}{2}w\right)$$
$${}^{II}f(a) = +\tfrac{1}{24} f(a-w) - \tfrac{17}{5760}\left[2 f^{II}(a-w) + f^{II}(a)\right]$$

und erhält schließlich die Störungsbeträge bis zur Zeit $a + (n + \tfrac{1}{2})\, w$

$$\triangle i = {}^{I}f\left(a+(n+\tfrac{1}{2})w\right)_i + \tfrac{1}{24} f^{I}\left(a+(n+\tfrac{1}{2})w\right)_i - \tfrac{17}{5760} f^{III}\left(a+(n+\tfrac{1}{2})w\right)_i$$

$$\triangle L = \triangle \overline{L}_0 + {}^{II}f\left(a+(n+\tfrac{1}{2})w\right)_\mu - \tfrac{1}{24} f\left(a+(n+\tfrac{1}{2})w\right)_\mu + \tfrac{17}{1920} f^{II}\left(a+(n+\tfrac{1}{2})w\right)_\mu$$

$$\triangle M = \triangle \overline{M}_0 + {}^{II}f\left(a+(n+\tfrac{1}{2})w\right)_\mu - \tfrac{1}{24} f\left(a+(n+\tfrac{1}{2})w\right)_\mu + \tfrac{17}{1920} f^{II}\left(a+(n+\tfrac{1}{2})w\right)_\mu \ldots$$

$$w \triangle \mu = {}^{I}f\left(a+(n+\tfrac{1}{2})w\right)_\mu + \tfrac{1}{24} f^{I}\left(a+(n+\tfrac{1}{2})w\right)_\mu - \tfrac{17}{5760} f^{III}\left(a+(n+\tfrac{1}{2}) w_\mu + \ldots\right.$$

Die etwas andere Form für L und M rührt daher, daß hier in μ eine doppelte Integration auszuführen ist.

Die neuen oskulierenden Elemente sind dann $i = i_0 + \triangle i$, $\Omega = \Omega_0 + \triangle \Omega$, $L = L_0 + \mu_0 (t - t_0) + \triangle L$, $M = M_0 + \mu_0 (t - t_0) + \triangle M$. Es ist dabei noch zu beachten, daß man von einer bestimmten Entfernung ab nicht mehr die Erde, sondern den Mond als Zentralkörper und die Erde als störenden Körper wählt. Die Umstellung wird zweckmäßig vorgenommen, wenn das Raumschiff in die Wirkungssphäre des störenden Körpers eintritt, d. h. wenn bei einer Vertauschung des störenden und des Zentralkörpers das Verhältnis der störenden Kraft zur Hauptkraft kleiner wird. Nach Tisserand[1]) ist diese Grenzfläche eine Rotationsfläche, nahezu eine Kugel vom Radius

$$R = r_1 \sqrt[5]{m_1^{\,2}}$$

für verschiedene Planeten ist dieser in astronomischen Einheiten für Merkur: 0,001, Venus: 0,004, Erde: 0,006, Mars: 0,004, Jupiter: 0,322, Saturn: 0,363, Uranus: 0,339, Neptun: 0,576. Diese Wirkungssphäre hat wenig gemein mit dem schwerefreien Punkte, der nur ein Punkt ist und auch in anderer Entfernung liegt; diese Entfernung ist entsprechend

$$R' = r_1 \frac{\sqrt{m_1}}{\sqrt{m_1} + 1}$$

und ergibt für Jupiter z. B. 0,163 astronomische Einheiten.

Besonders große Störungen sind zu erwarten bei dem Raumschiff zwischen Erde und Mond, wegen der großen Nähe der störenden Massen, und es stellt eine lohnende Aufgabe dar, die Störungen der Sonne und des Mondes auf ein Raumschiff zwischen Erde und Mond und auf die Außenstation in den verschiedensten Lagen nach der Methode der speziellen Störungen durchzurechnen, gegebenenfalls wird in einer der nächsten Nummern ein Beispiel praktisch durchgerechnet werden. Vielleicht übernimmt das eine oder andere unserer studierenden Mitglieder einmal diese immerhin lohnende Durchrechnung.

---

[1]) Mécanique céleste Tome IV p. 198.

Der Raketenantrieb und das Energieprinzip.

Oberbaurat Konrad Baetz, Würzburg.

Im Einverständnis mit Prof. Oberth wird nachstehend ein Aufsatz von Oberbaurat Baetz zum Abdruck gebracht. Herr Prof. Oberth ist zurzeit zu stark beschäftigt, um eine Erwiderung schreiben zu können. Für unsere Leser, die zum großen Teil Ingenieure sind, ist eine Erwiderung wohl auch entbehrlich.

Ausgehend von dem Satz von der „Erhaltung des Schwerpunkts" kommt Oberth für die Ermittelung der Größe des Raketenantriebs auf die einfache Differentialgleichung $M \cdot du = -dM \cdot c$ (1), in welcher M die Raketenmasse mit Ladung, du ihre Geschwindigkeitsänderung in Richtung der Bewegung der Rakete, c die Ausflußgeschwindigkeit der Verbrennungsgase gegen den fest gedachten Raum und dM die Masse der augenblicklich abgeschleuderten Gasteile bedeutet. Ist c eine konstante Größe und vor allem **von u unabhängig,** so kann man, wie Oberth es ausführt, natürlich zwischen zwei Grenzen integrieren und erhält

$$\frac{u_2 - u_1}{c} = \ln \frac{M_1}{M_2} \quad \text{oder} \quad M_2 = M_1 \cdot e^{-\frac{u_2 - u_1}{c}} \tag{2}$$

Oberth hat nun diese Beziehung in Form von Tabellen dargestellt, in denen er, abhängig von beliebig angenommenen Werten von c, die sich ergebenden Verhältnisse $\frac{M_1}{M_2}$ als Funktion der Geschwindigkeitszunahme $u_2 - u_1$ angibt.

Durch diese willkürlichen Annahmen von c wird ein Fehler in die Betrachtung eingeführt. Es ist c keinesfalls von der Geschwindigkeit u der Raketenhauptmasse unabhängig. Ist nämlich w die Relativgeschwindigkeit der Gase in der Raketenröhre, so muß, wenn u die Absolutgeschwindigkeit der Rakete z. B. nach links bedeutet, w nach rechts gerichtet sein, damit eine Absolutgeschwindigkeit c nach rechts der abgeschleuderten Masse dM herauskommt. Es ist also $c = w - u$ und somit von u abhängig. Bewegt sich die Raketenröhre im luftleeren und im schwerelosen Raum, was auch Oberth bei seiner Ableitung stillschweigend annimmt, so ist die Relativgeschwindigkeit w einer verbrennenden Ladung abhängig vom Energieinhalt J in Cal/kg, und zwar wird $w = \sqrt{2 g_0 \cdot \frac{J^1}{A}}$ (m/Sek.), wenn A das mech. Wärmeäquivalent $^1/_{427}$ und g_0 die Fallbeschleunigung an der Erdoberfläche bedeutet. Ist z. B. J für Knallgasladung 3200 Cal/kg, so wird w = 5300 m/Sek. Setzt man nun die Gleichung (1) nach Oberth an: $M \cdot du = -dM \cdot (w - u)$, worin $c = w - u$ gesetzt ist, so ergibt sich $\frac{du}{u - w} = \frac{dM}{M}$, woraus $\frac{u_2 - w}{u_1 - w} = \frac{M_2}{M_1}$ folgen würde, ein ganz unmögliches Resultat, weil für $c_2 = 0$, wenn also $u_2 = w$, wird das Massenverhältnis $\frac{M_2}{M_1} = 0$ sein müssen.

Hieraus ergibt sich also, daß schon der erste Ansatz auf einem Trugschluß beruht. Dies ist aber auch, wenn man auf das Energieprinzip zurückgreift, einwandfrei einzusehen. Schreibt man die Gleichung (1) in der Form $M \cdot \frac{du}{dt} = -c \frac{dM}{dt}$ (3), so stellen beide Beträge Kräfte dar, weil nach dem Fundamentalgesetz der Mechanik: die Kraft gleich ist Masse mal Beschleunigung.

Es ist also $P = M \cdot \frac{du}{dt}$ die auf die Rakete nach vorwärts übertragene Kraft und $-c \cdot \frac{dM}{dt}$ wäre die gleichgroße Reaktion derselben nach rückwärts. Nun ist aber $P \cdot u =$ Kraft mal Geschwindigkeit die auf die Raketenhauptmasse übertragene Energie in mkg/Sek., und $-c \cdot \frac{dM}{dt} \cdot u$ müßte also eine gleichgroße auf die abgeschleuderte Gasmasse übertragene Energie sein. Man hat also zwei Leistungen hervorgebracht, die nur auf Kosten von umgesetzter Wärmeenergie erzeugt sein können. Es wäre nun unsinnig, behaupten zu wollen, der zweite Energiebetrag, d. i. die Energie der mit der Geschwindigkeit c abgeschleuderten Teilmasse, sei nicht vorhanden oder aus nichts erzeugt worden. Bewegt sich die Teilmasse dM gegen den festen Raum mit der Geschwindigkeit c, so ist ihre Arbeitsfähigkeit einwandfrei $\frac{c^2}{2} \cdot dM$ mkg. Multipliziert man aber Gleichung (3), welche die Kraft darstellt, mit dem in der Zeit dt von der Hauptmasse M zurückgelegten Weg ds, so wird

$$M \cdot \frac{ds}{dt} \cdot du = -c \cdot \frac{ds}{dt} \cdot dM.$$

Nun ist aber $\frac{ds}{dt} = u$, die Geschwindigkeit der Hauptmasse also würde sein $M\,u\,du = -c \cdot u\,dM$, was man auch durch direkte Multiplikation von 1 mit u erhält. Nun kann aber die auf die Teilmasse übertragene Arbeit nicht negativ sein (weil absolut gegen den festen Raum vorhanden), sondern beide Arbeiten, sowohl die auf die Hauptmasse übertragene Arbeit muß ebenso wie die auf die Teilmasse übertragene, aus dem Arbeitsvermögen des verbrannten Treibmittels entnommen werden.

Es muß also der Ansatz nach dem Energieprinzip folgendermaßen lauten:

$$d\left(\frac{Mu^2}{2}\right) + \frac{c^2}{2} \cdot dM = -\,dM \cdot g_0 \cdot \frac{J}{A}, \tag{4}$$

das heißt, die verfügbar werdenden Treibenergien ergeben sich aus der verbrauchten Wärmeenergie. $\frac{J}{A}$ ist die aus dem Wärmeinhalt von 1 kg Treibstoff frei werdende Zahl der mkg und $dM \cdot g_0$ die kg-Zahl, welche der Teilmasse dM entspricht.

Ist nun ferner $c = w - u$ und $w = \sqrt{2 g_0 \cdot \frac{J}{A}}$, womit $\frac{w^2}{2} = g_0 \cdot \frac{J}{A}$, so wird aus (4), wenn man gleichzeitig das Differential von $d\left(\frac{Mu^2}{2}\right)$ bildet:

$$M\,u\,du + \frac{u^2}{2} \cdot dM + \frac{w^2 - 2uw + u^2}{2} \cdot dM = -\,dM \cdot \frac{w^2}{2},$$

woraus auch:

$$\frac{u\,du}{u^2 - u \cdot w + w^2} = -\frac{dM}{M}.$$

Durch Integration zwischen zwei Grenzen (2 und 1) folgt schließlich:

$$\tfrac{1}{2}\,\text{lognat}\,\frac{u_2^2 - u_2 w + w^2}{u_1^2 - u_1 \cdot w + w^2} + \frac{1}{\sqrt{3}}\left[\text{arctg}\,\frac{2u_2 - w}{w \cdot \sqrt{3}} - \text{arctg}\,\frac{2u_1 - w}{w \cdot \sqrt{3}}\right] =$$

$$- \operatorname{lognat} \frac{M_2}{M_1}$$

oder durch Beseitigung der nat. Logarithmen:

$$\frac{M_1}{M_2} = \sqrt{\frac{u_2{}^2 - u_2 \cdot w + w^2}{u_1{}^2 - u_1 \cdot w + w^2}} \cdot e^{\frac{1}{\sqrt{3}} \left[\operatorname{arctg} \frac{2 u_2 - w}{w \cdot \sqrt{3}} - \operatorname{arctg} \frac{2 u_1 - w}{w \cdot \sqrt{3}}\right]} \qquad (5)$$

Ist nun $u_1 = 0$; $u_2 = w$, wobei also $c_2 = 0$ wird, so folgt

$$\frac{M_1}{M_2} = e^{\frac{1}{\sqrt{3}} \left[\operatorname{arctg} \frac{1}{\sqrt{3}} + \operatorname{arctg} \frac{1}{\sqrt{3}}\right]} = e^{0,6} \quad \text{oder} \quad \frac{M_1}{M_2} = 1,82,$$

das heißt die Massenabnahme $M_1 - M_2 = M_1 - \frac{M_1}{1,82} = 0,451\ M_1$ genügt, um eine Geschwindigkeitszunahme bis auf die absolute Austrittsgeschwindigkeit Null herbeizuführen. Die absolute Fahrgeschwindigkeit der Rakete u_2 wäre dann gleich w gleich der relativen Ausflußgeschwindigkeit, welche, wie schon oben angegeben, bei Knallgasladung $w = \sqrt{2 \cdot 9,81 \cdot 3200 \cdot 427} = 5300$ m/Sek. sein müßte.

Von diesem Augenblick ab, das heißt also, wenn eine Geschwindigkeit $w = \sqrt{2 g_0 \cdot \frac{J}{A}}$ der Rakete erreicht wird, ist die Berechnung des Raketenantriebs aus der Verbrennungsenergie nicht mehr möglich und es muß auf **die bei der Verbrennung eintretende Molekularbewegung** eingegangen werden, was in einem folgenden Aufsatz dargelegt werden soll.

Schreibt man Gleichung 4 in der Form:

$$M u \frac{du}{dt} + \frac{u^2}{2} \cdot \frac{dM}{dt} + \frac{c^2}{2} \cdot \frac{dM}{dt} = - \frac{dM}{dt} \cdot g_0 \cdot \frac{J}{A},$$

woraus auch mit

$$c = w - u \quad M u \frac{du}{dt} + \frac{u^2}{2} \cdot \frac{dM}{dt} + \frac{w^2 - 2uw + u^2}{2} \cdot \frac{dM}{dt} = - \frac{dM}{dt} \cdot g_0 \cdot \frac{J}{A}$$

und mit $\frac{w^2}{2} = g_0 \cdot \frac{J}{A}$, durch Division mit u und durch Zusammenfassen:

$$d \frac{(Mu)}{dt} - w \cdot \frac{dM}{dt} = \frac{- \frac{dM}{dt} \cdot g_0 \cdot \frac{J}{A}}{u}. \qquad (6)$$

Hierin ist nun $d \frac{(Mu)}{dt} - w \cdot \frac{dM}{dt}$ die aus der verfügbaren Treibenergie $\frac{dM}{dt} \cdot g_0 \cdot \frac{J}{A}$ gewonnene Kraft, während $- g_0 \cdot \frac{dM}{dt}$ die in der Zeiteinheit verbrauchte Gewichtsmenge Treibstoff G kg/Sek. darstellt. Es ist $- g_0 \cdot \frac{dM}{dt} = + G$. Man kann also schließlich schreiben:

$$d \frac{(Mu)}{dt} + w \cdot \frac{G}{g_0} = \frac{G}{u} \cdot \frac{J}{A} \qquad (7)$$

und man erkennt, daß die auf die Rakete übertragene Kraft mit wachsendem u abnimmt, solange die Relativgeschwindigkeit w nur vom Heizwert J abhängt, was aber, wie ich in einem folgenden Aufsatz zeigen werde, tatsächlich nicht der Fall ist.

Die Hauptsache aber ist, daß der Kraftantrieb der Rakete größer ist, als gewöhnlich angenommen wird, weil die seitliche Änderung der Bewegungsgröße sich aus zwei Beträgen zusammensetzt, und zwar 1. Masse mal Beschleunigung und 2. aus der in der Zeiteinheit ausfließenden Masse mal der Ausflußgeschwindigkeit.

Was nun die Frage der „Erhaltung des Schwerpunkts" anbetrifft, so ist zu beachten, daß der Schwerpunkt des „veränderlichen Punkthaufens" schon vor der Teilung in Bewegung gedacht werden muß. Er ruht keinesfalls dem festen Raum gegenüber. Solange aber verbranntes Gas aus der Raketenhülse ausströmt, wird letztere beschleunigt. Die Betrachtung des Punkthaufens als eine gleichförmig bewegte Masse ist daher höchstens für ein unendlich kleines Zeitelement zweiter Ordnung richtig. Man hat von vornherein auf die Relativverschiebungen in der Raketenröhre zu achten, wenn die Rakete in Bewegung ist, und der Verfolgung von Relativvorgängen sind nur geistig entsprechend geschulte Köpfe gewachsen. **Jedenfalls aber ist ein relativer Energieverbrauch auch stets absolut vorhanden.** Das Energieprinzip bleibt das oberste Gesetz!

Kleine Nachrichten.

Raumfahrt in Räte-Rußland. J. Perelmann.

Ganz zum Schluß des verlaufenen Jahres bildete sich in Leningrad, an der Hochschule für Wegebau, eine „Sektion für Erforschung des Raumfahrtproblems", die sich sowohl Forschungs- wie Aufklärungsziele setzt. Ihre Aufgaben sieht sie im Sammeln der die Raumfahrten betreffenden Materialien, im Durchstudieren der diesbezüglichen Literatur, in dem Ausarbeiten theoretischer Fragen und in der experimentellen Untersuchung des Raketenmotors. Mitglieder der Sektion sind: Professor Rynin und Weigelin (Aviatik), Professor Worobjow (Luftschiffahrt), J. Perelmann (Physik) u. a.

Im Februar a. cr. wurde von der Sektion der erste öffentliche Vortrag: „Die moderne Situation der Raumschiffahrtfrage" veranstaltet, der auch ein großes Auditorium versammelte. Vortragender war J. Perelmann.

Als nächste Aufgabe hat sich die Sektion die Konstruktion eines Gestelles zum Studium der Raketentätigkeit gesetzt.

Raketenfahrt auf dem Nürburgring.

In den Osterfeiertagen fand auf dem Nürburgring die Vorführung eines Raketenwagens statt, der Wagen wurde von Volkhart gesteuert.

Fahrtrouten.

Von Ing. Guido von Pirquet, Wien.

(Fortsetzung.)

Heute soll nur eine kleine Übersichtstabelle eine längere Fortsetzung ersetzen. Hier muß ich noch bemerken, daß im Märzheft die Berechnung der Zeit, die zur Zurücklegung der Hyperbelschleife angegeben war, eine irrige war.

Ich muß mich diesbezüglich entschuldigen, doch werde ich die Berichtigung erst gleichzeitig mit der Saturnreise vorbringen, für welche ich dann ohnehin Hyperbelrouten benötige.

Übersichts-Tabelle (Anm. 1)

	v_i km/Sek.	$Q = \frac{m_0}{m_z} = 10 v_i/7$	m' kg/Sek	m_0 Tonnen	Fahrtdauer min	Kosten Mill. Mk	
Fernrakete	9·6	23·5	320	70	20′—40′	0,14	2. Zeile
Fahrt zur Außenstation: min.	10·6	29/58	870	$\frac{174}{3+3}$		0,35	3. „
Fahrt zur Außenstation: besser		28/48	1000	$\frac{200}{4\cdot2+3}$		0,40	4. „
Fahrt zur Außenstation: noch besser . .		28/33	2500	$\frac{500}{15+3}$		1,0	5. „
ab Außenstation zum							
Mond	8	14	11	45	Tage 5 — x	3,2	6. Zeile
Mond mit Landung .	13	80	60	240	„	17,	7. „
Venus	13	80/120	90	360	~ 680	25,	8. „
Mars	15	130/235	175	700	~ 960	49,	9. „
Rundreise Venus, Mars	24	1600/2400	1700	7200	~ 580	500,	10. „
Jupiter	22	1200/2000	1500	6000	~ 900	420,	11. „

Anm. 1. Die Übersichts-Tabelle bringt die Hauptwerte für die verschiedenen Reisen, wobei v_i „ideelle Geschw.": die Summe der für eine Reise erforderlichen notwendigen Geschwindigkeitsänderungen (brutto).

Q der Gewichtsquotient, Anfangs- durch Endgewicht.

$Q = 10^{v_i/7} + \%$ Proviant; der Exponent $v_i : 7$ gilt für Auspuffgeschw. $c = 4$ km/Sek. und berücksichtigt das Abwerfen der Hülsen.

m' der Startauspuff in kg pro Sekunde.

m_0 das Startgewicht in Tonnen.

Die Kosten, Millionen Mark, sind Näherungswerte.

Zeile 2 bis 5: hier wurde das kg m_0 zu 2 Mk. gerechnet.

Zeile 3: Die kleinste Rak zur Außenstation, mit 3 t Nutzlast und 3 t Leergewicht zur Rückfahrt; daher finden sich auch bei Q zwei Zahlen 29/58, je nachdem 174 durch 6 (Brutto-Nutzlast) oder durch 3 (Netto-Nutzlast) dividiert wurde.

Zeile 6 bis 10: Das Kilogramm zur Außenstation (vorsichtshalber) zu 70 Mk.

Zeile 8 bis 11: Hier wieder bei Q zwei Zahlenwerte, z. B. 80 t ohne und 120 t mit Proviant usw.

Dabei sind nicht die ganzen 40 t Proviant, weil ja die Mitnahme desselben (21 t) die erforderlichen Treibmittel wesentlich erhöht (um 19 t) usw.

Probekapitel aus Ley: „Die Fahrt ins Weltall".

2. Auflage. Verlag Hachmeister & Thal, Leipzig.

Der Werdegang des Raumschiffes.

So sieht das Raketenfahrzeug der Natur aus. Wie sie es erfand, wissen wir nicht, kaum daß wir noch etwas darüber erfahren können, wie denn der Mensch seine künstliche Rakete erfunden hat.

Das ist eine Geschichte ganz eigener Art. Schon im Altertum hatte man das Feuer als Kriegswaffe gekannt, das „griechische Feuer" ist weit über seine Zeit hinaus berühmt geblieben. Bei diesen alten Kriegsfeuern aber handelte es sich, entgegen einer landläufigen Ansicht, um reine Brandmittel, ohne explosive Kräfte. Eines der Mittel, mit denen man das zerstörende Feuer auf den Gegner warf, war der Feuerpfeil, der überall, vom Hellespont bis zum fernen Osten, bekannt und gebräuchlich war. Man wußte auch, mit vollster Kraft durfte man solche Brandpfeile nicht von der Sehne schnellen lassen, sonst blies der Gegenwind die Flamme aus.

So standen die Dinge als man anfing, an den Brandmitteln herumzuexperimentieren. Man setzte z. B. Kochsalz zu, das durch seinen Natriumgehalt die Flamme gelb färbt, und glaubte, die hellere Flamme sei nun auch heißer. Bei diesem Experimentieren mit Salzzusätzen mußte man schließlich auch auf das wirksame Salz des späteren Schießpulvers (das Berthold Schwarz nicht erfunden hat, weil es zu seiner Zeit schon welches gab), den Salpeter, geraten. Diejenigen, die es zuerst taten, weil er in ihrem Lande am offensichtlichsten vorkommt, waren die Chinesen. Nun sprühten und pufften die Kriegsbrandmittel prächtig, als man sie aber in Papierhülsen wickelte, zeigte sich eine nicht immer angenehme Erscheinung.

Erstens war das Zeug noch um vieles gefährlicher geworden. Zweitens, wenn man die Papierhülsen mit dem neuen Brandmittel an die Feuerpfeile band und vorn anzündete, dann war es so, als hielten böse Geister den schon nur mit halber Kraft abgeschossenen Pfeil in der Luft fest. Zündete man die Hülse hinten an, dann flog er jedoch weiter und schließlich flogen bei starken Mischungen die angezündeten Pfeile ganz ohne Bogen weg!

Das war die Geburtsstunde der Rakete, in China um 1130 nach Christi Geburt aus der „Lanze des stürmenden Feuers", wie die poetische Bezeichnung lautet.

Nun die Geburtsstunde des Raumschiffes. Gezeugt wurde es, wenn man das Wort wählen will, als Isaac Newton 1687 den Rückstoß wissenschaftlich formulierte und in einem Vortrage sagte, es würden wohl einmal Rückstoßfahrzeuge durch den leeren Raum fliegen. (Letzteres historisch nicht voll beglaubigt.)

Daß um 1500 der weise Mandarin Wan-Hu ein Flügelgestell mit 47 Raketen darunter baute und mit seinem Apparat explodierte und daß 1720 der zu edle Mynheer s'Gravesande mit einem Rückstoßdampfwagen nicht fuhr, tut nichts dabei zur Sache.

Nach den Congreveschen Kriegsraketenerfolgen nahm jedoch 1841 der Engländer Charles Golightly bereits ein Patent auf ein Rückstoßflugzeug. Ein Entwurf eines Schraubenfliegers, dessen Helikopteren durch Rückstoß gedreht werden sollten, folgte.

Der nächste Erfinder eines Raketenfluggerätes trägt einen bekannten Namen. Es ist Kibaltschitsch, der 1882 Alexander II. ermordete. Als letzte Gnade erbat er die Prüfung seines Entwurfes. Wie es in Rußland heute noch Sitte ist, wurde Kibaltschitsch hingerichtet und zugleich ein Komitee gebildet, das die Pläne für tauglich erklärte [1]).

Bald darauf folgte ein Deutscher, der von Kibaltschitsch und allen anderen keine Ahnung hatte, dafür aber gleich ein wirkliches Raumschiff entwarf. Es war der heute noch als 72jähriger Mann in dürftigen Verhältnissen in Berlin lebende Erfinder Hermann Ganswindt.

Ganswindt, ursprünglich Jurist, hatte als erster die Idee des Freilaufs am Fahrrad, baute als erster ein Hebeschraubenflugzeug, das wirklich flog, verwendete als erster das Fallgewicht beim Flugzeugstart, zeichnete als erster den Ankermast für Luftschiffe und entwarf auch als erster ein Weltenfahrzeug.

Oben, in der Mitte, liegt der Verbrennungsraum, (Ganswindt dachte an Dynamit als Treibstoff), rechts und links die Brennstoffbehälter, unten der Passagierraum. Da Ganswindt glaubte, die Andrucklosigkeit — fälschlich „Schwerelosigkeit" genannt — während der freien Fahrt müsse dem Menschen schaden, wollte er nach Abstellen des Antriebes die untere Trommel um die senkrechte Achse (die Achse des Feuerstrahls) rotieren lassen, so daß die Fliehkraft die während der freien Fahrt unwirksame Schwerkraft ersetzte. Dann wären die runden Seitenfläschen die Fußböden geworden und der Reisende hätte unterwegs den gewohnten Andruck nicht entbehren brauchen, allerdings aber bei dem steten Kreisen auch keine astronomischen Beobachtungen machen können.

Um in Schoppenhauers Redeweise zu sprechen: „Es wird den Verstand dieses Planes niemand, dem es nicht selbst daran mangelt, anzweifeln."

Was wurde aber mit Ganswindt?

Sein Lufschiff wurde abgelehnt, „weil für militärische Bedürfnisse weitaus zu groß" (!). Als er 1893 mit dem Weltenfahrzeug kam, machte das zwa großes Aufsehen, galt aber für leicht verrückt. Für sein Flugzeug wurde gar in Untersuchungshaft wegen Betruges gesperrt.

Dann schwieg man ihn einfach tot; 1917 fand der damalige Kriegsminister auf ein Gesuch nur die Antwort: „Lebt denn dieser Unglücksrabe immer noch?"

Er lebt heute noch, zwölf Jahre später, und wird hoffentlich noch zwölf Jahre leben, um zu sehen, wie sein Weltenfahrzeug Wahrheit wird. —

Ähnlichkeit mit Ganswindt hat in vielen Zügen der Russe Konstantin Eduardowitsch Ziolkowsky, der seit 1895 die Raumfahrt predigt und jetzt in Kaluga seine zahlreichen Schriften neu herausgibt, um für seine Anhänger den Standpunkt festzulegen, den er am Lebensabend einnahm.

Ziolkowsky wollte bereits mit flüssigen Triebstoffen arbeiten und dachte sogar an automatische Steuerung. Er war der erste, der es versuchte und übernahm, alle Folgerungen aus der Weltraumflugidee zu ziehen.

1895 machte in Peru Pedro E. Paulet erste Versuche mit Dauerrückstoßmotoren. Er mußte schließlich ohne Abschluß aufhören, nach der einen Lesart wegen Geldmangel, nach der anderen, weil die Nachbarn gegen den gefährlichen Mann rebellierten.

Um dieselbe Zeit trug sich auch der jetzige Vorsitzende der Wiener „Gesellschaft für Höhenforschung", Dr. Franz von Hoefft, schon mit ersten Plänen. In Schweden arbeitete der Astronom Birkeland experimentell am Raumschiff, in Deutschland beschäftigte sich Wilhelm Gaedicke (Ing. Crassus) mit Raketenflugzeugen. In Frankreich — wir stehen jetzt in der Zeit vor dem Kriege — arbeiteten Robert Esnault-Pelterie, René Lorin,

[1]) Abgedruckt in Rynius Buch Band III Seite 39 ff.

René Quinston, Rudolphe Soreau, in Amerika auch damals schon Robert Hutchins Goddard. Seit 1907 beschäftigte sich Hermann Oberth mit dem großen Problem, ebenso Walter Hohmann. In Petersburg gab es sogar eine rege Debatte mit Esnault-Pelterie und Ziolkowsky. In Moskau zeichnete der Verfechter beflügelter Raumschiffe Friedrich Arturowitsch Zander seine ersten Pläne, und als man international so weit war — schlug der Weltkrieg alles in Stücke.

Die Raketenleute, die gemeinsam das All erobern wollten, stellten ihre Flugzeuge und Explosivstoffe gegeneinander in Dienst.

So vollständig war der Rückschlag, daß man alle Arbeiten vollkommen vergaß. Als Goddard 1919 als erster wieder hervortrat, hörte man ihn kaum. Natürlich nahm jeder seine Lieblingsgedanken über Krieg und Revolution mit hinüber, aber jeder blieb ganz für sich.

Erst 1923 kam die große Erweckungsfanfare. Diesmal weder aus Berlin, noch aus Moskau, New-York, London, oder Paris, sondern vom Balkan her.

Hermann Oberth hatte in der Stille seiner siebenbürgischen Heimat Zeit zur Vollendung all seiner Ideen gefunden. Ohne von den anderen mehr zu kennen als die Namen und auch die waren ihm größtenteils noch fremd. Damals. So reifte denn in Muße das Werk heran, das das große Problem in exakter Ausführung der verwunderten und sich sträubenden Welt der Wissenschaft darbringen sollte.

Aber — kein Verleger wagte, das Buch, die „Rakete zu den Planetenräumen“, drucken zu lassen, ohne vom Autor Zubuße zu fordern. Das konnte Oberth nicht, zumal Deutschland inzwischen wieder eine Festwährung erhalten hatte, während er sein Gehalt in niedriger Valuta erhielt. Wer aber sollte so an ihn glauben, daß er für ihn, den siebenbürgischen Schulprofessor, Druckkostenzuschüsse zahlte? Nur ein Mensch konnte es tun, seine Frau. Ihr Erspartes ermöglichte die Drucklegung — und gleich hinterher tat die ganze Welt so, als habe sie seit Anbeginn nur auf dies Buch gewartet.

Wie kann ich als Mitglied die Arbeit am Raumfahrtproblem fördern?

Das ist je nach den Verhältnissen außerordentlich verschieden. Bei dem Willen zu fördern wird jeder etwas finden, wodurch er dieses gewaltige Kulturproblem seiner Verwirklichung näher bringt. Und diese Mitarbeit ist bei den unvergleichlich großen Erfordernissen, die das Raumschiff an die Menschheit stellt, unbedingt notwendig.

Zunächst etwas Negatives. Kaum förderlich ist die technische Zersplitterung, besonders dann, wenn sie in eine größere oder kleinere Spielerei ausartet, ohne uns neue Erkenntnisse zu liefern.

Häufig bringen Zeitungen und Zeitschriften, besonders wenn es außen etwas still ist, ablehnende Artikel über das Raumfahrtproblem mit immer denselben alten Einwänden, die schon dutzendmal widerlegt worden sind, und die die Verfasser selbst nicht bringen würden, wenn sie sich einigermaßen in der Literatur umgesehen hätten. Auch von der Existenz des Vereins und dieser Zeitschrift haben diese Artikelschreiber meist keine Ahnung. Es ist unmöglich, all den Unsinn, wie er erst kürzlich wieder durch den Berliner Rundfunk und in der Kölnischen Illustrierten Zeitung verbreitet worden ist, zu widerlegen, es gibt genug positive Arbeit zu leisten, die unsere erste Aufgabe sein muß. Hier können uns die Mitglieder gute Dienste leisten. Nicht dadurch, daß sie Entgegnungen schreiben, welche die Blätter in der Regel ablehnen, sondern indem sie ihren Unwillen über derartige Artikel den Redaktionen zum Ausdruck bringen und auf den Verein hinweisen, dessen mühevolle, aufopfernde Tätigkeit für den Kulturfortschritt man nicht durch derartige oberflächliche Artikel beeinträchtigt sehen will. Die Blätter werden sich für künftige Artikel schon merken, daß sie damit ihre Leser ärgern.

Die Hauptmitarbeit der Mitglieder besteht jedoch in der Werbetätigkeit. Im Laufe von 2 Jahren haben wir ja immerhin Erfahrungen genug sammeln können, um zu wissen, welche Arten der Werbung für uns in Betracht kommen. Kostspielige Reklame durch Inserate, Plakate, Kinoreklame u. dgl. unpersönliche Werbung hatte nur geringen Erfolg. Dagegen hatte die Mitgliederwerbung im Anschluß an Vorträge und der Hinweis in Büchern stets guten Erfolg. Unsere meisten Mitglieder verdanken wir jedoch der Werbetätigkeit unserer Mitglieder von Person zu Person im Bekanntenkreis. Es bedarf keiner besonderen Fähigkeiten, einen Freund oder eine Freundin zum Beitritt zu veranlassen. Jedes Mitglied sollte es sich vornehmen, etwa jeden Monat ein neues Mitglied dem Verein zuzuführen. Wir brauchen nicht auszuführen, was das bei über 600 Mitgliedern bedeutet. Gerade damit kann uns jedes Mitglied ganz unschätzbare Dienste leisten, und es sollte jeder darin seine Hauptaufgabe erblicken, durch die er die Sache des Raumschiffes in ganz außerordentlicher Weise fördern kann.

Quittungen.

Den Mindestbeitrag von 5 RM. übersteigende Beiträge gingen ein von Pohl-Berlin-Wilmersdorf 6 RM.; Ingenieur Sternfeld-Paris 6 RM.; Diplom-Kaufmann Thiele-Greppin 6 RM.; Ingenieur Potocnik-Wien 7 RM.; Gymnasialprofessor Rapf-Nowy Sacz 7 RM.

Der Verein dankt allen, die das Werk der Raumschiffahrt auf diese Weise fördern. Die den Mindestbetrag übersteigenden Beiträge werden dem Versuchsfonds zugeführt.

WERBEN, WERBEN, NOCHMALS WERBEN!

Herausgeber: Johannes Winkler, Breslau 13, Postschließfach 11. Fernsprecher Breslau 30885. Postscheckkto.: Breslau 26550. (Postscheckkto. d. 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.