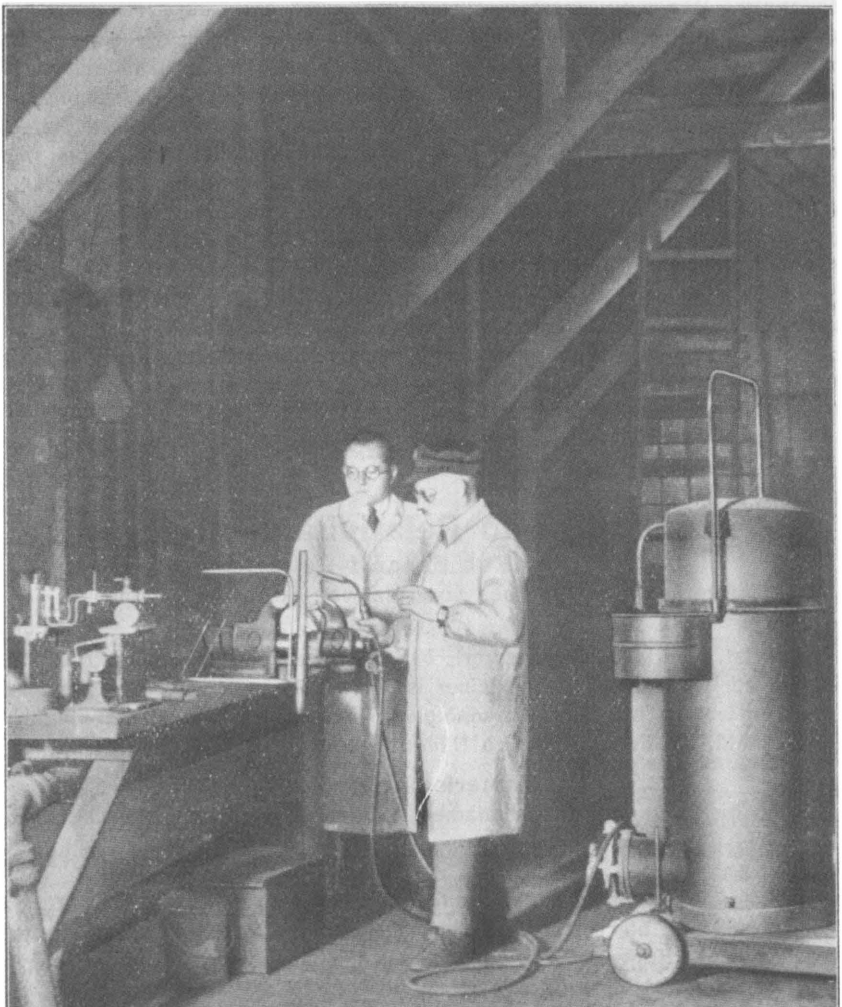
Die Rakete

Zeitschrift des Vereins für Raumschiffahrt E. V.



Bei praktischer Arbeit am Raketenproblem.

Nr. 9. Breslau, 15. September 1928 2. Jahrg.

Raketenmotor mit flüssiger Luft.

Unter dieser oder anderer Überschrift ging im vergangenen Monat eine Pressenotiz über Raketenversuche des Vereins für Raumschiffahrt durch die Zeitungen. Wir sind unseren Mitgliedern wohl eine kurze Erklärung hierzu schuldig. Ohne auf alle Unrichtigkeiten der Darstellung einzugehen, möchten wir nur soviel feststellen, daß die Versuche nicht vom Verein, sondern von einem Vorstandsmitglied unternommen worden sind, dem die Firma Autobauer, Breslau-Carlowitz, in liebenswürdiger Weise die Maschinen ihres Betriebes zur Anfertigung von Versuchsapparaten zur Verfügung gestellt hat und dessen Inhaber tatkräftig dabei mitgewirkt hat. Daß hier ein neuer Motor erfunden worden sei, trifft keineswegs zu, es handelt sich um nichts anderes, als um die praktische Arbeit an der Rakete für flüssige Triebstoffe, die auf dem Papier längst erfunden ist. Für die Versuche wurde nicht flüssige Luft, sondern flüssiger Sauerstoff verwendet.

Wer einmal experimentiert hat, weiß, wie unendlich zeitraubend solche Versuche sind und wie froh man ist, wenn eine Schwierigkeit nach der andern durch zähe Arbeit allmählich überwunden wird. Unsere Mitglieder werden zur gegebenen Zeit Näheres darüber erfahren, einstweilen nur ein Einblick in die stille Arbeit. (Vergleiche das Titelbild.)

Astronautik und Relativitätstheorie. (Anm. 1)

Von Rob. Esnault-Pelterie.

Aus dem Französischen übersetzt von Johannes Winkler.

(Fortsetzung.)

Es ist äußerst bemerkenswert, daß die scheinbare Dauer der Fahrt in dem System der Raumfahrer stets kleiner ist als sie sich nach der klassischen Mechanik ergibt, in welcher die Lichtgeschwindigkeit überschritten werden kann, und zwar um so mehr, als Entfernung und Dauer zunehmen.

Numerische Resultate.

Um die Rechnung zu vereinfachen, wählen wir als Längeneinheit eine Strecke $L = \frac{c^2}{g} = 9{,}18 \cdot 10^{17}$ cm $= 918 \cdot 10^{10}$ km. Diese Einheit hat den Vorteil, daß sie der astronomischen Einheit, dem „Lichtjahr", sehr nahe kommt, das $9{,}467 \cdot 10^{17}$ cm ist.

Ich will nun die verschiedenen Zeiten vergleichen, die erforderlich sind, um eine bestimmte Entfernung in dem System des Beobachters, von dem die Raumfahrer abgereist sind, zurückzulegen, und zwar:

Anm. 1. Eine gemeinverständliche Einführung in die Einsteinsche Relativitätstheorie findet der Leser im Ergänzungsheft des vorigen Jahrgangs dieser Zeitschrift, das noch einzeln zum Preise von 50 Pf. nebst 10 Pf. Versandspesen zu haben ist. Für die wissenschaftliche Beschäftigung empfehlen wir: Fortschritte der mathematischen Wissenschaften in Monographien. Herausgegeben von Blumenthal, Heft 2. Lorentz, Einstein, Minkowski. Das Relativitätsprinzip. (Teubner, Leipzig.)

T nach der Formel (29), die Zeit, welche sie glauben messen zu müssen, wenn sie die Gesetze der Relativitätstheorie nicht kennen,

t die Zeit, welche sie in dem System des Beobachters wirklich messen,

t die Zeit, welche sie in dem mit dem Raumschiff verbundenen System wirklich messen.

Alle diese Zeiten sollen in tropischen Jahren à $3{,}1556 \cdot 10^7$ Sekunden angegeben werden.

X =	L	2 L	5 L	10 L	100 L	1000 L	10000 L
T =	1,3675	1,9348	3,0585	4,325	13,675	43,25	136,75
t =	1,674	2,735	5,720	10,59	97,68	968	9670
t′ =	1,275	1,708	2,400	2,992	5,143	7,370	9,600

Man sieht den erstaunlichen Gewinn, nicht nur in bezug auf die Dauer im System 0, sondern auch für die „euklidische" Dauer, bei welcher vorausgesetzt ist, daß die Lichtgeschwindigkeit überschritten werden kann.

Es scheint, als ob die Geschwindigkeit im Raum damit auf irgendeine Weise für „eine Geschwindigkeit in der Zeit" sorgt, aber leider mit einer einzigen möglichen Richtung: in die Zukunft.

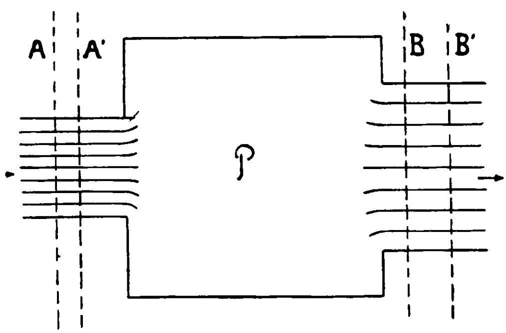
Arbeit und Materieverbrauch.

Das System des Beobachters sei jetzt das des Raumschiffes, und das bewegte System sei von Anfang an verbunden gedacht mit einem bestimmten Atom (Elektron oder Kern).

Es läßt sich hier Gleichung (13) anwenden, und der Antrieb hat in dem System des Raumschiffes in jedem Augenblick den Ausdruck

$$F \cdot d\,t = d\left(\frac{m_0}{\alpha}\,\frac{d\,x}{d\,t}\right). \qquad (13)$$

Bezeichnet man mit v die Endgeschwindigkeit der Teilchen bei der Ausschleuderung aus dem Motor und erwägt man, daß er unter dauernder Regulierung arbeitet, so ist es leicht, den Antrieb anzugeben, den er in jedem Augenblick dem Raumschiff erteilt.



Es sei nun eine bestimmte Zahl ν von Atomen betrachtet, die zur Zeit t zwischen zwei Ebenen A und B eingeschlossen sind, und zwar normal zur Richtung der Bewegung und fest in bezug auf den Reaktionsmotor.

A ist eine Ebene, welche die Masse oder die Teilchen mit einer sehr geringen Geschwindigkeit durchschreiten, solange B eine Ebene ist, welche von den Teilchen mit ihrer Abschleuderungsgeschwindigkeit v durchschritten wird.

Die ν Teilchen, welche sich zur Zeit t zwischen den beiden Ebenen A und B befinden, mögen sich zur Zeit $t + \delta t$ zwischen den beiden unendlich benachbarten Ebenen A′ und B′ befinden.

Erwägt man, daß eine dauernde Beeinflussung stattfindet, so ist die Zahl der zwischen den Ebenen A′ und B eingeschlossenen Atome in beiden Fällen und in jedem der Volumenelemente, welche diese beiden Ebenen begrenzen, dieselbe. Es ergibt sich hier dieselbe Zahl von bewegten Atomen, beziehungsweise von derselben Geschwindigkeit. Die Bewegungsgröße von diesem gemeinsamen Teil hat sich also in keiner Weise geändert.

Für die Folge sei noch gesagt, daß die Zahl der Atome zwischen den Ebenen A und A einerseits und B und B′ andererseits dieselbe ist. Ich will ihre Gesamtmasse im Zustand der Ruhe δm_0 nennen.

Alles geht schließlich so vor sich, als ob die Masse δm_0 während des Zeitintervalls δt sich im Vergleich zur Geschwindigkeit v mit einer Geschwindigkeit praktisch $= 0$ bewegt hätte. Die Bewegungsgröße ist also unabhängig von dem Gesetz $F = f(t)$. Demnach ist es gestattet mit (13) zu rechnen, wie wenn F konstant und gleich seinem mittleren Werte wäre. Die Summierung während eines Zeitelements δt in Verbindung mit der Erwägung, daß $dx/dt = v$ ist, ergibt

$$F \cdot \delta t = \frac{\delta m_0}{\alpha} v. \tag{13a}$$

Nun ist aber

$$\frac{v}{\alpha} = \frac{1}{\sqrt{\frac{1}{v^2} - \frac{1}{c^2}}}. \tag{36}$$

Setzt man ferner

$$\frac{\delta m_0}{\delta t} = \mu_0, \tag{37}$$

so erhält man

$$F = \frac{\mu_0}{\sqrt{\frac{1}{v^2} - \frac{1}{c^2}}}. \tag{38}$$

Andererseits erhält man, indem man das Element der während eines Zeitelements verbrauchten Arbeit durch δt dividiert, nach der klassischen Formel für die Arbeit den Ausdruck der aufgewendeten Energie

$$P = \mu_0 c^2 t \left(\frac{1}{\sqrt{1 - \frac{v^2}{c^2}}} - 1 \right) \tag{39}$$

Ebenso ist es interessant, die Energie zu schätzen, die erforderlich ist, um die Einheit der Rückstoßkraft zu erzeugen; sie ist

$$\frac{P}{F} = c^2 \left(\frac{1}{v} - \sqrt{\frac{1}{v^2} - \frac{1}{c^2}} \right). \tag{40}$$

Man sieht aus diesen Formeln, daß, wenn die Geschwindigkeit von 0 auf c wächst und die Ausstoßmasse konstant ist, die Kraft F von 0 auf ∞ und der Quotient P/F von 0 bis c wächst.

Rückstoß durch „Ausschleuderung von Energie“. — Aus der klassischen Gleichung

$$F \cdot dt = \frac{dW}{c} \tag{41}$$

erhält man direkt

$$F = \frac{P}{c}, \quad \frac{P}{F} = c. \tag{41a}$$

Dies ist genau die obere Grenze dieser Beziehung für den Fall einer Ausschleuderung von Teilchen.

Für die Krafteinheit erforderliche Ausstoßmasse.

Ausschleuderung von Materie. — Die Gleichung (38) liefert unmittelbar

$$\frac{\mu_0}{F} = \sqrt{\frac{1}{v^2} - \frac{1}{c^2}}. \tag{42}$$

„Ausschleuderung von Energie.“ — Ist die Masse der Energie

$$m = \frac{W}{c^2}, \tag{43}$$

so ergibt sich daraus unmittelbar

$$\mu_0 = \frac{P}{c^2} \tag{44}$$

und nach (41)

$$\frac{\mu_0}{F} = \frac{1}{c}. \tag{45}$$

Man sieht, daß im Falle der Materie, wenn v von 0 bis c variiert, der zur Erzeugung der Krafteinheit erforderliche Auswurf von ∞ auf 0 abnimmt, während er bei der Energie konstant gleich 1/c ist, ein Wert, der im ersten Falle bei $v = c/\sqrt{2}$ erreicht ist, der stark überboten wird durch die von den radioaktiven Körpern emittierten Elektronen, aber nicht im entferntesten erreicht wird von den α-Strahlen.

Verbrauch bei konstanter Beschleunigung in dem System des Raumschiffes.

Es sei m_0 die jeweilige Masse des Raumschiffes in seinem eigenen System, d. h. seine jeweilige Ruhemasse, deren Anfangswert M_0 sei. Die Bedingung einer konstanten Beschleunigung in dem System des Raumschiffes läßt sich schreiben in der Form

$$\Gamma = \frac{F}{m_0}, \tag{46}$$

das ist nach (38)

$$\Gamma = \frac{\mu_0}{m_0} \cdot \frac{1}{\sqrt{\frac{1}{v^2} - \frac{1}{c^2}}} \tag{47}$$

oder

$$\mu_0 = m_0\, \Gamma \sqrt{\frac{1}{v^2} - \frac{1}{c^2}}. \tag{48}$$

Andererseits entspricht die ausgegebene Energie, die eine Masse hat, einem Massenverbrauch, der unter Anwendung von (44) und (39) zum Ausdruck hat

$$\mu_1 = \frac{P}{c^2} = \mu_0 \left(\frac{1}{\sqrt{1 - \frac{v^2}{c^2}}} - 1 \right). \tag{49}$$

Daraus ergibt sich die gesamte Ausstoßmasse zu

$$\frac{-\,dm_0}{dt} = \mu_0 + \mu_1{}' = m_0\, \Gamma \sqrt{\frac{1}{v^2} - \frac{1}{c^2}} \left(\frac{1}{\sqrt{1 - \frac{v^2}{c^2}}} \right) \tag{50}$$

oder

$$\frac{-\,dm_0}{dt} = m_0 \frac{\Gamma}{v}, \quad \frac{-\,dm_0}{m_0} = \frac{\Gamma}{v}\, dt, \tag{51}$$

woraus mit der Anfangsbedingung $m_0 = M_0$ für $t = 0$ folgt

$$\frac{m_0}{M_0} = e^{-\frac{\Gamma}{v} t}. \tag{52}$$

Ausschleuderung von Energie allein. — Es besteht Gleichung (46) und nach (45) hat man

$$\Gamma = \frac{\mu_1 c}{m_0} \tag{53}$$

und daraus

$$\frac{-\,dm_0}{dt} = \mu_1 = \frac{m_0\, \Gamma}{c}, \tag{54}$$

oder

$$\frac{-\,dm_0}{m_0} = \frac{\Gamma}{c}\, t \tag{55}$$

und endlich

$$\frac{m_0}{M_0} = e^{-\frac{\Gamma}{c}\, t}. \tag{56}$$

Es ergibt sich daraus, daß der Materieverbrauch bei der Massenausschleuderung immer erheblich größer ist als bei der Energieausschleuderung; diese letztere stellt die Grenze dar, gegen welche die erstere neigt, wenn die Ausschleuderungsgeschwindigkeit sich der Lichtgeschwindigkeit nähert. (Fortsetzung folgt)

Fahrtrouten.

Von Ing. Guido von Pirquet, Wien

(Fortsetzung.)

V. Die Fahrt zum Mars.

Die Reise zum Mars bietet im wesentlichen keine größeren Schwierigkeiten als die zur Venus (Anm. 1).

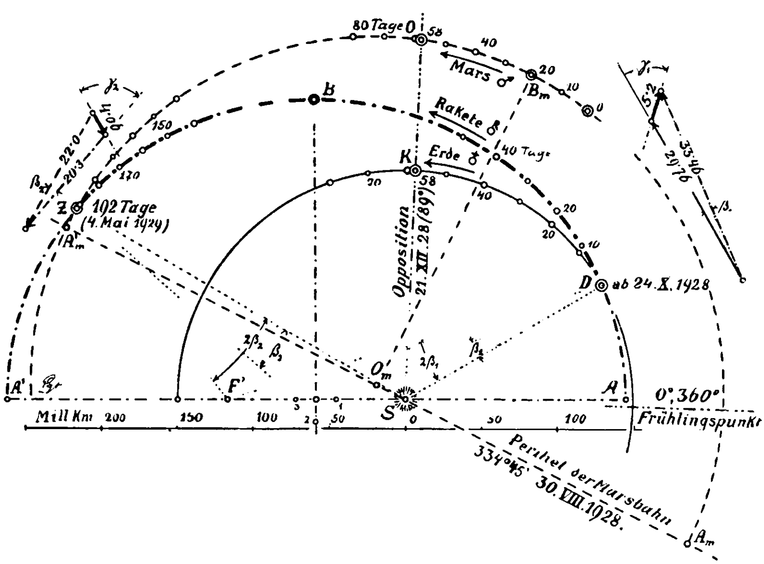


Fig. 8.

Anm. 1. Nur ist hier infolge der beträchtlichen Exzentrizität der Marsbahn (9%) — die Anordnung der Fahrtroute für die Benutzung einer bestimmten Opposition zur ganzen Reise erheblich schwieriger als für die Venus.

Eine detaillierte Erklärung der Zeichnung findet sich in der Fußnote (Anm. 2).

Die Ermittlung oder — man könnte auch sagen — „Konstruktion" der ganzen Anordnung kann in diesem kurz gehaltenen Aufsatz nur andeutungsweise vorgeführt werden.

Die nächste **Opposition des Mars** findet am **21. Dezember 1928** statt, sie fällt also astronomisch auf 89° Länge (Anm. 3). Die Lage des Perihels der Marsbahn fällt auf die Länge 324° 45′ (30. August 1928); durch letzteres ist die Lage der großen Achse A_m A'_m der Marsbahn festgelegt.

Nun muß die Lage der großen Achse der Raketenbahn A A′ so angeordnet werden, daß für einen Start ab Erde in einem Punkte D die Rakete (auf der Optimalroute) und der Mars gleichzeitig den Punkt Z erreichen (Anm. 4).

Es kann nunmehr schon zu den Resultaten, das ist zur Ermittlung der erforderlichen Gewichtsquotienten (Q = Anfangsgewicht durch Endgewicht), übergegangen werden.

Anm. 2. Schwerezentrum: die Sonne S, äußere Ellipse: Marsbahn mit der großen Achse A_m A'_m und den Halbachsen:

$$a = A_m O_m = 228 \times 10^6 \text{ km}$$
$$b = B_m O_m = 227 \times 10^6 \text{ „}$$
$$e = S\ O_m = 21 \times 10^6 \text{ „}$$

Dabei liegt A_m A'_m astronomisch in der Richtung 334° 45' und ferner die Opposition unter 89° Länge. Der Kreis mit dem Zentrum S ist die Erdbahn.

Für die Raketenbahn auf einer Optimalkurve O mit dem Öffnungswinkel

$$\sphericalangle\ DSZ = \pi - 2\alpha = 120^\circ$$

ergeben sich nun folgende Werte für die Halbachsen usw.:

große Halbachse	a	$= AO =$	204×10^6 km
kleine Halbachse	b	$= BO =$	196×10^6 „
Exzentrizität	e	$= SO =$	58×10^6 „
Perihelradius	r_p	$= SA =$	145×10^6 „

Bei D muß die Rakete die Erde verlassen (**Abreise 24. Oktober 1928**), das ist 58 Tage vor der Opposition.

In 192 Tagen erreicht die Rakete die Marsbahn bei Z, also am **4. Mai 1929 Ankunft.**

Aus Zeichnung und Rechnung ergeben sich die rechts und links der Hauptfigur untergebrachten Geschwindigkeitsdreiecke für Start und Ankunft.

Wir erhalten für D

v_e = 29,76 km/Sek. Geschw. der Erde
v = 33,46 „ „ „ Rakete
β_1 = 6° 35' und also:
v_r = 5,2 km/Sek. in der Richtung
γ_1 = — 47°.

Ebenso für den Punkt Z

v_m = 22,0 km/Sek. Geschw. des Mars
v = 2J,3 „ „ der Rakete
β_2 = 11° und also:
v_r = 4,06 km/Sek. in der Richtung
γ_2 = 71°.

Anm. 3. Die astronomische Länge wird vom Frühlingspunkt (der Erdbahn) aus nach links gemessen. Das große lateinische W der Kassiopeia zeigt mit ihrem oberen rechten Stern diese Richtung im Sternengezelt an.

Anm. 4. Dabei wird $b^2 = 2a\, r_p \left(1 - \frac{r_p}{2a}\right)$ und die Umlaufszeit $U = \left(\frac{a}{r_p}\right)^{3/2}$ ergibt den Wert von 607,4 Tagen für den vollen Umlauf, wovon 191,7, also rund 192 Tage auf die Strecke von D bis Z entfallen.

Für die Marsbahn wurde die Bahnzeit für den Quadranten A'_m S B_m bestimmt, die Wege von 10 zu 10 Tagen auf der Erdbahn ergeben sich durch Auftragen der Wegstrecken von 25,7 Millionen km; die Wegstrecken für den Mars wurden nicht von Z zurück bestimmt, sondern vom Punkte B_m aus (dem Endpunkte der kleinen Halbachse) der Marsbahn aufgetragen. Dabei ergab sich für B_m - Rakfahrt 191,7 Tage, Marsbahn-Quadrant ab Z bis B_m 169,8 Tage, daher Marsweg vor B_m 21,9 Tage. Dadurch ist die Genauigkeit der Ermittlung der Oppositionslage (58 Tage) eine hinreichend große. Die Schwierigkeit der Anordnung beruht darauf, daß die Lage der Opposition von der bereits vorher angenommenen Lage der großen Achse einen Winkel von $89^\circ + 25\frac{1}{4}^\circ = 114^\circ\ 15'$ einschließen muß.

a) **Start ab Erde:**

$v_r = 5 \cdot 2, \; v_r^2 = 27$

$v_a^2 = 125, + 27, = 152,$

$v_a = \sqrt{152}, + \cdot 15 = 12 \cdot 32 + \cdot 15$

$= \mathbf{12 \cdot 50}$ km/Sek.

b) ab **Mond** (Anm. 1):

$4 \cdot 2$ bis $6 \cdot 2 = 17 \cdot 6$ bis $38 \cdot 4$

$5 \cdot 7 + 2 \cdot 1 = 7 \cdot 8$ (Anm. 2)

($17 \cdot 6$ bis $38 \cdot 4$) $+ 7 \cdot 8 =$

$v_a^2 = 25 \cdot 4$ bis $46 \cdot 2$

v_a = **$5 \cdot 04$ bis $6 \cdot 8$ km/Sek.,** allgemein, in unserem speziellen Fall aber

$v_a = \mathbf{5 \cdot 2.}$

c) ab **Außenstation:**

$\frac{125}{3} + 27 = 41 \cdot 7 + 27 = 68 \cdot 7 = v_t^2$

$v_t = \sqrt{68 \cdot 7} = 8 \cdot 3$ km/Sek.

$v_m^2 = \frac{125}{6} = 20 \cdot 83, \; v_m = 4 \cdot 56$

$v_a = v_t - v_m = \mathbf{3 \cdot 73}$ km/Sek.

d) Ankunft an Mars,

Einlanden in eine kreisförmige Umfahrungsbahn im Abstande $R = 3\,R_0$.

Laut Planetentabelle S. 74 hat der Mars ein Oberflächenpotential $E_{n_0} = 25{,}4$ (gegen 125, für Erde); wir haben also für v_r (bei Z)

$v_r = 4 \cdot 06, \; v_r^2 = 16 \cdot 5$

$v_t^2 = \frac{25{,}4}{3} + 16 \cdot 5 = 8{,}5 + 16{,}5 = 25$

$v_t = \sqrt{25} = 5$

$v_m^2 = \frac{25{,}4}{6} = 4{,}23, \; v_m = 2 \cdot 055$

$v_z = 5 \cdot 0 - 2 \cdot 0 = \mathbf{3 \cdot 0}$ km/Sek.

	ab Erde	ab Mond	ab Außenstation
Start v_a	12 · 8	7 · 3	3 · 73 km/Sek.
an v_z	3	3	3 „
ab v_z ~	3	3	3 „
Ankunft	4 · 5	5 · 2 (bis 6 · 8)	3 · 73 „
v_i netto	23 · 3	18 · 5 („ 20 · 1)	13 · 46 „
+ 10% Zuschlag . . .	**25 · 6**	**20 · 4 („ 22 · 1)**	**14 · 8 v_i** km/Sek.
Exponent $v_i/7$	3 · 66	2 · 9 („ 3 · 16)	2 · 1
Gewichtsquotient Q netto	4640	1740	130
+ 60, 70, 80% für Proviant	2780	1220	104
Q effektiv	**7400**	**3000**	**235**

Rekapitulation:

Wir hatten also bisher für die Reisen (Hin- und Rückfahrten) für eine Auspuffgeschw. $c = 4$ km/Sek. für die Reisen zum Mond, Venus und Mars folgende Resultate für die erforderlichen Gewichtsquotienten und Geschwindigkeiten:

Anm. 1. Wir können hier im allgemeinen nicht damit rechnen, den Start ab Mond in der Richtung des vorwärts kreisenden Mondes zu vollziehen, weil ja der Start an einem bestimmten Tag erfolgen muß, und für den günstigen Start, eben „in der Richtung des vorwärts kreisenden Mondes", nur während ca. einer Woche im Monat vollzogen werden könnte.

In unserem speziellen Fall aber liegt die Sache recht günstig, da am 28. Oktober 1928 Vollmond ist, und daher am 21. Oktober die Richtung der Mondbewegung ziemlich genau mit der gewünschten Richtung — 47° gegen die Erdbahn übereinstimmt. Wir können hier also den Wert $v_a \sim 7 \cdot 3$ km/Sek. ansetzen.

Anm. 2. $5 \cdot 7 + 2 \cdot 1 = 7 \cdot 8$ für die Überwindung der Schwerefelder von Mond und Erde, siehe genauer Rakete Seite 118.

	v_i ab Erde	v_i ab Mond	v_i ab Außenstation	ab Erde	ab Mond	ab Außenstation
zum Mond .	19 · 1		**7 · 0**	540		**10**
zur Venus .	23 · 9	15 · 7	**13 · 0**	3200	210	**90**
zum Mars .	25 · 6	22 · 7	**14 · 8**	7400	**3000**	**235**
	v_i km/Sek.			Gewichtsquotienten Q		

VI. Die Außenstation.

Wir können aus diesen wenigen nüchternen Zahlen die ungeheure Bedeutung der Außenstation für die Zwecke der Kosmonautik ermessen.

Zu diesen günstigen Gewichtsquotienten kommt noch der Umstand, daß wir für einen Start ab Außenstation keine so hohen Werte für die Beschleunigung anzuwenden brauchen, wie ab Erde ($\gamma \sim 3$ bis $4\,g_0$). — Dies ist nicht nur von physiologischer Bedeutung, sondern ganz speziell auch deshalb, weil dadurch die sekundlich erforderliche Brennstoffmenge wesentlich aus 3 Gründen herabgesetzt werden kann, welche sonst für den Start ab Erde für die größeren Formate der Rückstoßflieger geradezu unerfüllbar hohe Werte annehmen müßten. Diese 3 Gründe, **die auch Oberth im neuen Buch „Die Möglichkeit der Weltraumfahrt" Seite 233 vorbringt,** sind folgende:

Vorzüge der Außenstation:

1. kann das Agregat **erheblich leichter** sein (siehe die Gewichtsquotienten der obigen Vergleichstabelle);

2. kann die verwendete **Beschleunigung** hier auch **kleiner** sein als die **Erdbeschleunigung** g_0, da wir uns ja schon in einer Mondbahn befinden und wir hier für die Beschleunigungsstrecke (ähnlich der Synergiekurve) einen langen Bogen, der z. B. für 40^0 bis 60^0 schon 2 bis 3 R_0 Länge aufweist. Wir können also für $v_i \sim$ **4 km/Sek.** mit einem $\gamma \sim 0 \cdot 1 g_0$ auskommen;

3. haben wir ja keine Startgeschwindigkeiten von **ca.** 12 km/Sek. zu erzeugen, sondern nur für die Differenz**beträge** zwischen der Mondgeschwindigkeit 4 · 56 km/Sek. und den erforderlichen Tangentialgeschwindigkeiten aufzukommen $v_a = v_t - v_m$, für die Fahrt zum Mond, Venus und Mars fanden wir für dieses v_a · die Werte **2 · 1, 3 · 14** und **3 · 7** km/Sek.

4. Hinzu kommt noch folgender schwerwiegende Vorzug: Bei einer Stufe muß während des Brennens das vorhandene Gesamtgewicht z. B. von 5 auf 1 herabgehen. Wenn wir nun mit einer Beschleunigung $\gamma a = 3 g_0$ arbeiten (Start ab Erde) — müssen wir beständig die sekundliche Auspuffmenge G_s reduzieren — weil wir ja sonst bei gleichbleibenden Auspuffmengen am Ende der Stufe ein $\gamma = 15 g_0$ hätten, was aus physiologischen Gründen unzuläßlich ist.

Wenn wir aber — wie beim Start ab **Außenstation** — mit einem $\gamma a = 0 \cdot 1 g_0$ anfangen, können wir ruhig die sekundliche Auspuffmenge G_s für die Brenndauer einer ganzen Stufe **konstant** lassen, weil wir ja die Beschleunigung γ **ruhig** von $0 \cdot 1 g_0$ auf $0 \cdot 5 g_0$ **ansteigen lassen können.** Dies bedeutet aber eine wesentliche Vereinfachung der Apparatur und eine bessere Ausnützung des ohnehin hier geringeren Gewichtsbedarfes für den Ofen (Verbrennungsraum) und die Düsen.

Der **Mond** aber bietet gegen alle diese Vorzüge durch die bloße Tatsache seines Vorhandenseins **kein** annehmbares Äquivalent. Und zwar aus folgenden Gründen:

1. die Landung auf demselben ist durch sein Schwerefeld schwierig und mit einem großen Gewichtsaufwand verbunden;

2. seine Umlaufsgeschwindigkeit von $1 \cdot 02$ km/Sek. ist zu gering, um uns wesentliche Vorteile bieten zu können;

3. seine Umlaufszeit ist zu groß (zirka 1 Monat, genau 27,4 Tage) um eine Einteilung der tangentialen Abfahrt oder Ankunft bezüglich die Mondbahn stets durchführen zu können. Dies wäre, wie bereits in Fußnote 1 Seite 4 erörtert, für eine bestimmte Richtung nur für zirka 1 Woche pro 1 Monat anwendbar und ist daher kosmonautisch **vollständig unverwendbar.**

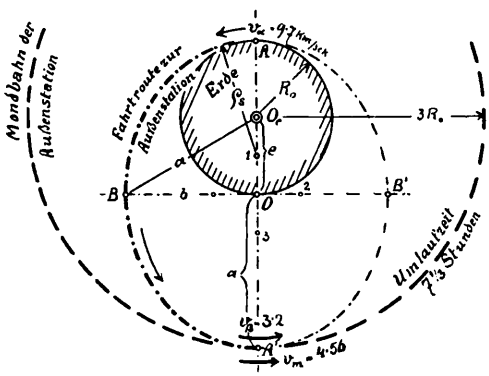


Fig. 9

Alle diese Umstände scheinen derartig zwingend für den Bau der Außenstation sogar schon **vor** Inangriffnahme der Mondreise zu sprechen, daß hier die Außenstation, und zwar speziell betreffend den fahrtechnischen Aufwand für den Bau derselben kurz erörtert werden soll.

Die Berechnung der fahrtechnischen Einzelheiten für die Fahrtroute zur Außenstation ist an der Hand der Figur 9 hinlänglich einfach.

Wir erhalten hier folgende Werte:

$a = 2 R_0$

$e = a/2 = R_0$

$b^2 = a^2 - e^2 = 3/4\, a^2$

$b = \sqrt{3/4}\, a = 0 \cdot 866 a$

$\varrho_{min} = \frac{b^2}{a} = 3/4\, a = \overline{A1}$

wegen $\varrho_{min} = 3/4\, a$ wird

$En_\alpha = 3/4\, En_0 = 3/4\, 125 = v_\alpha{}^2 = 93 \cdot 25$

$v_\alpha = 9 \cdot 66$ km/Sek.

Dies ist **die** notwendige ideelle Geschw., um die Bahn **zur** Außenstation im Punkt **A** tangentiell **in der Weise zu verlassen, um in der gezeichneten Raketenbahn die Außenstation im Punkt A' zu erreichen.**

Wir geben aber zu diesen $9 \cdot 66$ noch einen Zuschlag für die Synergiekurve von $\cdot 15$ und für den Luftwiderstand von $\cdot 5$ ein (weil dieser ja bei kleineren Aggregaten schon eine Rolle spielt) — und erhalten also ein $v_\alpha = 10 \cdot 3$.

Für A' brauchen wir noch die Geschwindigkeit v_β, mit der die Rakete diesen Punkt erreicht.

Allgemein gilt:

$v = \frac{P_0}{R} - \frac{P_0}{2a}$

wobei $P_0 = En_0 \cdot R_0$

hier also

$v_\beta{}^2 = \frac{R_0\, En_0}{3 R_0} - \frac{R_0\, En_0}{4 R_0}$

$= \frac{1}{12}\, En_0 = \frac{1}{12}\, 125, = 10{,}4$ und

$v_\beta = \sqrt{10 \cdot 4} = 3 \cdot 23$ km/Sek.

Die notwendige Geschwindigkeitsänderung in der Strecke bei A', um sich aus der Raketen- der Mondbahn anzuschließen, beträgt also:

$\triangle v = 4 \cdot 56 - 3 \cdot 23 = 1 \cdot 33$ km/Sek.

Wir erhalten also folgende Erfordernisse für die Gewichtsverhältnisse:

	Hinfahrt	Rückfahrt	Hin- und Rückfahrt
Start	10·3	1·33	11·63 km/Sek.
Landung	1·33	1·80(1)	3·13 „
Netto-Summe	11·63	3·13	14·76 „
v_i (10% mehr als Netto-Summe).	**12·8**	**3·45**	**16·24** „
Exponent $v_{i/7}$	1·83	·49	2·32 „
Gewichtsquotienten Q	**68**	**3**	**215** „

Wir sehen also, daß der erforderliche Gewichtsquotient für die Fahrt zur Außenstation kaum größer ist als derjenige für eine Reise nach Amerika (**68** gegen **47**).

Diese nüchternen Zahlen sprechen genügend für die Wichtigkeit und die Vorteile, welche die Außenstation bieten würde, und es erübrigen sich daher alle weiteren Ausführungen darüber.

Nur so viel sei noch hierzu bemerkt, daß ein Sparen mit den für den Bau der Außenstation verwendeten Materialien in bezug auf Qualität (Kilopreis) keinen Sinn hätte, weil ja der Transport für je 1 kg zirka 100 Mk. kosten dürfte.

VII. Die Wichtigkeit und Unentbehrlichkeit der Außenstation.

Hier könnte der Einwand erhoben werden, „daß man mit der Außenstation ja eigentlich nichts gewinne", etwa so: „Zur Außenstation brauche man für jede Tonne zum Transport 68 Tonnen Startgewicht ab Erde — wenn man also ab Außenstation zum Mars mit $3 \times 170 \sim 500$ Tonnen abfahren will, braucht man hierzu $500 \times 68 \sim$ **35000 Tonnen,** die allerdings nur sukzessive hinübergebracht, respektive größtenteils auf den Fahrten zur Außenstation verbraucht werden müssen.

Wenn man aber direkt von der Erde abfährt, braucht man, wenn man wieder mit 3 Tonnen zurückkommen will, nur $4800 \times 3 \sim$ **15000 Tonnen** oder wenn man sich mit 2 Tonnen Endgewicht begnüge, bloß rund **10000 Tonnen.**"

Freilich wäre letzteres billiger, es bleibt nur zu untersuchen, ob es überhaupt durchführbar ist — oder doch, ob es nicht wesentliche, schwerwiegende Nachteile beinhaltet.

Wenn ich die Auspuffgeschw. $c = 4$ km/Sek. (wie durchgehend im ganzen Aufsatz) nehme und mich auf eine Startbeschleunigung $\gamma a = 3\, g_0$ beschränke, erhalte ich einen notwendigen **Quotienten** für die **sekundliche Gewichtsabnahme**

$$q_t = \frac{M}{\frac{\triangle M}{\triangle t}} = \frac{c}{\gamma} = \frac{4000 \text{ m/Sek.}}{30 \text{ m/Sek.}^2} = 133 \text{ (Sek.}^{+1}\text{.)}$$

Diesen Quotienten brauchen wir zur bequemen Ableitung des sekundlichen Auspuffgewichtes G_s aus dem Startgewicht G_0 oder dem vorhandenen Gewicht G_t

$$G_s = \frac{\text{kg}}{\text{Sek.}} = \frac{G_0}{q_t}.$$

Wir erhalten somit für die uns interessierenden Werte folgende Tabelle:

	γa	q^t	Q	G_a	G_s (Anm. 1)	F
zur Außenstation	30	133	68	200	1·5	2 m²
zum Mars ab Erde	„	„	7.400	22.000	165	240 m²!
zum Mars ab Außenstat.	1	4000	235	700	0,175	25 dm²!
	m/Sek.²	Sek.+1		Tonnen	Tonnen pro Sek.	

γa = Anfangsbeschleunigung.

$q_t = \sqrt{\frac{c}{\gamma a}}$ Quotient der sekundlichen Gewichtsverminderung.

c = Auspuffgeschw.

Q = Anfangs = durch Endgewicht.

G_a Anfangsgewicht, = Endgewicht $G_\omega \times Q$

G_s Auspuff pro Sekunde.

F Querschnittfläche im Düsenhals.

Wir sehen also, daß wir für die erste Stufe des Raketenfahrzeuges, das zur direkten Reise zum Mars ab Erde befähigt wäre, für Knallgas ein sekundliches Auspuffgewicht G_s = **105 Tonnen** pro Sekunde, und eine Düsenhalsfläche von **150 m²** brauchen würden. Wenn wir nun annehmen, daß für die erste Stufe der Mündungsquerschnitt auch bloß 10 mal so groß genommen würde, als die Düsenhalsfläche, so hätten wir eine **Mündungsfläche** von **1500 m²**.

Wir können diese Ziffern auf noch so viele Einzeldüsen aufteilen — sie bleiben trotzdem immer ungeheuerlich.

Man sieht, daß man hier zu Dimensionen kommt, die konstruktiv kaum zu bewältigen sein dürften.

Wenn wir aber die Außenstation benützen können, so haben wir also für den Beginn der ersten Stufe einen sekundlichen Auspuff G_s von bloß **120 kg/Sek.** zu bewältigen, was mit einer Düsenhalsfläche von **17 dm²** geschehen kann. Welch ungeheurer Unterschied!

Das ganze Problem reduziert sich also punkto theoretische Möglichkeit darauf, ob es konstruktiv durchführbar ist, die Außenstation zu errichten. Wir fanden aber für die Fahrt zu derselben, daß wir eben hierfür die sekundliche Auspuffmenge von **1·5 Tonnen,** und eine Düsenhalsfläche von **210 dm²** benötigen, und dies aber dürfte im Bereiche des Möglichen liegen!

Wir finden also: Die Sachlage und die Aussichten für die Realisierung der Weltraumfahrt mit den heute vorhandenen technischen Mitteln sind folgende: Die Reise von der Außenstation zu den Planeten ist leichter zu bewältigen, als die Fahrt zur Außenstation respektive deren Bau! Nur um diese handelt es sich also! — Ist diese gesichert, so ist dann alles andere relativ leicht!

Zur Realisierung der Weltraumfahrt genügt bereits die Realisierung der Außenstation!

Daß aber die Gründung der Außenstation nicht unmöglich und auch mit den heute vorhandenen Mitteln durchführbar ist, geht ja aus den vorangehenden Untersuchungen hervor!

Anm. 1. Für ein Knallgas, das mit Wasserstoff übersättigt ist und folgender Gleichung entspricht: $4 H_2 + O_2 = 2 H_2O + 2 H$ — erhalten wir für eine Anfangsspannung $p_\alpha = 20$ atm folgende Werte für den Düsenhals: $p_d = 13$ atm, spez. Volumen $v_d = 2 \cdot 0$ l/g Geschw. $c_h = 1 \cdot 4$ km/Sek., und daher pro dm² Düsenhalsfläche 7 kg/Sek., dm² Auspuffgewicht.

Einführung in das Raumfahrtproblem.

(Fortsetzung.)

Die technischen Grundlagen.

Aus den bisherigen Ausführungen dürfte klar geworden sein, worauf es bei der Weltraumfahrt in jedem Falle ankommt: Es gilt stets, dem Raumschiff eine bestimmte hohe Geschwindigkeit zu erteilen, und der Antrieb muß auch im leeren Raume wirksam sein. Es mag hier gleich noch eine 3. Bedingung hinzugefügt werden: Die Geschwindigkeitszunahme muß in für den Menschen erträglichen Grenzen erfolgen. Nach Erreichung der bestimmten Geschwindigkeit fährt das Raumschiff frei gravitierend in der durch die Geschwindigkeit bedingten Bahn. Es bedarf auf dem weitaus größten Teil der Reise keines Antriebes, wie ja auch die Planeten auf ihrer ewigen Reise um die Sonne keines Antriebes bedürfen. Es ist auch gut, sich einmal deutlich zu vergegenwärtigen, daß der leere Raum als solcher trägt, daß der Normalzustand in ihm der Schwebezustand ist, und daß nur die Anwesenheit von Himmelskörpern ein „Fallen" verursacht, daß aber auch dies dem Raumschiff nicht gefährlich werden kann, wenn seine Bahn die Oberfläche des Himmelskörpers nicht schneidet, was ja in der Regel auch nicht der Fall sein wird, und daß es selbst beim senkrechten Absturz in genügender Entfernung durch einen geringen Treibstoffverbrauch möglich ist, die Bahn entsprechend umzugestalten. Dies muß man sich vergegenwärtigen, um ein Gefühl dafür zu bekommen, daß die Navigation im Weltraum weit weniger gefährlich ist als man gemeinhin annimmt.

Daß die oben genannten drei Bedingungen für die Ausführung von Weltraumfahrten in der Tat grundsätzlich erfüllbar sind, soll nun gezeigt werden.

Wir denken uns draußen im leeren Raume einen Körper, der durch eine Sprengladung in zwei gleiche Teile zersprengt wird; die beiden Teile mögen sich mit der Sprenggeschwindigkeit c von einander entfernen, so ist die Geschwindigkeit der beiden Hälften in bezug auf den gemeinsamen Schwerpunkt je $\frac{c}{2}$. Befindet sich in der einen Hälfte eine Kabine für Passagiere, so kann man den Vorgang auch so auffassen: Indem man die Hälfte der anfänglichen Masse abschleudert, erhält man selbst die Hälfte der Sprenggeschwindigkeit. Dieses Prinzip wirkt offenbar im leeren Raume ebensogut, eher noch besser als im lufterfüllten Raume. Man erkennt daraus, daß ein Antrieb auch im leeren Raume möglich ist.

Schleudert man von der vorhandenen Masse nur $^1/n$ ab, so erhält der verbleibende Teil auch nur $^1/n$ der Sprenggeschwindigkeit $= \frac{c}{n}$.

Nach dem Trägheitsgesetz behält ein Körper die ihm einmal erteilte Bewegung bei. Schleudert man nunmehr wieder $^1/n$ der verbliebenen Masse ab, so erhält der verbleibende Teil eine Zusatzgeschwindigkeit von wieder $\frac{1}{n} \cdot c$, seine Gesamtgeschwindigkeit ist nunmehr $= \frac{2}{n}$ c; nach der k-ten Abschleuderung ist seine Geschwindigkeit $= \frac{k}{n}$ c. Es ist nun sehr wichtig einzusehen, daß man nicht etwa nur n — mal, sondern, wenn man die Anfangsmasse hinreichend groß wählt, beliebig oft $^1/n$ der jeweils verbleibenden Masse abschleudern kann. Denn so klein auch die verbleibende Masse wird, so wird es doch immer noch möglich sein, $^1/n$ von ihr abzutrennen (die Spaltung der Atome ausgenommen, die aber hier nicht in Betracht kommt). Es kann also k größer werden als n, das bedeutet, daß die Abschleuderungsgeschwindigkeit beliebig überschritten werden kann. Ist diese beispielsweise 1000 m/Sek. und wird immer $^1/_{100}$ abgeschleudert, so läßt sich durch 1120 Abschleuderungen die Geschwindigkeit von $\frac{1120}{100} \cdot 1000 = 11\,200$ m/Sek., das ist die zur Überwindung der Erdschwere erforderliche Geschwindigkeit, erreichen. In der Praxis sind noch andere Momente von Einfluß, man erkennt jedoch, daß man grundsätzlich auf diesem Wege zum Ziele kommt: die für Weltraumfahrten erforderlichen hohen Geschwindigkeiten zu erreichen, und zwar auch im leeren Raume. Auch die dritte der obengenannten Bedingungen ist auf diesem Wege zu erfüllen, die sekundliche Geschwindigkeitszunahme hängt nur davon ab, in welchen Zeitabständen man die einzelnen Abschleuderungen vornimmt. Wählt man also l Abschleuderungen von $^1/n$ pro Sekunde, so wird die Geschwindigkeitsänderung pro Sekunde $b = \frac{l}{n} c$ sein. Für eine vorgeschriebene Geschwindigkeitsänderung pro Sekunde wird man also

$$l = \frac{b}{c} n$$

Abschleuderungen pro Sekunde wählen müssen. Eine Geschwindigkeitsänderung von 9,8 m/Sek. ruft bekanntlich dieselbe Empfindung auf den Menschen hervor wie der Aufenthalt an der Erdoberfläche. Die Geschwindigkeitsänderung kann jedoch auch höher gewählt werden. Nach Versuchen des Vereins (vgl. das Juli-Heft dieser Zeitschrift S. 100 f.) hält jeder normale Mensch eine Geschwindigkeitsänderung von 23 m/Sek.^{2} aus, es sind aber auch Geschwindigkeitsänderungen von 42 m/Sek.^{2} gemessen worden. Eine Geschwindigkeitsänderung von 30 m/Sek. dürfte daher als normal anzusehen sein; um sie zu erreichen, müßten in dem obigen Beispiel

$$l = \frac{b}{c} n = \frac{30}{1000} \cdot 100 = 3$$

Abschleuderungen pro Sekunde vorgenommen werden. Angenehmer für die Raumfahrer dürfte es sein, möglichst oft recht kleine Teilchen auszuschleudern, so daß nicht einzelne Stöße, sondern ein kontinuierlicher Antrieb entsteht. Wir werden sofort sehen, daß dies auch noch aus einem anderen wichtigen Grunde empfehlenswert ist. Die abzuschleudernden Teilchen werden kontinuierlich ausströmen müssen und die gewünschte Geschwindigkeitsänderung wird dann ebenfalls erreicht sein, wenn im ganzen sekundlich eine Masse von

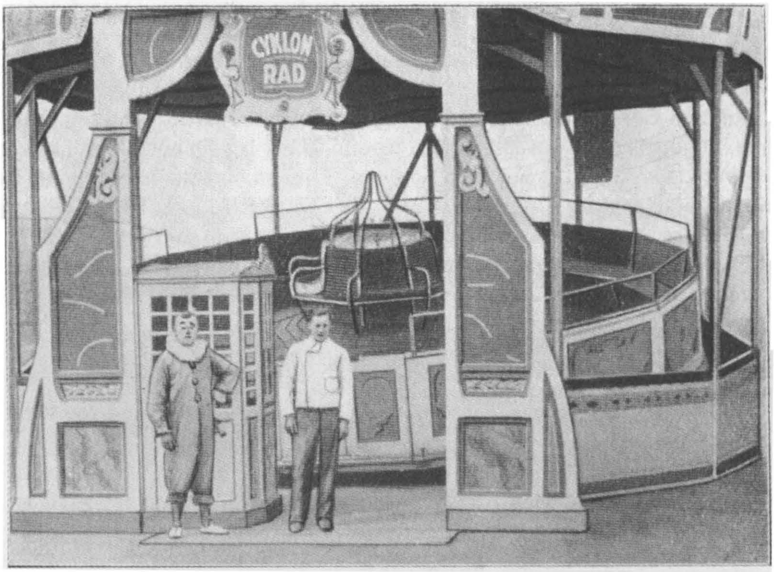
$$m = \frac{b}{c} M$$

ausfließt, wo M die jeweils vorhandene Masse bedeutet. In dem obigen Beispiel also, wenn $\frac{30}{1000}$ M oder $^3/_{100}$ der vorhandenen Masse sekundlich ausströmen.

Es bleibt nun noch die wichtige Frage zu beantworten, wieviel von der ursprünglichen Masse nach Erreichung einer bestimmten Geschwindigkeit übrig bleibt. (Fortsetzung folgt.)

Vortrag im Breslauer Rundfunksender.

Wir machen unsere Mitglieder darauf aufmerksam, daß am Montag, den 1. Oktober abends, der Vorsitzende des Vereins für Raumschiffahrt im Breslauer Sender voraussichtlich einen Vortrag halten wird über das Thema: Die Rakete als Motor.



Das Cyklon-Rad der Firma Willi Vorlop jun., Hannover, links der „schwergeprüfte“ Artist Wittkuhn, der auf 4,3 fache Erdschwere (=42 $m/Sek.^2$ Beschleunigung) geprüft worden ist. Näheres siehe S. 100 f. dieser Zeitschrift.

Quittungen.

Den Mindestbeitrag übersteigende Beiträge gingen ein von Mütz-Breslau 5 RM.; Schneider-Berlin-Charlottenburg 5 RM.; Stein-Merseburg 4 RM.; Koch-Bochum 5 RM.; Flügel-Teplitz-Schönau 5 RM.; Sänger-Dessau 5 RM.; Grosse-Berlin 5 RM.; Friedrich-Breslau 5 RM; Wodke-Düsseldorf 5 RM.; Verein der Sternfreunde-Züllichau 8 RM.; Jean Pierre Sée-Paris 4 RM.; Grau-Breslau 5 RM.; von Braun-Spiekeroog 6 RM.; Löslein-Berlin 5 RM.

Ferner besondere Zuwendungen: Prof. Mainka-Ratibor 50 RM.

Der Verein dankt allen, die das große Werk der Raumschiffahrt auf diese Weise fördern. In dem Maße als die erforderlichen Geldmittel zusammenkommen, kann der Gedanke des Weltraumschiffs seiner Verwirklichung entgegengehen.

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 Regelbeitrag ist z. Zt. 5 RM., der Mindestbeitrag 3 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.)

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.