Erscheint zweimal monatlich
Bezugspreis 4 M. vierteljährl.

Anzeigenpreise nach Tarif
Preis des Einzelheftes 70 Pfg.

MASCHINEN-KONSTRUKTEUR

ZEITSCHRIFT FÜR BETRIEB u. KONSTRUKTION

BEGRÜNDET 1868 VON W. H. UHLAND ✶ VERLAG DR. MAX GEHLEN IN LEIPZIG UND BERLIN

62. JAHRG. 1929 | 15. Juli | NUMMER 14

Inhalt:

Vorn an der Zahnstange befindet sich der Rohraufnahmekopf *5*, der ebenfalls gegen Verdrehung durch eine Schraube gesichert ist. Der Aufnahmewinkel *6*, sowie der Stützwinkel *7* sind durch geeignete Ausnehmungen in der U-

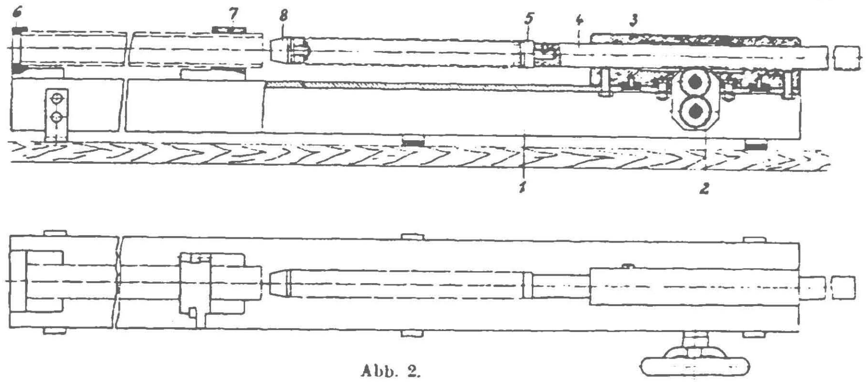

Abb. 2.

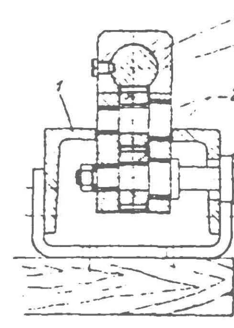

Abb. 3.

Schiene je nach der Walzenlänge verstellbar. Der Stützwinkel *7* wird vorteilhaft mit Schnellspannverschluß ausgerüstet. Je nach der Walzenlänge kann man ihn, wie aus

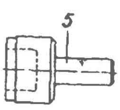

Abb. 4.

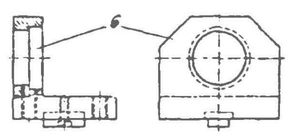

Abb. 5.

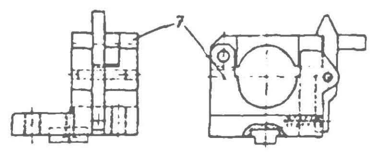

Abb. 6.

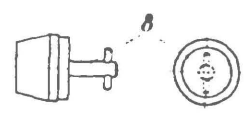

Abb. 7.

der Abbildung ersichtlich, rechts sowie links verwenden. Bei besonders langen Walzen verwendet man zwei Stützwinkel. Die Arbeitsweise ist folgende: Nachdem für die betreffende Länge die Vorrichtung eingerichtet ist, legt man die Gummiwalzen in den bzw. in die Stützwinkel *7* und gegen den Aufnahmewinkel *6*. Der Aufnahmewinkel *6* hat hierzu eine besondere Bohrung. Das Ansatzstück *8* wird in das Stahlrohr gesteckt und um 90° gedreht, worauf es festsitzt. Nunmehr wird das Stahlrohr auf den Rohraufnahmekopf *5* gesteckt. Mit der rechten Hand wird am Handrad, übertragen durch das Zahnradgetriebe *2* auf die Zahnstange *4*, die Einpressung des Rohres vorgenommen. Die linke Hand führt das Rohr so lange, bis das Ansatzstück gut gefaßt hat. Die Einpressung geht sehr schnell und sauber vor sich.

I. Beweis der Übereinstimmung der vorliegenden Raketentheorie mit dem Energiegesetz.

Von Ing. G. v. Pirquet.

In dem Nachfolgenden will ich einige grundsätzliche Fragen des Gebietes der allgemeinen Raketentheorie erörtern und im Anschluß daran auf die Artikel des Herrn Oberbaurat Baetz antworten, welche vielfach unstichhaltige Angaben sowie ungerechtfertigte Kritiken, letztere hauptsächlich gegen Professor Oberth und gegen mich gerichtet, enthalten.

Es muß anderseits eingeräumt werden, daß ein exakter theoretischer Beweis betreffend die vollständige Übereinstimmung der aus dem Satz von der Erhaltung des Schwerpunktes abgeleiteten Raketentheorie mit dem Energiegesetz in der kosmonautischen Literatur der letzten Jahre (meines Wissens) nicht vorliegt[1]).

Ich will also hier folgendes vorlegen:

1. Darlegung, daß die aus dem Schwerpunktsatz abgeleitete Raketentheorie ohnehin mit dem Energiegesetz vollständig übereinstimmt
   a) an Hand von Beispielen, tabellarisch,
   b) allgemeiner theoretischer Beweis,
   c) streng wissenschaftlicher Beweis, ferner
2. eine kurze Widerlegung der Artikel des Herrn Oberbaurat Baetz.

Vorerst noch das Allerwichtigste dieser umstrittenen Raketentheorie.

Bezeichnungen.

t Zeit in Sekunden,

dt oder Δt Zeitelement,

m Raketenmasse (veränderlich),

$-dm$ oder $-\Delta m$ Element des Auspuffs und daher auch der Änderung der Raketenmasse;

$-\frac{\Delta m}{\Delta t} = m'$ Auspuff pro Sek;

$\frac{m'}{m} = q'$ Gewichtsquotient des Auspuffs pro Sek.[2]);

c Mündungsgeschwindigkeit d. Auspuffgase (relativ gegen die Rakete), im allgemeinen unabhängig von v[3]).

v Geschwindigkeit der Rakete;

dv oder Δv Element der Geschwindigkeitsänderung,

$\frac{dv}{dt} = \gamma = c \cdot q'$ Beschleunigung der Rakete (durch den Auspuff).

$P = c\, m'$ Kraft des Impulses.

En = Energie,

$\frac{\Delta En}{\Delta t} = En' =$ Effekt, Änderung der Energie pro sek.

[1]) Jedoch soll, wie mir Herr Prof. Oberth mitteilt, die neue Auflage seines Werkes „Wege zur Raumschiffahrt 1929“ bereits eine kurze diesbezügliche Beweisführung enthalten.

[2]) Das Symbol m' stammt von mir, das Symbol q' von Herrn Prof. Oberth.

[3]) Dies geht aus dem Satz von der Erhaltung des Schwerpunktes hervor.

Im c-g-s-System haben wir dann also[1])

t und Δt ……	s	v und Δv ……..	cs^{-1}
m und Δm ……	g	$\gamma = c \cdot q'$ ……..	cs^{-2}
$m' = \frac{\Delta m}{\Delta t}$ ……..	gs^{-1}	$P = c \cdot m'$ ……..	cgs^{-2}
		$En =$ Weg $\times$ Kraft $=$ Arbeit	
		$=$ …………..	c^2gs^{-2}
$q' = \frac{m'}{m}$ ……….	s^{-1}	$En' =$ Geschw. $\times$ Kraft	
c …………..	cs^{-1}	$=$ …………..	c^2gs^{-3}

I. Nach dem Impulssatz sind die abstoßenden Kräfte einander gleich (Kraft P_1, welche die Rakete auf die Auspuffgase, und Kraft P_2, welche die Auspuffgase auf die Rakete ausüben, sind einander gleich $P_1 = P_2$).

II. Nach dem Gesetz vom Kraftantrieb[2]) ist: Kraft $\times$ Zeit $=$ Änderung der Bewegungsgröße ($m \times v$)

$$P \cdot \Delta t = \Delta\,(m \cdot v) \qquad = \Delta\,(m \cdot v)$$

für den Auspuff für die Rakete

oder $\quad c \cdot - \Delta m \quad = m \cdot \Delta v$ und also:

$$-\frac{dm}{m} = \frac{dv}{c} \tag{1}$$

daraus folgt durch Integration:

$$\int \frac{dm}{m} = -\int \frac{dv}{c},$$

$$\log m = -v/c + C$$

$$\log m_0 = 0/c + C$$

$$\log \frac{m_0}{m} = v/c \text{ und} \tag{2}$$

$$\frac{m_0}{m} = e^{v/c} = \text{num ln } v/c\ ^{3)} \tag{3}$$

Nachdem aber auch Hülsen abgeworfen werden müssen, habe ich aus dieser Formel (3) noch eine etwas andere Formel (4) abgeleitet, welche mit dem Wert v_d „dekadische Geschwindigkeit" arbeitet.

Dies bedeutet jenen Wert von v, welchen die Rakete — unter Berücksichtigung des Hülsenabwurfes — für den dekadischen Gewichtsverminderungsquotienten $\frac{m_s}{m_1} = 10$ erlangt[4]), wobei für $c = 4$ km/sek $v_d = 7$ km/sek wird; und so erhalten wir die Formel:

$$Q = \frac{m_0}{m_s} = 10^{v_1/v_d} + \%\ \text{Proviant}^{5-6)}. \tag{4}$$

Beweis der energetischen Exaktheit der vorhandenen Raketentheorie.

Ich will mich nun nicht länger dabei aufhalten, daß die Werte für die Kraft des Impulses $P = c \cdot m'$ und der Beschleunigung der Rakete $\gamma = c \cdot q'$ vom jeweiligen Wert v der Geschwindigkeit der Rakete unabhängig sind, denn dies geht ja schon aus dem Gesetz von der Erhaltung des Schwerpunkts hervor — wohl aber will ich darlegen, daß diese Werte von P und γ auch mit dem Energiegesetz vollkommen im Einklang stehen.

Um dies anschaulich darzulegen, will ich den Gegenstand an der Hand einer Tabelle vorbringen und erläutern und erst dann den theoretisch exakten Beweis erbringen.

Erklärung der Tabelle.

Der Tabelle wurden folgende Annahmen zugrunde gelegt:

$q' = \frac{m'}{m} = 0 \cdot 01$ für 1 sek (wobei, siehe oben, $\frac{\Delta m}{\Delta t} = m'$), Gewichtsabnahme der Rakete durch den Auspuff pro Sekunde;

c m/sek $= 4000$ m/sek Mündungsgeschwindigkeit der Auspuffgase relativ zur Rakete, unabhängig von v;

v Geschwindigkeit der Rakete (in der Tabelle von 0 bis 10 km/sek).

$\frac{\Delta v}{\Delta t} = \gamma = c \cdot q' = 40$ m/sek^2, Beschleunigung der Rakete.

Nun betrachten wir die Rakete

I. beim Start mit $v_0 = 0$ m/sek, und dann 1 sek nachher mit $v_1 = 40$ m/sek;

II. (Kolonne I) (ohne Berücksichtigung des Luftwiderstandes und der Erdschwere) für $v_0 = 1000$ m/sek, und dann 1 sek nachher $v_1 = 1040$ m/sek.

III.—X. In analoger Weise für die übrigen Kolonnen.

Hier ist noch zu bemerken, daß ich die Gewichtsangaben für die einzelnen Kolonnen nicht durchlaufend einer und derselben Rakete zugeordnet habe, was die Übersichtlichkeit beeinträchtigt hätte[1]).

Z. B. für Kolonne II:

A. Zeile 1 und 3: $En_1 =$ Energie der Rakete für die Geschwindigkeit $v_1 = 2.04$ km/sek wird $En_1 = \frac{m_1}{2} v_1^2$ $= 99 \times 2.04^2$ (Zeile 1) $= 412.10^6$ mkg $= 412$ tkm — 1 Sekunde vorher war die Energie der Rakete $En_0 = \frac{m_0}{2} \cdot v_0^2 = 100 \cdot 2.00^2$ (Zeile 2) $= 400 \cdot 10^6$ (mkg) $= 400$ tkm (Kilometertonnen).

Zeile 5: Änderung ΔEn_I

$\Delta En_I = En_1 - En_0 = 412 - 400 = 12$ tkm.

B. Um diese Energieänderung der Rakete $\Delta En_1 = 12$ tkm zu erzielen, war folgender Aufwand erforderlich:

1. (Zeile 6): Δen_1 Energie des Auspuffs $\Delta en_1 = 1 \times 4^2 = 16$ tkm; dieser ist durchlaufend gleichbleibend für alle Kolonnen der Tabelle $\Delta en_1 =$ konst. $= 16$ tkm.
2. (Zeile 7): Gleichzeitig muß als unvermeidlicher Aufwand (daher Verlust) jene Bewegungsenergie in Kauf genommen (in Rechnung gesetzt) werden, welchen die Auspuffgase nach erfolgtem Auspuff beibehalten, und zwar muß diese Bewegungs-

[1]) Die „Dimensionen" der Größen im Zentimeter-Gramm-Sekunden-System.

[2]) Das aus dem Gesetz von der Erhaltung des Schwerpunktes abgeleitet wurde.

[3]) num ln ist die inverse Funktion des log, lies: numerus logarithmus v durch c ist gleich e hoch v durch c.

[4]) Die Erklärung von v_d und der Formel für v_d ist ohne Anführung vieler weiterer Details nicht möglich, und wurde also unterlassen (siehe „Rakete" Oktoberheft 1928).

[5]) Auf Grund dieser Formel (4) habe ich die „Erfordernisse" für die einzelnen Planetenreisen nach einem von mir aufgestellten System der Fahrtrouten (abgehend vom ersten, dem Hohmannschen System) berechnet; die diesbezüglichen Resultate finden sich in einer Übersichtstabelle in der „Rakete", Aprilheft 1929, S. 59.

[6]) Beispiel: Wenn die Rakete eine Geschwindigkeit von z. B. 14 km/sek entwickeln muß, dann brauchen wir ein Gewichtsverhältnis

$$Q = 10^{14/7} = 10^2 = 100 = \frac{m_0}{m_s}.$$

[1]) Da hätte ich dann den Werten von v folgende Werte von m_0 und m_1 zuordnen müssen:

v	0	1	2	3	4 km/sek
m_0	1000	780	604	470	368
m_1	990	772	598	465	364

Tabelle.

	I	II	III	IV		Zeile
En_1	99×0.04^2	99×1.04^2	99×2.04^2	99×3.04^2	99×4.04^2	$En_1 = \frac{m_1}{2}\cdot v_1^2$	1
En_0	100×0.00^2	100×1.0^2	100×2.00^2	100×3.00^2	100×4.00^2	$En_0 = \frac{m_0}{2}\cdot v^2_0$	2
En_1	16	107	412	915	1616	Tonnenkilometer (tkm)	3
En_0	00	100	400	900	1600		4
ΔEn_I	0,16	7	12	15	16	$\Delta En_I = En_1 - En_0$ Energiezuwachs der Rakete	5
en_1	16	16	16	16	16	$en_1 = \text{Konst} = \frac{m'}{2}\,c^2$	6
en_2	—15.8	— 9	— 4	— 1	— 0.0	$en_2 = -\frac{m'}{2}\,(c-v)^2$	7
ΔEn_{II}	0.16	7	12	15	16	$\Delta En_{II} = en_1 - en_2$ Energieaufwand	8

	V	VI	VII	VIII	IX	X		Zeile
En_1	99×5.04^2	99×6.04^2	99×7.04^2	99×8.04^2	99×9.04^2	99×10.04^2	dabei ist:	1
En_0	100×5.00^2	100×6.00^2	100×7.00^2	100×8.00^2	100×9.00^2	100×10.0^2	$m_0 = 200$,	2
En_1	2515	3612	4907	6400	8091	9980	$m_1 = 198$ und	3
En_0	2500	3600	4900	6400	8100	10000	$\Delta m = 2$	4
ΔEn_I	15	12	7	0	— 9	— 20		5
en_1	16	16	16	16	16	16		6
en_2	— 1	— 4	— 9	— 16	— 25	— 36		7
ΔEn_{II}	15	12	7	0	— 9	— 20		8

ΔEn_I wird für $v = 1, 2, 3$ usw. km/sek:
$\Delta En_I = x\,(8 - x)$ Tonnenkilometer, also 7, 12, 15 usw.

energie Δen_2 noch zu Δen_1 (siehe unter B1) hinzugerechnet werden.

$\Delta en_2 = 1 \times (c - v)^2$ hier gleich 4 tkm, (nur für Kolonne IV wird $\Delta en_2 - 0$).

Hier sind wir nun am kritischen Punkt unseres Themas angelangt:

Für die energetische Rechnung muß aber dieses Δen_2 (mit 4 tkm) nicht hinzugerechnet, sondern vom Aufwand für den Auspuff ($\Delta en_1 = 16$ tkm) abgerechnet werden, weil ja diese Energie noch vorhanden ist und also übrigbleibt!! (Wenn sie auch für uns praktisch unverwendbar ist!)

Wir finden also nun für den Energieaufwand für den Auspuff:

$$\Delta En_{II} = \Delta en_1 - \Delta en_2 = 16 - 4 = 12 \text{ tkm},$$

also denselben Wert, den wir oben für den Energiezuwachs ΔEn_I der Rakete hatten:

$$\Delta En_I = En_1 - En_0 = 412 - 400 = 12 \text{ tkm}.$$

Wenn wir nun in unserer Tabelle für jede Kolonne die Werte der Zeilen 5 und 8 miteinander vergleichen, finden wir überall die schönste Übereinstimmung:

$$\Delta En_I = \Delta En_{II}\,^{1)}.$$

Wir finden also die vollkommenste **Übereinstimmung** der aus dem Satz von der Erhaltung des Schwerpunktes abgeleiteten **Raketentheorie mit dem Energiegesetz!**

Nachdem aber die Werte der Zeilen 5 und 8 für alle Werte von v übereinstimmen, wird daraus klar, daß wir in der ganzen Reihe den Werten von v eine beliebige Relativgeschwindigkeit v_r hinzuaddieren könnten und doch wieder überall Übereinstimmung erhalten würden (z. B. $v_r = \pm 200$ m/sek gegen Erde ohne Erddrehung; oder von $v_r = \pm 30$ km/sek gegen Sonne[1]).

Nun noch die

Theoretische Darstellung[2]).

Energiezuwachs für Rakete $\Delta En_I = En_1 - En_0$[3])

$$(v + \Delta v)^2\,(1 - q') = En_1$$
$$v^2 = En_0$$
$$En_1 - En_0 = \Delta En_I = v^2 + 2v\cdot\Delta v + \Delta v^2 - v^2 - q'\,v^2 - 2q'\cdot v\cdot\Delta v - q\cdot\Delta v^2\,^{4)}$$
$$\Delta En_I = v\,(2\,\Delta v - q'\cdot v) \qquad (6)$$

Ferner wird für den Energieaufwand

$$\Delta En_{II} = q'\,[c^2 - (c - v)^2] = q' v\,(2c - v) \qquad (7)$$

---

[1]) En_I und En_{II} sind die Werte für den Energiezuwachs (der Rakete) und für den Energieaufwand pro Sekunde! also der Dimension nach (c^2gs^{-3}) (Effekt) und müßten exakt mit $\frac{\Delta En}{\Delta t}$ etwa gleich En'_I, geschrieben werden, was ich wegen der leichteren Lesbarkeit unterlassen habe.

[1]) Ich möchte aber sehr bezweifeln, ob die Werte der „Baetzschen Theorie", Formel Nr. 14, eine solche Beziehung auf verschiedene Systeme von Werten der Anfangsgeschwindigkeit auszuhalten geeignet wäre.

[2]) Wie in der Tabelle, für das Zeitelement eine Sekunde angenommen.

[3]) Den Bruch $m/_2$ im Ausdruck für Energie $En\ ^1/_2\,mv^2$ habe ich in allen Gleichungen ausgelassen, weil er im Lauf der Rechnung ohnehin durch Kürzung herausfällt; darum mußte ich bei En_{II} mit $q' = 0{,}01$ multiplizieren.

[4]) v^2 kürzt sich gegen v^2; und auch die anderen Summanden können wegfallen, weil sie für kleinere Werte von Δv und q' (z. B. für Zehntelsekunden) beliebig klein (zweiter Ordnung) werden, und es bleibt somit Gleichung (6) übrig.

Für die Richtigkeit der Anwendbarkeit des Satzes von der Erhaltung des Schwerpunktes auf die Raketentheorie und für die gleichzeitige Befriedigung des Energiesatzes müßte nun also: $\Delta En_{\mathrm{I}} = \Delta En_{\mathrm{II}}$ sein; und also

$$v\,(2\Delta v - q'v) = q'v\,(2c - v)$$

oder:

$$2\Delta v - q'v = q'\,(2c - v) \quad \text{sein.}$$

Für $\Delta v = c \cdot q'$ (Δv für 1 sek $= \gamma$ Beschleunigung, $\gamma = c \cdot q'$) erhalten wir aber links und rechts zwei identische Ausdrücke:

$$\Delta En_{\mathrm{I}} = 2cq' - q'v \equiv q'\,(2c - v) = \Delta En_{\mathrm{II}} \qquad (8)$$

Mithin ist die Übereinstimmung der vorliegenden Raketentheorie mit dem Energiegesetz einwandfrei bewiesen!

Streng wissenschaftlicher Beweis.

Während ich oben den Beweis in einer wissenschaftlich nicht ganz exakten Form zur Erleichterung des Verständnisses in Anlehnung an die Tabelle für das relativ große Zeitelement $\Delta t = 1$ sek — erbracht habe, will ich dies hier für jene nachholen, die vor der Schreibweise der höheren Mathematik nicht zurückzuschrecken brauchen:

I. Die Energie En_{I} der Rakete:

$$En = \frac{m}{2} v^2 \qquad (9)$$

$$dEn = \frac{\delta En}{\delta m} \cdot dm + \frac{\delta En}{\delta v} \cdot dv,$$

$$\frac{\delta En}{\delta m} = \frac{v^2}{2} \text{ und } \frac{\delta En}{\delta v} = mv\ [1]),$$

$$dEn = \frac{v}{2}\,(2\,mdv - vdm)\ [2]),$$

$$\frac{dEn}{dt} = En'_{I} = \frac{v}{2}\left(2m\frac{dv}{dt} - v\frac{dm}{dt}\right) [3]).$$

Nun ist, siehe oben

$$\frac{dm}{dt} = m',\ \frac{dv}{dt} = \gamma = c \cdot q' = c\frac{m'}{m}$$

und daher

$$En'_{\mathrm{I}} = \frac{1}{2}\,m'v\,(2\,c - v) \qquad (10)$$

II. Die Energie En_{II} zur Abstoßung der Auspuffgase aus der Düse (gegen Rakete)

[1]) Lies: partieller Differentialquotient von ....

[2]) dm ist negativ.

[3]) Lies: „EEn Strich eins“; hier habe ich also $\frac{dEn_{\mathrm{I}}}{dt} = En'_{\mathrm{I}}$ analog m' geschrieben, denn es ist kürzer und übersichtlicher.

$$En'_{\mathrm{II}} = \frac{m'}{2} c^2 \qquad (11)$$

III. Die bleibende Bewegungsenergie En_{III} der Gase nach erfolgtem Auspuff:

$$En'_{\mathrm{III}} = \frac{m'}{2}\,(c - v)^2 \qquad (12)$$

Beweis.

Für Übereinstimmung der Raketentheorie mit dem Energiegesetz muß nun:

$$En'_{\mathrm{II}} = En'_{\mathrm{I}} + En'_{\mathrm{III}} \qquad (13)$$

$$\frac{m'}{2} c^2 = \frac{1}{2} m'v\,(2\,c - v) + \frac{m'}{2}\,(c - v)^2,$$

$$c^2 = v\,(2c - v) + (c - v)^2,$$

$$2\,cv - v^2 + c^2 - 2\,cv + v^2, \text{ also:}$$

$$c^2 = c^2 \quad \text{q.e.d.} \qquad (13')$$

Mithin ist nun auch der vollkommen exakte Beweis für die Übereinstimmung der Raketentheorie mit dem Energiegesetz erbracht, und wir können nunmehr unsere weiteren Schlüsse ziehen.

Wenn diese Werte von γ (Beschleunigung) und P (Kraft), welche nach dem Schwerpunktsatz unabhängig vom Wert v (Geschwindigkeit der Rakete) angenommen wurden, bei ihrer Einsetzung in die Formeln der Energiekontrolle volle Übereinstimmung mit dem Energiegesetz ergeben, so ist damit auch schon bewiesen, daß keine anderen Werte für P, γ, c und v ebenfalls eine Übereinstimmung mit dem Energiegesetz ergeben können!

Wir können es nunmehr als exakt bewiesen betrachten, daß die Formel

$$\frac{m_0}{m} = e^{v/c} = \text{num ln } v_i/c \qquad (3)$$

bzw. meine Formel

$$Q = \frac{m_0}{m} = 10^{v_i/v_d} + \%\ \text{Proviant} \qquad (4)$$

mit dem Energiegesetz vollkommen übereinstimmen, und somit kann die Aufstellung einer Formel von der Längenordnung der Baetzschen Formel:

$$\frac{M_1}{M_2} = \sqrt{\frac{u_2^2 - u_2 \cdot w + w^2}{u_1^2 - u_1 \cdot w + w^2}} \cdot e^{\frac{1}{\sqrt{3}}\left(\operatorname{arctg}\frac{2u_2 - w}{w \cdot \sqrt{3}} - \operatorname{arctg}\frac{2u_1 - w}{w \cdot \sqrt{3}}\right)}. \qquad (14)$$

weder als notwendig noch als zulässig bezeichnet werden.

Nachdem ich nunmehr den Beweis erbracht habe, daß die bestehende Raketentheorie ohnehin mit dem Energiegesetz übereinstimmt, will ich diesen Aufsatz zum Abschluß bringen.

II. Replik,

betreffend die einschlägigen Artikel des Herrn Oberbaurats Prof. Baetz.

In der „Praxis“ der Beschäftigung mit der Rakete hat es sich gezeigt, daß die verschiedenartigsten Einwände gegen die Rakete oder die Realisierbarkeit der Weltraumfahrt erhoben werden, und daß die verschiedenartigsten Mißverständnisse bezüglich der Grundprinzipien unterlaufen.

Ein ziemlich häufiger Fall war z. B. folgender, den wir als Fall A bezeichnen wollen.

Fall A. Es wurde nämlich behauptet, „daß der Auspuff, sobald die Rakete ins Vakuum eintrete, ganz unwirksam sei, und daß einer solchen Rakete dann auch keine willkürliche Änderung ihrer Geschwindigkeit v mehr erteilt werden könne; man könne also die ‚freie Trägheitsbahn‘, die ihr dann zukommt, nicht mehr abändern.

Diese ‚Ansicht‘ wurde damit begründet, daß die Auspuffgase, wenn sie auch ausgestoßen werden, keinen Widerstand an der Luft mehr finden können (weil ja keine umgebende Luft mehr da sei), und also auch die Rakete nichts mehr habe, woran sie sich abstoßen könne.“

Dieser Einwand wurde mehrmals, sogar von „Ingenieuren“ erhoben — oder doch von solchen, die sich als Ingenieure ausgegeben haben.

Die Widerlegung dieses Irrtums ist nun recht einfach. Es ist klar, daß z. B. ein Geschütz seinen Rückstoß in jedem Fall erleidet, ganz gleichgültig, ob man dasselbe im Vakuum abfeuert oder aber in atmosphärischer Luft mit $p = 1$ at.

Es ist auch klar, daß der Satz von der Erhaltung des Schwerpunkts für das Vakuum ebenso gültig sein muß wie für die atmosphärische Luft — und ferner, daß sich also eine Rakete — die im Vakuum funktioniert — eben an diesen ausgestoßenen Auspuffgasen abstößt — mit einem Wort, es ist vollständig evident, daß der im Fall A erhobene Einwand total unstichhaltig ist!

Kaum aber war dieses Mißverständnis überwunden, so tritt ein neues ähnliches auf den Plan. Auf einmal tritt nämlich Herr Oberbaurat Baetz mit seinen Thesen auf, welche zwar nicht die völlige Wirkungslosigkeit des Raketenauspuffs im Vakuum behaupten (wie oben) — wohl aber

I. jener Mündungsgeschwindigkeit c, welche die Auspuffgase relativ gegen die Rakete erhalten, eine Abhängigkeit von der jeweiligen Geschwindigkeit v der Rakete zuschreiben wollen, und sich außerdem bemühen darzulegen, daß

II. die vorhandene Raketentheorie gar nicht mit dem Energiegesetz übereinstimme,

III. daß man erst eine neue Raketentheorie aufstellen müsse, welche mit dem Energiegesetz in Einklang stehe und Werte von c (Auspuffgeschwindigkeit) ergebe, die von v (Raketengeschwindigkeit) abhängig sein müßten usw.;

IV. daß man die Wärmeenergie J_2 der Auspuffgase an der Mündung gleich Null setzen könne, und das sogar dann, wenn man ein zylindrisches Auspuffrohr statt einer Düse mit konischer Mündung verwendet.

Ich habe nun zwar schon im ersten Teil dieses Aufsatzes den Beweis erbracht, daß die vorhandene Raketentheorie ohnehin vollständig mit dem Energiegesetz übereinstimmt, wodurch eigentlich eine weitere Widerlegung der ersten 3 Baetzschen Thesen überflüssig wird — doch ich will mich, da ich diesen Beweis mehr tabellarisch und theoretisch geführt habe — nochmals unter Einschlagung eines anderen Weges unmittelbar an die Vorstellung und das Verständnis der Leser wenden.

Im Falle A sahen wir, daß seinerzeit (1928) die Wirksamkeit des Raketenauspuffs im Vakuum bestritten wurde, und ich will noch kurz die Baetzschen Thesen I bis III in unmittelbarer Analogie zur Widerlegung des Falles A behandeln.

Wir wollen nun wieder eine Kanone R betrachten, welche für eine bestimmte Ladung eine Mündungsgeschwindigkeit c des Projektils P von $c = 800$ m/sek aufweise:

Dieselbe wird für ein Gewichtsverhältnis zwischen Rohr und Geschoß von 100:1 bei ungehindertem Rücklauf eine Rücklaufgeschwindigkeit Δv von 8 m/sek aufweisen

$$\Delta v = \frac{P}{R} c = \frac{800}{100} = 8 \text{ m/sek}.$$

Es ist nun klar, daß diese relative Mündungsgeschwindigkeit c (des Projektils gegen das Rohr) $= 800$ m/sek und diese relative Rücklaufgeschwindigkeit Δv des Rohres (gegen den Bewegungszustand vor dem Abschluß) vollständig unabhängig sind vom Bewegungszustand v unserer Kanone!

Wenn wir nun unsere Kanone nicht, wie im Fall A, im Ruhezustand, sondern in den Fällen 1, 2, 3 in Bewegung betrachten, wobei wir für Kanone im Falle 1 eine vorwärts gerichtete Bewegung (mit Geschwindigkeit $v = 1$ km/sek), im Falle 2 den Ruhezustand (mit $v = 0$ km/sek) und im Fall 3 eine rückläufige Bewegung (mit $v = -1$ km/sek) annehmen, so gelangen wir zu folgenden Resultaten (siehe untenstehende Tabelle).

Daß diese Unabhängigkeit der Werte von c und Δv von dem Wert der Geschwindigkeit der Rakete v besteht, geht ja schon aus dem Gesetz von der Erhaltung des Schwerpunktes hervor, und die Anwendbarkeit dieser Erkenntnis auf die Rakete und deren Auspuff im Vakuum ist unmittelbar einleuchtend!

Nun eine Untersuchung darüber zu führen, wieso Herr Oberbaurat Prof. Baetz zur Aufstellung dieser 3 vollständig irrigen und unhaltbaren Thesen gelangt ist, würde den Rahmen und den Zweck dieser Replik überschreiten; ich will diesbezüglich nur noch kurz erwähnen, daß ich darüber folgende Ansicht habe:

Herr Oberbaurat Prof. Baetz hat den unglücklichen Gedanken gehabt, die im deutschen Sprachgebiet allgemein üblichen Bezeichnungen durch andere, entschieden unpraktischere zu ersetzen, und zwar statt der

	gewöhnlichen Symbolisierung	nach Baetz:
Geschwindigkeit der Rakete	v	u
Relativgeschwindigkeit der Auspuffgase gegen die Rakete ..	c	w
Absolutgeschwindigkeit der bereits ausgestoßenen Auspuffgase	$v - c$	c

Tabelle

Fall	Mündungsgeschwindigkeit c des Projektils	Rückaufgeschwindigkeit Δv des Rohres	Geschwindigkeit der Kanone absolut v vor Abschuß	Geschwindigkeit der Kanone absolut v nach Abschuß	Geschwindigkeit des Projektils absolut	vollständig präzise Werte[1]) v	vollständig präzise Werte[1]) $(v + c)$
1	+ 800	— 8	+ 1000	+ 992	+ 1800	(+ 996)	+ 1796
2	+ 800	— 8	0	— 8	+ 800	(— 4)	+ 796
3	+ 800	— 8	— 1000	— 1008	— 200	(— 1004)	— 204
	relativ gegen Rohr	gegen Moment vor dem Abschuß	m/sek	m/sek	m/sek $(v + c)$		
Kolonne	I	II	III	IV	V	IV'	V'

[1]) Die Mündungsgeschwindigkeit (Kol. I) $c = + 800$ m/sek bezieht sich eigentlich auf den mittleren Zeitpunkt der Schußzeit (zwischen dem Beginn der Explosion und dem Austritt des Projektils aus dem Rohr) so daß für diesen mittleren Zeitpunkt für v die Werte der Kol. IV' und für den exakten Wert der Absolutwerte der Mündungsgeschwindigkeit $(c + v)$ die Kol. V' maßgebend ist.

Dann hat er aber bei der Aufstellung der Formeln die übliche mit seiner Privatbezeichnung durcheinandergeworfen, sowie auch solche Formeln, die für die eine statt für die andere Bezeichnungsweise gelten, hat keinerlei Kontrollrechnungen gemacht und ist dergestalt auf einmal zur monströsen Formel (14) sowie zu den irrigen Thesen I bis III gelangt.

Ich will aber diesen Tadel dadurch abschwächen, daß ich betone, daß es einem sehr leicht passieren kann, sich bei einer ganz neuen Sache durch einen Rechenfehler oder irgendein Übersehen zu „vergaloppieren“ — und daß ich mich zu dieser Replik gewiß nicht deshalb entschlossen habe, um Herrn Oberbaurat Prof. Baetz vor jenen bloßzustellen, die vielleicht nie auch nur einen Schritt außerhalb der ausgetretenen Wege gemacht haben —, sondern aus rein sachlichen Gründen, um die bestehende Raketentheorie gegenüber diesen unstichhaltigen Anzweiflungen und „Verbesserungen“ zu verteidigen.

Der gröbste Verstoß gegen alles physikalische Empfinden liegt aber nach meiner Ansicht in der IV. Baetzschen These vor, daß man nämlich die Wärmeenergie J_2 der abströmenden Auspuffgase ganz einfach $= 0$ setzen könne.

Diese These läßt sich nämlich durch keinen Rechenfehler usw. entschuldigen.

Bevor ich aber diese These entkräfte, will ich noch einige andere Stellen der Artikel des Herrn Oberbaurat Baetz in der „Rakete“ vom 15. April und im „Maschinen-Konstrukteur“ vom 15. Mai kurz anführen.

Auf S. 224 (M.-K. unten rechts) schlägt Herr Oberbaurat Prof. Baetz vor,
$$c^2 = \frac{2\,g_0}{A}(J_1 - J_2)$$
zu setzen, und ich kann hierzu nur sagen, daß ich dies ja ohnehin in meiner Formel (7) getan habe, siehe „Rakete“, Novemberheft 1928, Seite 170 und „M.-K.“, Heft 8, 15. April 1929, S. 181:

(Baetz) (Pirquet)
$$c_i^2 = \frac{2\,g_0}{A}(J_1 - J_2) = 129^2 \left(\frac{1}{2}\,En_c - \frac{T_\omega}{\mu}\,\frac{K}{K-1}\right). \quad (15)$$
Es ist dabei klar, daß
$$\frac{2\,g_0}{A}\,J_1 = \frac{129^2}{2}\,En_c$$
ist. Auch der zweite Ausdruck ist wesensgleich
$$\frac{2\,g_0}{A} \cdot J_2 = 129^2\,\frac{T\omega}{\mu}\,\frac{K}{K-1}\,,$$
nur habe ich ihn der praktischen Anwendbarkeit angepaßt, weil, wie ich bereits sagte, $T\omega$, die Mündungstemperatur, leicht gemessen werden kann; oder sie läßt sich theoretisch (graphisch) ermitteln, wie ich es in Abb. 3, Seite 182, an der Hand eines konkreten Beispieles dargelegt habe.

Daß ich diesen wichtigen Ausdruck, nachdem ich ihn bereits zweimal vorgebracht und erklärt habe (vergleiche „Rakete“, Novemberheft 1928, und „M.-K.“, Heft 8, 1929), ein drittes Mal erläutern mußte, ist für mich allerdings überraschend und ernüchternd, um so mehr ich einen ganz ähnlichen, wenn auch noch nicht so vollkommenen Ausdruck bereits im Maiheft der „Rakete“ 1928 vorgebracht habe
$$\left(\text{S. 67:}\quad c_1^2 = 91^2 \cdot En_c - 240^2\,\frac{T\omega}{\mu}\right).$$

Nunmehr komme ich also zum Kernpunkt der These IV der Baetzschen Thesen.

Herr Oberbaurat Prof. Baetz schlägt nun vor, J_2 ganz einfach gleich Null zu setzen: $J_2 = 0$.

Nun, ich meine, dies kann man allerdings auf dem Papier tun, ich möchte aber sehr bezweifeln, ob etwaige Versuche des Herrn Oberbaurat Prof. Baetz erweisen werden, daß er dasjenige zu halten vermag, was er dem Papier zugemutet hat, und ich will diese These gleichzeitig mit einer Stelle, Seite 225, Spalte 2, Zeile 19—25 besprechen, wo Herr Oberbaurat Baetz folgendes schreibt:

„Durch die vorstehende Betrachtung hoffe ich nun „Herrn von Pirquet gleichzeitig davon überzeugt zu „haben, daß es für eine ideal arbeitende Rakete ganz „gleichgültig ist, ob man sie als Düse mit konischer „Erweiterung ausführt oder als zylindrisches Rohr, „wenn sie nur in ein absolutes Vakuum expandiert.“

Nun sehen wir uns die hier niedergelegte Ansicht etwas genauer an. — Bekanntlich muß bei den Düsen die Kontinuität des Abflusses gewahrt bleiben.

Für dieselbe ist eine Formel sehr einfach aufzustellen. Wenn wir mit $m' = \frac{\Delta m}{\Delta t}$ das Auspuffgewicht pro Sekunde, mit f den Querschnitt, mit c die Geschwindigkeit und mit v das spez. Volumen (l/g) bezeichnen, so bekommen wir für die Kontinuität des Auspuffs folgende Formel: $\boldsymbol{v m' = f \cdot c =}$ **konst.** (16)

Nun meint aber Herr Prof. Baetz, daß das Vakuum gleichsam in die Mündung „hineinkriecht“, oder, um es schöner auszudrücken, bereits an der Mündung vorliegt, denn sonst könnte er doch nicht $J_2 = 0$ setzen!

Wenn aber an der Mündung bereits Vakuum vorliegt, so müßte also

1. die Düse entweder nichts abführen — (das heißt, die Düse müßte, sobald sie im Vakuum arbeitet, gleichsam an Verstopfung leiden) — oder aber es müßte
2. eine Abflußgeschwindigkeit $c = \infty$ erzielt werden.

Ein drittes gibt es da nicht, wenn man, wie es Herr Prof. Baetz getan hat, $J_2 = 0$ setzt (und dabei noch dazu von einem zylindrischen Rohr spricht!!), wie ich gleich aus der Forderung der Kontinuität der Abströmung für die Mündung nachweisen werde:

Fall 1.

$J_2 \sim 0$,
$v\,(l/g) \sim \infty$ und aus
$m'v = f \cdot c =$ konst.
$? \times \infty =$ konst.
$m' \sim \infty$.

Dies ist aber unmöglich, weil dann die Düse „nichts abführen“ könnte.

Fall 2.

$f c = m'v$
$v \sim \infty$
$m' \neq 0$,
dann
$m'v \sim \infty = f \cdot c$.

Fall 2a.

$c \sim \infty$.

Dies ist aber leider aus energetischen Gründen unmöglich,

oder **Fall 2b.**

$f \sim \infty$.

Hier müßte der Mündungsquerschnitt f unendlich groß werden.

Darauf habe ich aber ausdrücklich aus konstruktiven Rücksichten verzichtet (vgl. „M.-K.“, Heft 8, S. 182, Spalte 2, Zeile 6 usw.).

Gleichzeitig behauptet aber Herr Prof. Baetz, daß es ganz irrelevant sei, ob man die Düse konisch ausführt oder als zylindrisches Rohr!

Nun, da ist mir meine Annahme doch noch lieber, bei welcher ich mich ganz bescheiden damit zufrieden erkläre, für eine gegen die Mündung zu immerhin stark erweiterte Düse mit einem Durchmesserverhältnis für Hals und Mündung wie 1:3 und einen Mündungsdruck $p\omega = 0.01\,p\alpha$ soviel zu erreichen, daß $J_2 \sim {}^1/_3\,J_1$ wird!