

# Die Rakete

Zeitschrift des Vereins für Raumschiffahrt E. V.

3. JAHRGANG

1929

## Beitritt zum Verein.

Wer das große Werk der Raumschiffahrt unterstützen will, trete dem Verein für Raumschiffahrt E. V. bei. Dem Verein gehören die bekanntesten Persönlichkeiten auf dem Gebiet der Raumschiffahrt (Fritz von Opel-Rüsselsheim, 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 zurzeit 5 RM. jährlich. Höhere Beiträge und besondere Zuwendungen sind 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 RAUMSCHIFFFAHRT E.V.  
IN DEUTSCHLAND

HERAUSGEGEBEN V. JOHANNES WINKLER  
SCHRIFTLÉITUNG, VERLAG UND HAUPTGESCHÄFTSSTELLE  
BRESLAU 13, HOHENZOLLERNSTR. 63/65

3. J A H R G A N G

---

## INHALT:

Einsendung der Beiträge — Zum Jahreswechsel — Raketen-  
schlitten — Die Kosten des Raketenantriebs — Das Wohnrad,  
Probekapitel aus Noordung: Das Problem der Befahrung des  
Weltraums — Fahrtrouten — Die Wandelsterne 1929 — Robert  
Esnault-Pelterie — Bücherbesprechungen — Quittungen.

---

BRESLAU

15. JAN. 1929

HEFT 1

# DIE RAKETE

OFFIZIELLES ORGAN DES VEREINS FÜR RAUMSCHIFFFAHRT E. V.  
IN DEUTSCHLAND / HERAUSGEGEBEN VON JOHANNES WINKLER  
SCHRIFTLEITUNG, VERLAG U. HAUPTGESCHÄFTSSTELLE Breslau 13  
HOHENZOLLERNSTRASSE 63/65 / FERNSPRECH-ANSCHLUSS Nr. 30885

---

## Einsendung der Beiträge.

Der vorliegenden Nummer liegt außer dem Inhaltsverzeichnis für das Jahr 1928 noch eine Zahlkarte zur Einsendung des Vereinsbeitrages bei. Der Vorstand hat beschlossen, den Mindestbeitrag für das Jahr 1929 auf 5 RM. festzusetzen, es sind auch nur wenige Mitglieder, die einen geringeren Beitrag zahlen. Diejenigen Mitglieder, welche in schwierigen wirtschaftlichen Verhältnissen leben und den erhöhten Beitrag nicht glauben leisten zu können, wollen ein besonderes Gesuch an den Vorstand richten. Die Mitglieder, welche den Vereinsbeitrag für 1928 noch nicht eingesandt haben, werden gebeten, dies alsbald nachzuholen.



## Zum Jahreswechsel.

Für die Verwirklichung des Raumfahrtgedankens bedeutet das Jahr 1928 einen gewaltigen Fortschritt. Die Fahrten des Raketenautos und der erste Flug eines bemannten Flugzeuges mit Raketenkraft sind der breiten Öffentlichkeit bekannt geworden. Mit diesen immerhin nicht mehr ganz bescheidenen Anfängen klopfte zum ersten Male das Raumschiff an, denn für ein konkurrenzfähiges Raketenauto sind an der Erdoberfläche die Bedingungen ja nicht gegeben. Auch die Arbeit an der Rakete für flüssige Treibstoffe, welche den Zentralpunkt des ganzen Problems bildet, ist nunmehr aufgenommen. Daß diese Arbeiten nicht so rasch von statten gehen, ist nicht verwunderlich, es sind zurzeit nur wenige, die daran arbeiten, und es ist ein Stück Neuland, das wir hier betreten. Über den Wärmeübergang und die Verbrennungsgeschwindigkeit bei freischwebenden Tröpfchen, sind in der Literatur nur wenig Anhaltspunkte zu finden, insbesondere fehlen Versuchsergebnisse über flüssigen Wasserstoff und den flüssigen Sauerstoff; eine genaue Kenntnis der Verbrennungsvorgänge ist aber für die Konstruktion hinreichend leichter Apparate unerlässlich. Es ist dies der Punkt, an dem voraussichtlich die Entscheidung über das Raumfahrtproblem fallen wird, man kann heute noch nicht mit völliger Sicherheit sagen, ob es möglich sein wird, die großen Mengen flüssiger Treibstoffe in der zur Verfügung stehenden kurzen Zeit in hinreichend leichten Apparaten zu verdampfen und zur Verbrennung zu bringen. Die hiermit zusammenhängenden Arbeiten müssen daher vor allen andern geleistet werden.

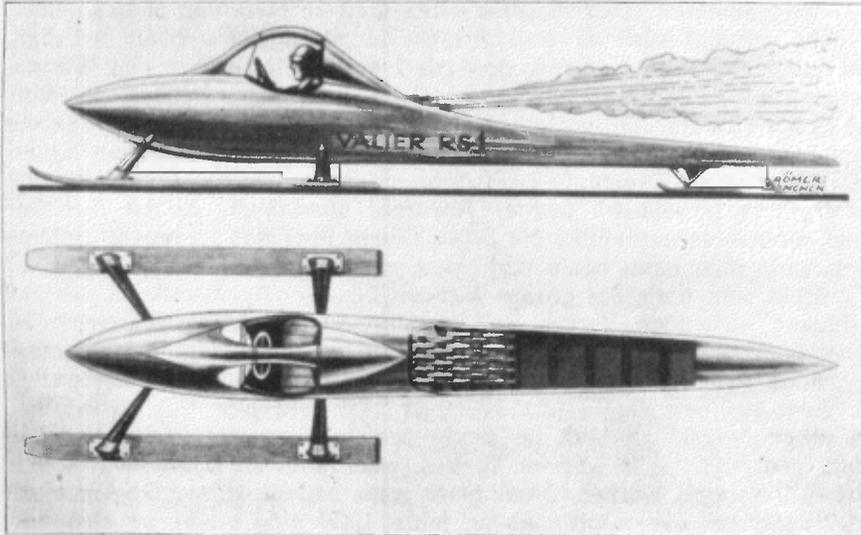
Auch für den Verein war das Jahr 1928 ein Jahr des Fortschritts. Die Mitgliederzahl hat sich im Laufe des Jahres verdreifacht, sie hätte jedoch noch weit mehr wachsen können, wenn alle, die Gelegenheit hatten für den Verein zu werben, dies immer getan hätten. Einen Massenzulauf von Mitgliedern haben wir auch im Jahre 1928 nicht erlebt, es sind nur die wirklichen Freunde des Gedankens, die sich uns angeschlossen haben.

## Die Kosten des Raketenantriebs.

Die mannigfachsten Wünsche sind an die Vereinszeitschrift gestellt worden, sie durchlaufen die ganze Skala von einer rein wissenschaftlichen Zeitschrift bis zur völlig populären. Alle Wünsche sind berechtigt, aber nicht jeder erfüllbar. Mit Rücksicht auf die öffentliche Geltung wäre es zweckmäßig, sie rein wissenschaftlich zu halten. Demgegenüber haben wir andererseits das allergrößte Interesse daran, sie auf eine möglichst breite Basis zu stellen, denn mit der Größe der Mitgliederzahl wachsen unsere Einnahmen für den Versuchsfonds, und das ist nicht minder wichtig als unsere öffentliche Geltung. Diese beiden Gesichtspunkte sind für die Gestaltung der Zeitschrift von ausschlaggebender Bedeutung. Es ist oft im Leben so, daß Konzessionen gemacht werden müssen, das wollen unsere Leser freundlichst bedenken. Daneben muß die Zeitschrift es sich angelegen sein lassen, den verschiedensten Bildungsstufen entsprechend, in die Probleme der Raumschiffahrt einzuführen. So wird jeder sich aus der Zeitschrift das herausholen können, was seiner Vorbildung und seinem Geschmack entspricht. Die Tagesereignisse müssen bei einer Monatsschrift naturgemäß etwas in den Hintergrund treten, auch ist unsere Beurteilung der Dinge oft eine andere als die der Tagespresse.

Auch im Jahre 1929 haben wir nach den vorliegenden Meldungen mit einem gewaltigen Fortschritt zu rechnen. Jedenfalls ist aus der augenblicklichen Stille in keiner Weise auf ein Abflauen der Arbeit zu schließen, vielmehr ist dies nur eine Zeit der Vorbereitung großer Ereignisse. Auch sollen in nächster Zeit erstmalig Vereinsmittel für praktische Versuche eingesetzt werden.

Aufs ganze gesehen hat man den Eindruck, daß nunmehr die praktische Arbeit endgültig in Fluß gekommen ist, wenn auch die Zahl der Forscher noch immer klein ist und vor allem die Hochschulen, die doch gerade für Zwecke der Forschung Staatsmittel erhalten, sich noch nicht genügend an der Lösung des Problems beteiligen.



Valier: Raketenschlitten.

Seit dem Start des ersten Raketenautos in Rüsselsheim werden von Zeit zu Zeit immer wieder Raketenautos vorgeführt. Es dürfte daher angebracht sein, sich über die Aussichten eines solchen Verkehrsmittels einige Klarheit zu verschaffen, insbesondere im Hinblick auf die Betriebskosten.

1.

Bei der Fahrt eines Verkehrsmittels wird Arbeit geleistet. Die Arbeit ist gleich Kraft mal Weg. In mathematischer Schreibweise

$$A = P \cdot s.$$

Die für diese Arbeit mindestens erforderliche Treibstoffmenge ergibt sich, wenn wir diese Arbeit durch die in 1 Kilogramm eines Treibstoffes enthaltene Arbeit dividieren, zu

$$T_0 = \frac{P s}{427 W},$$

wo  $W$  den Energiegehalt des Treibstoffes in Kalorien pro Kilogramm bedeutet.

Nun wird bekanntlich bei einer Kraftmaschine die vorhandene Energie nicht voll ausgenutzt, man braucht daher mehr Treibstoff. Man findet den erforderlichen Treibstoff, indem man noch obigen Wert durch den Wirkungsgrad  $\eta$  der betreffenden Maschine dividiert. Wir haben also

$$T = \frac{T_0}{\eta} = \frac{P s}{427 W \eta}.$$

Die Treibstoffmenge pro Wegeinheit erhalten wir durch Division mit  $s$ . Es ist also

$$\frac{T}{s} = \frac{P}{427 W \eta}.$$

Was uns in diesem Zusammenhang besonders interessiert, sind die Kosten des Treibstoffes pro Wegeinheit. Bezeichnen wir die Kosten von 1 Kilogramm Treibstoff mit  $k$ , so finden wir sie zu

$$K = \frac{k T}{s} = \frac{k P}{427 W \eta}.$$

Auf die absolute Größe von  $P$  kommt es in diesem Zusammenhang nicht an, sie ist für den Kraftwagen gleich  $\sigma G$ , wo  $\sigma$  den Straßenwiderstand (z. B. 0,03) und  $G$  das Gewicht des Wagens bedeutet; bei dem Flugzeug in der üblichen Bezeichnung gleich

$$c_w F \frac{\gamma}{2g} v^2$$

Versehen wir nun die nicht gemeinsamen Größen für den Aktionsantrieb mit dem Index  $a$ , für den Reaktionsantrieb mit dem Index  $r$ , so ergibt sich das Verhältnis der Antriebskosten zu

$$q = \frac{K_r}{K_a} = \frac{k_r P 427 W_a \eta_a}{427 W_r \eta_r k_a P} = \frac{k_r W_a \eta_a}{k_a W_r \eta_r}.$$

Der Wirkungsgrad  $\eta$  ist bei der Aktionsmaschine eine annähernd konstante Zahl, bei dem Benzinmotor kann man etwa  $\eta_a = 0,15$  setzen. Bei der Reaktionsmaschine ist der Wirkungsgrad in diesem Falle außer von einer ähnlichen nahezu konstanten Zahl noch von der Fahrgeschwindigkeit abhängig. Hier ist

$$\eta_r = \frac{c v}{427 W_r g}$$

(vergleiche „Die Rakete“, Zeitschrift des Vereins für Raumschiffahrt in Deutschland, 2. Jahrgang, Seite 168), wo  $c$  die Ausströmgeschwindigkeit der Verbrennungsgase,  $g = 9,81$  die Beschleunigung durch die Erdschwere ist. Setzt man die Werte für  $\eta$  ein, so ergibt sich schließlich

$$q = \frac{K_r}{K_a} = \frac{k_r W_a 0,15 \cdot 427 W_r 9,81}{k_a W_r c v} = \frac{k_r W_a 628}{c k_a v}$$

Aus der Formel ersieht man, daß für die Auswahl des Treibstoffes der Quotient  $k_r:c$  von ausschlaggebender Bedeutung ist. Brauchbare Werte liefern Alkohol oder Benzin mit flüssigem Sauerstoff und Wasserzusatz zur Erniedrigung der Verbrennungstemperatur. 1 Kilogramm Treibstoff von dieser Zusammensetzung kostet etwa 25 Pf. Bei dem Versuchsapparat des Verfassers ist  $c = 1000$  m/Sek. Durch Steigerung des Druckverhältnisses von 4 auf 20 Atm. läßt sich die Ausströmgeschwindigkeit ohne ungebührliche Beanspruchung des Materials auf 1300 m/Sek. erhöhen. Auch durch eine Erhöhung der Verbrennungstemperatur von 700 auf 1400 Grad ließe sich die Ausströmgeschwindigkeit weiter auf 1700 m/Sek. steigern, es bringt dies jedoch keine Ersparnis in den Treibstoffkosten, weil dann weniger Wasser in 1 Kilogramm Treibstoff enthalten ist und damit der Preis etwas höher ist. Auch mit Rücksicht auf die Umgebung des Fahrzeuges empfiehlt sich eine niedrigere Verbrennungstemperatur. Aus demselben Grunde ist auch die Wasserstoffüberschußrakete Oberths, welche die höchsten Ausströmgeschwindigkeiten liefert, wegen des zurzeit hohen Preises für flüssigen Wasserstoff für den Antrieb von Kraftwagen nicht zu empfehlen. Sie bietet nur bei ganz großen Leistungen, wie sie ein Flug zu einem benachbarten Himmelskörper darstellt, entscheidende Vorteile. Der Ausdruck läßt ferner erkennen, daß die Betriebskosten sich mit zunehmender Geschwindigkeit zugunsten der Rakete verschieben, ja es läßt sich die Fahrgeschwindigkeit angeben, von der ab der Reaktionsantrieb billiger wird als der Antrieb mit dem Aktionsmotor. Für diese Grenzgeschwindigkeit ist  $K_r = K_a$  und  $K_r/K_a = 1$ . Damit ergibt sich diese Grenzgeschwindigkeit zu

$$v = \frac{628 k_r W_a}{k_a c}$$

2.

Es dürfte von Interesse sein, einige wichtigere Fälle nunmehr auch zahlenmäßig zu behandeln. Setzen wir den Preis von 1 kg Benzin zu 40 Pf. an und den Energiegehalt zu 10000 Kalorien pro Kilogramm, ferner den Preis von 1 kg Treibstoff bei dem oben erwähnten Versuchsapparat für flüssige Treibstoffe mit 25 Pf. und die Ausströmgeschwindigkeit der Verbrennungsgase (bei 20 Atm. Ofendruck) zu 1300 m/Sek., so ist das Verhältnis der Treibstoffkosten bei dem Raketenantrieb pro Kilometer zu denen des gewöhnlichen Aktionsmotors gleich 3000 dividiert durch die Fahrgeschwindigkeit in m/Sek. Bei normaler Fahrgeschwindigkeit von 20 m in der Sekunde (gleich 72 Stundenkilometer) kommt der Raketenantrieb 150 mal teurer als der Antrieb mit dem gewöhnlichen Benzinmotor. Selbst bei der höchsten bisher erreichten Fluggeschwindigkeit von etwa 125 m/Sek. ist auch bei der Rakete für flüssige Treibstoffe und zweckmäßiger Treibstoffwahl der Reaktionsantrieb noch etwa 25mal teurer

als bei dem Benzinmotor. Wenn wir es dagegen gewöhnt wären, uns mit 3000 m/Sek. zu bewegen, so würde der Raketenantrieb mit dem Aktionsantrieb konkurrieren können.

Bei der Pulverrakete ist das Verhältnis der Betriebskosten wesentlich ungünstiger, weil hier außer dem höheren Treibstoffpreis auch noch die Treibkörper unbrauchbar werden, man muß daher die Kosten pro Kilogramm Treibstoff nebst den zugehörigen Treibkörpern zugrunde legen. Bei der Feuerwerksrakete kann man diese Kosten mit 20 RM. pro Kilogramm Treibstoff annehmen, die Ausströmgeschwindigkeit ist nach eigenen Messungen des Verfassers im Maschinenlaboratorium der Technischen Hochschule zu Breslau (vergleiche a. a. O. S. 4) etwa 600 m/Sek. In diesem Falle ist das Verhältnis der Treibstoffkosten gleich 500000 dividiert durch die Fahrgeschwindigkeit. Bei normaler Fahrgeschwindigkeit (20 m/Sek.) stellt sich der Raketenantrieb etwa 25000 mal teurer. Bei der Geschwindigkeit, wie sie Fritz von Opel auf der Avus erreichte und bei der Verwendung von Sander-Raketen, stellt sich der Antrieb noch 3000 mal teurer als bei dem gewöhnlichen Benzinmotor.

Man erkennt aus diesen Zahlenbeispielen, daß es keinen Zweck hat, Raketenautos zu entwickeln, auch bei der Verwendung der Rakete für flüssige Treibstoffe nicht, denn es dürfte schwerlich gelingen, für derartige Fahrzeuge geeignete Fahrbahnen herzustellen, auch wird der Luftwiderstand bei der Grenzgeschwindigkeit schon außerordentlich groß. Fahrgeschwindigkeiten von 3000 m/Sek. aufwärts kommen allein in den höheren Luftschichten in Frage, wo der Luftwiderstand gering ist. Da ferner der Wirkungsgrad des Benzinmotors mit zunehmender Höhe abnimmt, kommt der Raketenantrieb dort um so mehr zur Geltung. Das eigentliche Feld der Rakete liegt noch höher, jenseits der Atmosphäre. Dort kommen noch die großen reibungsfreien Auslaufstrecken hinzu, die zuweilen unendlich groß werden können, wodurch die Treibstoffkosten pro Kilometer Fahrstrecke unendlich klein werden.

Wir brauchen heute noch nicht darum zu streiten, ob der Besuch benachbarter Himmelskörper durch den Raketenantrieb möglich wird, vorerst genügt es, die Rakete für flüssige Treibstoffe, die heute bereits existiert, soweit zu vervollkommen, daß sie ebenso ruhig brennt wie die Lötlampe, alles andere wird sich dann von selbst ergeben. Man darf jedoch nicht vergessen, daß die Arbeit am Raketenproblem nur von der Erschließung großer Höhen und des leeren Raumes ihren Sinn bekommt.



## Probekapitel aus Noordung: Das Problem der Befahrung des Weltraums.

Verlag Richard Carl Schmidt u. Co., Berlin 7,50 RM.

### Das Wohnrad.

Bekanntlich ist sowohl die Drehgeschwindigkeit als auch die Fliehkraft in den verschiedenen Punkten eines rotierenden Körpers verhältnismäßig dem Abstände von seiner Drehmitte, der Achse; d. h. sie ist um so größer, je weiter der betreffende Punkt von der Achse entfernt liegt und umso kleiner, je näher er sich zu ihr befindet; in der theoretischen Drehachse selbst ist sie gleich Null.



7. Erklärung der gezeichneten Hyperbelschleifen (Tafel VI, Fig. 1—8).

8. Resultat:

Die einzig verwendbare Fahrtroute ist die Hyperbelschleife für  $b = 5 R_0$  (Fig. 6).

Absolute Form dieser Bahnkurve gegen Sonne (Fig. 7).

9. Die durch die Hyperbelschleifen ersparte Zeit (Fig. 9—12).

10. Durchführung der Fahrt:

- Start und Landung auf Außenstation,
- Landung durch Abholen mit einer Hilfsrakete.

### 5. Formeln.

Wir hatten im Dezemberheft:

$$\operatorname{tg} \alpha = b/a = \frac{2 \operatorname{En}_r}{\operatorname{En}_p} \quad (1)$$

ferner ist  $\operatorname{En}_p = \operatorname{En}_0 \frac{R_0}{b}$  und  $\operatorname{En}_0 = 3550$ ,

also  $b/a = \frac{2 \operatorname{En}_r \cdot b}{\operatorname{En}_0 R_0}$  und daher (Anm. 1)

$$a = R_0 \frac{\operatorname{En}_0}{2 \operatorname{En}_r} = \text{konstant.} \quad (2)$$

Die große Achse hat also einen Wert, der vom Assymptotenabstand  $b$  ( $b =$  kleine Halbachse) unabhängig ist. Hier also

$$a = R_0 \frac{\operatorname{En}_0}{2 \operatorname{En}_r} = 69\,800 \frac{3550}{365} = a = 680\,000 \text{ km (Anm. 2).}$$

### 6. Tabelle und Diagramm.

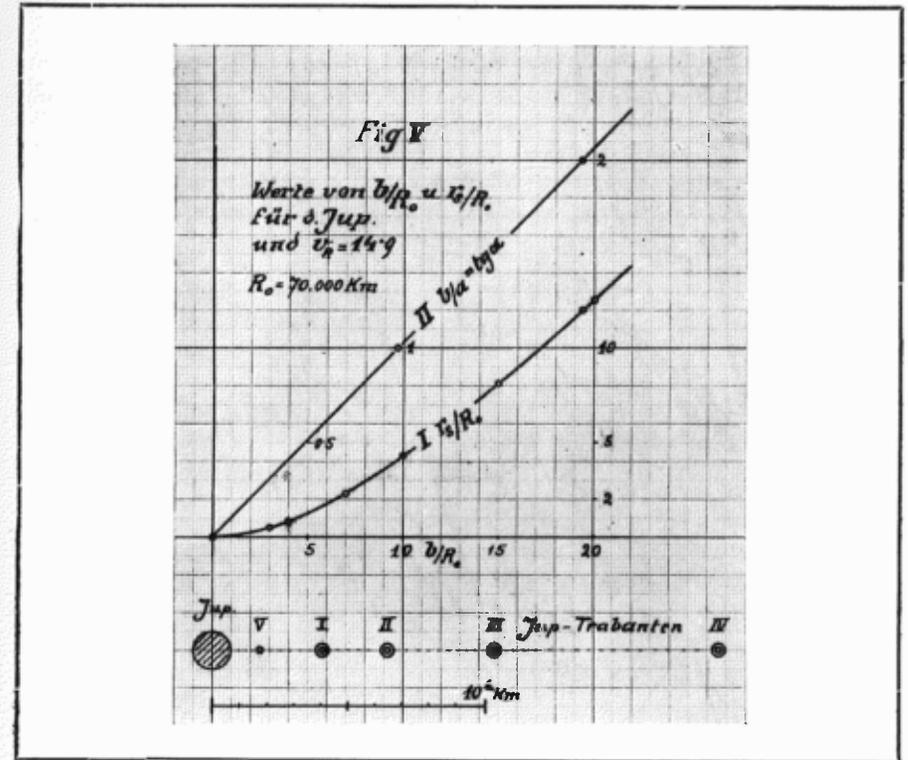
Das Diagramm Figur 5 und die Tabelle I geben uns Aufschluß über verschiedene Werte für verschiedene Hyperbelschleifen, welche Werte wir für die zeichnungsmäßige Darstellung dieser Bahnkurven (Tafel VI) benötigen. Es ist hervorzuheben, daß sie nur für den besonderen Fall Geltung haben.

Tabelle I.

b/R <sub>0</sub>	b/a	En <sub>p</sub>	r <sub>s</sub>	En <sub>ps</sub>	En <sub>s</sub>	En <sub>k</sub>	v <sub>s</sub>	v <sub>k</sub>	v <sub>d</sub>
I	II	III	IV	V	VI	VII	VIII	IX	X
3.8	.39	935	.73	4860	5040	2430	71.0	49.3	21.7
5	.486	710	1.20	2960	3142	1480	51.0	38.4	12.6
10	1.03	355	4.23	840	1022	420	31.9	20.5	11.4
19.4	2.00	183	12.0	294	476	147	21.8	12.1	9.7
	$\frac{2 \operatorname{En}_r}{\operatorname{En}_0}$	$\frac{3550}{I}$		$\frac{3550}{IV}$	$\frac{V}{+ \operatorname{En}_1}$	$\frac{1}{2}V$	$\sqrt{VI}$	$\sqrt{VII}$	VIII—IX

Anm. 1. Im Dezemberheft habe ich vorübergehend die Parabelgeschw. im Scheitel bzw. die zugehörige Energie mit  $\operatorname{En}_0$  bezeichnet, und hätte dort eigentlich  $\operatorname{En}_{ps}$  schreiben sollen, hier entspricht, wie sonst immer,  $\operatorname{En}_0$  der Parabelgeschw. an der Oberfläche.

Anm. 2. Ich habe hier nicht den Äquatorialdurchmesser mit  $R_{ae} = 71\,400$  km, sondern den Radius einer Kugel gleichen Volumens mit  $R_0 = 69\,800$  km in die Rechnung eingesetzt.



### 7. Die Hyperbelschleifen auf Tafel VI.

In Figur 1 sehen wir die Form der hyperbolischen Bahn (relativ gegen den Jupiter), die sich ergibt, wenn wir dem Assymptotenabstand  $b$  den Wert von  $19.4 R_0$ , das wäre also von  $1\,350\,000$  km, erteilen (Anm. 1).

Wir müssen nun durch die Geschwindigkeitsdreiecke den ganzen Vorgang genauer untersuchen.

Figur 2 zeigt uns die Geschwindigkeitsverhältnisse für die an den Jupiter herankommende Rakete, wobei also

- $v_J = 13.0$  km/Sek. Geschwindigkeit des Jupiter,
- $v_R = 14.9$  „ Geschwindigkeit der Rakete,
- $v_r = 13.5$  „ Relativgeschw. der Rakete gegen den Jupiter,
- $v'_R = 14.9$  „ ist nun die notwendige Geschw. der Rakete ( $1/3$ ) für die Rückfahrt symmetrisch zu  $v_R$ , aber mit entgegengesetzter Richtung.

Figur 2' zeigt nochmals die 3 Hauptrichtungen  $v_J$ ,  $v_R$ ,  $v_r$  in größerem Maßstab.

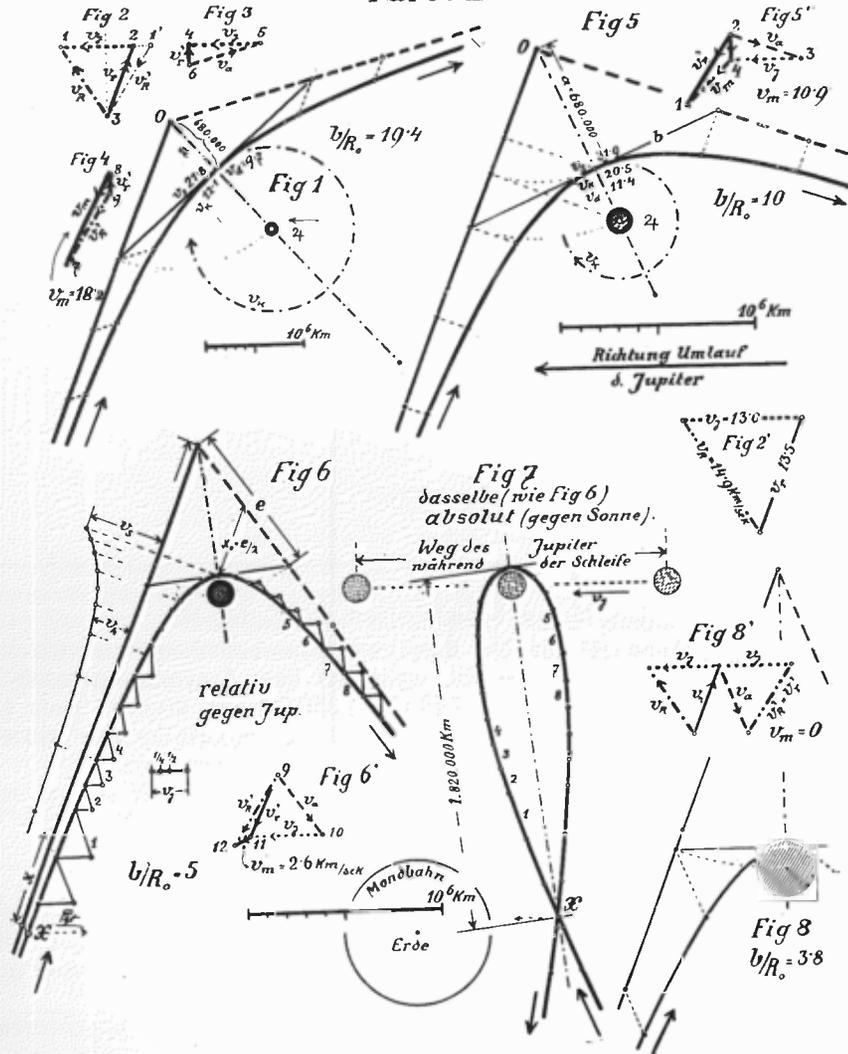
Zu Figur 3. Nach dem Passieren des Hyperbelscheitels hat nun die Rakete gegen den Jupiter die Relativgeschwindigkeit  $v_a$ , wobei  $v_a = v_r = 13.5$  km/Sek.; dies ist in der Richtung der 2. Assymtote (deshalb ebenfalls strichliert, in der Zeichnung  $v_a = 65$ ).

Anm. 1. Das „Anvisieren“ des Jupiter geschieht in der im Dezemberheft genau erklärten Weise.

Um nun die Absolutgeschw.  $v_r$  zu erhalten, müssen wir die Geschw. des Jupiter  $v_g = (54)$  wieder in Abzug bringen, und erhalten so:  $v_r' = 64$ .

Zu Figur 4. Mit  $v_r' = 98$  würden wir uns aber von der Sonne weiter weg bewegen, statt zu ihr zurückzukehren.

### Tafel VII



Wir müssen also der Rakete (durch Düsenauspuff) eine Geschwindigkeitsänderung  $v_m = 18,2$  km/Sek. erteilen, die ich daher mit Mankogeschw.,  $v_m$ , bezeichnet habe. Dieselbe ist notwendig, um mit der gewünschten Geschwindigkeit  $v_R = 14,9$  km/Sek. den Rückweg zur Erde anzutreten.

Wir sehen also: Wenn wir in die Umfahrbahn eingelenkt hätten und nach einer beliebig langen Umfahrung (hier z. B. 60 Tage) diese Umfahrbahn wieder verlassen hätten, so wäre hierzu ein Aufwand von  $2 v_d$  notwendig gewesen.

$$v_d = v_h - v_k \text{ hier gleich } = 21,8 - 12,1 = 9,7 \text{ (siehe Tabelle).}$$

Nachdem aber  $2 v_d = 19,4$  und  $v_m$  fast ebensoviel  $= 18,2$ , hätten wir fast gar nichts erspart, und die vorliegende Einlandungsrouten mit  $b = 19,4 R_0$  erweist sich in jeder Hinsicht als unwerwendbar.

#### 2. Hyperbelschleife mit $b = 10 R_0$ (Fig. 5).

Hier beträgt die Mankogeschw.  $v_m$  nur mehr 10,9 km/Sek., also schon wesentlich weniger, als im vorhergehenden Fall.

Ihre Ermittlung ist analog der vorherigen und ist aus Fig. 5' zu ersehen.

Zu beachten ist, daß bei allen diesen Hyperbelschleifen die große Halbachse  $a$  den gleichen Wert aufweist:

$$a = \text{konst} = 680\,000 \text{ km.}$$

#### 3. Hyperbelschleife für $b = 5 R_0$ (Fig. 6).

Aus Fig. 6' ersehen wir, daß hier die Mankogeschw.  $v_m$  nur mehr den Wert von

$$v_m = 2,6 \text{ km/Sek.}$$

aufweist, also auf ein Maß zurückgegangen ist, das fahrtoutentechnisch als annehmbar bezeichnet werden kann.

Ferner wurde auch noch: dieselbe Fahrtroute absolut gegen Sonne (Fig. 7) ermittelt und dargestellt.

Aus den einzelnen Geschwindigkeitsdreiecken 1,2...7,8 wurden die Absolutwerte der Wegstrecken ermittelt; hierdurch ergibt sich die Schleifenform Fig. 7.

Der Schleifenschnittpunkt X hat vom Scheitelpunkt einen Abstand von 1820 000 km; der inzwischen vom Jupiter zurückgelegte Weg wurde zur Erhöhung der Vorstellbarkeit des ganzen Vorganges in der Zeichnung angegeben.

#### 4. Hyperbelschleife für $b = 3,8 R_0$ (Fig. 8).

Wenn die Richtung der großen Hyperbelachse  $a$  mit der Richtung zur Sonne (senkrecht zu  $v_g$ ) zusammenfällt, so müssen die beiden Assymptoten symmetrisch gegen die Sonne liegen.

Es werden daher auch die beiden Geschwindigkeitsdreiecke (siehe Figur 8') vollkommen symmetrisch und deshalb auch die Mankogeschw.  $v_m = 0$  sein. (Weil  $v_R = v_r$ .)

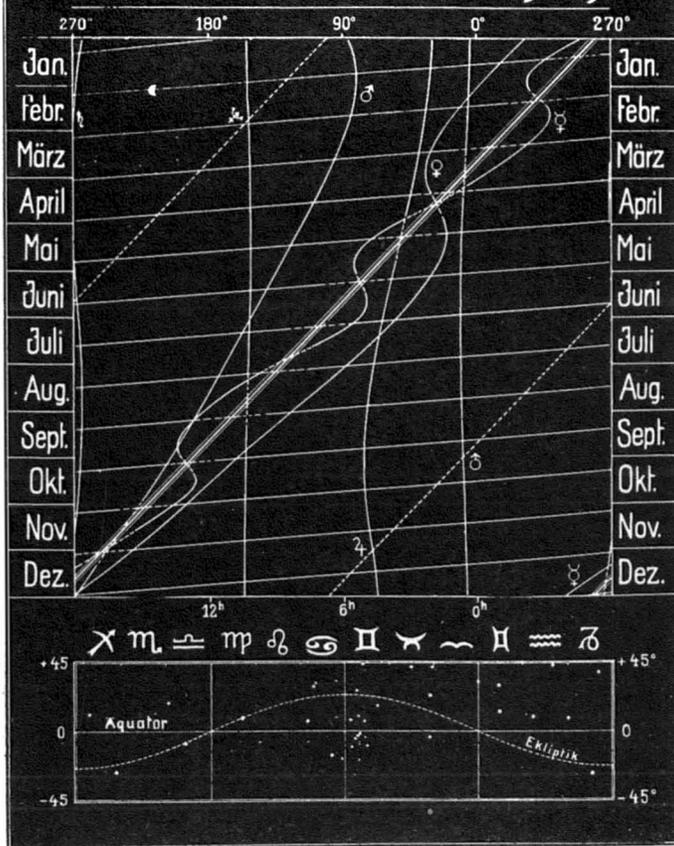
Diese Fahrtroute ist aber aus einem anderen Grunde unverwendbar, weil der Scheitelabstand  $r_s$  nur mehr den Wert von  $r_s = 0,73 R_0$  beträgt und die Rakete daher also auf den Jupiter aufschlagen würde.

#### 8. Resultat:

Die einzig halbwegs günstige Hyperbelroute ist also die in Figur 7 und 7' für  $b = 5 R_0$  vorgeführte Trägheitsbahn, für welche sich eine notwendige Mankogeschw.  $v_m$  von bloß 2,6 km/Sek. ergibt.

(Fortsetzung folgt.)

# DIE WANDEL-STERNE 1929



## Die Wandelsterne 1929.

Die Tafel gibt den Ort der Wandelsterne an jedem Tag des Jahres 1929 wieder. Es läßt sich aus ihr mit einem Blick ablesen, in welcher Himmelsgegend der gesuchte Wandelstern zu finden ist, desgleichen wie er sich im Laufe des Jahres durch die Fixsterne bewegt, ebenso der Zeitpunkt von Zusammenkünften eines oder mehrerer Wandelsterne in derselben Himmelsgegend.

Die Sternkarte unten zeigt die Himmelsgegenden, in welchen allein die Wandelsterne ihre Bahn ziehen können. Und zwar halten sie sich vorzugsweise in der Nähe der Ekliptik auf, die als Wellenlinie eingezeichnet ist. Längs dieser Linie ziehen sie im Laufe des Jahres hin und her, und zwar in der Hauptsache von rechts nach links, und nur vorübergehend von links nach rechts.

An welcher Stelle dieser Linie der betreffende Wandelstern in einem bestimmten Zeitpunkt zu finden ist, läßt sich mit Hilfe der oberen Tafel ermitteln, in welcher für jeden Wandelstern eine besondere Schlangenlinie eingezeichnet ist, welche die seitliche Bewegung im Laufe des Jahres wiedergibt. Man braucht also nur ein Lineal an dem gewünschten Zeitpunkt, wie er rechts und links angegeben ist, anzulegen und von dem Schnittpunkt des Lineals mit der betreffenden Planetenlinie senkrecht herunter zu gehen, so hat man auf der Ekliptik den Punkt gefunden, in dessen Nähe der Planet zu suchen ist.

Die einzelnen Planetenlinien sind sowohl durch die angeschriebenen Zeichen (☿ für Merkur, ♀ für Venus, ♂ für Mars, ♃ für Jupiter, ♄ für Saturn, ☉ für die Sonne, ☾ für den Mond) als auch durch ihre Gestalt gekennzeichnet. Die Sonne ist als schräge Linie gezeichnet, die von rechts oben nach links unten geht, der Mondlauf als eine Reihe schräger Linien, Merkur als Wellenlinie stets in der Nähe der Sonne, Venus als ähnliche Linie mit langsamerer Schwingung und größerem Ausschlag. Mars als stark geschwungene Linie, Jupiter, Saturn, Uranus, Neptun als immer schwächer geschwungene Linien. Die beiden letzteren sind mit bloßem Auge nicht sichtbar. Bei den Wandelsternen ist die Planetenlinie punktiert gezeichnet, soweit der Planet zeitweise unsichtbar ist.

Die der Sonne gegenüberliegende Stelle des Himmels ist durch eine der Sonnenlinie parallele punktierte Linie gekennzeichnet. Wo ein Planet diese Linie schneidet, befindet er sich in Opposition.

## Robert Esnault-Pelterie.

Geboren 8. November 1881 in Paris, besuchte das bekannte Lycée Janson de Sailly bis 1898, danach Student an der Sorbonne. (Botanik, Physik, Chemie.) Trat 1902 in den Militärdienst. Mit der Flugtechnik beschäftigt seit 1903, das erste Modell war ein motorloser Doppeldecker, die späteren Apparate mit Motor erzielten zum Teil erstaunliche Leistungen.



Die Beschäftigung mit dem Raumfahrtproblem reicht bis vor 1910 zurück, 1912 veröffentlichte REP eine Studie, in der er die Möglichkeit eines Reaktionsraumschiffes skeptisch beurteilte, dagegen die Raumfahrt als leicht durchführbar erklärte, wenn die Beherrschung des Atomzerfalls gelänge. Nach der Unterbrechung durch den Weltkrieg widmete er sich erneut raumfahrtwissenschaftlichen Studien, die einen vorläufigen Abschluß durch sein 1928 in Paris veröffentlichtes Buch: „L'exploration par fusées de la très haute atmosphère et la possibilité des voyages interplanétaires“ fanden, dem ein Vortrag vor der Hauptversamm-

der Société Astronomique de France (8. Juni 1927) zugrunde liegt. Gleichzeitig stiftete er mit André Hirsch zusammen den „Rep-Hirsch-Preis für Weltraumfahrtwissenschaft“, der in diesem Jahre zum ersten Male verteilt werden wird. Das deutsche Übersetzungsrecht seines Buches ist Willy Ley übertragen.

### Bücherbesprechungen.

N. Rynin: **Interplanetarischer Verkehr.** Band 2 und 3. Zwei weitere Bände des großen Sammelwerkes sind soeben erschienen. Auch für den der russischen Sprache nicht kundigen Leser sind die Bände wegen des reichen Bildmaterials immerhin verständlich. Erscheinungsort Leningrad 1928/29.

---

## Beteiligung an der Vereins-Zeitschrift

Vereinsmitgliedern, die über etwas Kapital verfügen, ist Gelegenheit zur Beteiligung an der Vereins-Zeitschrift geboten. Es wird erwogen, die Zeitschrift durch Schaffung einer Unterhaltungsbeilage auszubauen.

## Quittungen.

Den Mindestbeitrag übersteigende Beiträge gingen ein von: Ing. Hildenbrand-Frankfurt a. M. 12 RM.; Konrektor Korthaus-Buer 5 RM.; Ritter-Zürich 5 RM.; Woysch-Liegnitz 5 RM.; Wolfshofer-Leitsberg 5 RM.; Lippoldes-Surabaja (Ostjava) 5 RM.; Ing. Waile-Pforzheim 6 RM.; Studienrat Zahn-Wiesbaden 5 RM.; Krebs-Berlin 5 RM.; Ing. Holzmann-Klein-Wülknitz 5 RM.; Scheudell-Stettin 10 RM.; Rohr-Konstanz 12 RM.; Pfarrer Fischer-Burgheim 10 RM.; Perelmann-Leningrad 5 RM.; Wagner-Karlsbad 5 RM.; stud. techn. Greil-Linz 5 RM.; Paintner, Handlungsgehilfe, München 6 RM.; Wagner-Oldenburg 5 RM.; Neumann-München 5 RM.; Augenarzt Dr. Depène-Breslau 5 RM.; Schweiger, Betriebsleiter, Berlin 5 RM.; Reichsbahnoberinspektor Wetteland-München 5 RM.; Frau Fabrikbesitzer Reckzeh-Bunzlau 5 RM.; Ing. Kunz-Hallstatt 4 RM.; Staatl. Professor Ing. Löffler-Trautenau 5 RM.; stud. rer. nat. Straßl-Göttingen 5 RM.; Ing. Beck-München 10 RM.; Pigard, Schlosser, Berlin 5 RM.; See-Paris 8 RM.; Dr. Niemöller-Perleburg 5 RM.; Dipl. Ing. Knabner-Wildau 5 RM.; Dipl. Ing. Sauer-Berlin 10 RM.; Winkler-Carlsruhe 5 RM.

Ferner besondere Zuwendungen von: Reichsbahnoberinspektor Wetteland-München 5 RM.; Rob. Esnault-Pelterie, z. Zt. New York 87,15 RM.

Der Verein dankt allen, die das große Werk der Raumschiffahrt auf diese Weise fördern; die 5 RM. übersteigenden Beiträge werden für praktische Arbeit am Raketenproblem verwendet.

---

# Valier-Vorträge

 nur durch die  
**Kultur-Vortrags-Organisation**  
**Berlin-Wilmersdorf, Mainzer Straße 19**  
Telephon Uhland 7904

## „Die Rakete“ Jahrgang 1928

in Leinen gebunden Preis 6 RM.  
nebst 40 Pfennig Versandspesen.

Auch von dem Jahrgang 1928 sind nur noch eine beschränkte Anzahl vollständiger Exemplare vorhanden, wer Wert darauf legt, einen zu erhalten, möge ihn beizeiten bestellen. Einige Exemplare des gebundenen Jahrgangs 1927 können noch abgegeben werden. Preis 4,50 RM.

---

Herausgeber: Johannes Winkler, Breslau 13, Hohenzollernstr. 63/65. Telefon Breslau 30885. Postscheckkto.: Breslau 265 50. (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:  $\frac{1}{2}$  Seite 90 RM.,  $\frac{1}{2}$  Seite 50 RM.,  $\frac{1}{4}$  Seite 30 RM.,  $\frac{1}{8}$  Seite 15 RM.; bei Wiederholung Rabatt.