

**Illustrierte  
technische Zeitschrift und Anzeiger**

für das gesamte

# „Flugwesen“

Offizielles Organ der Flugzeugfabrikanten und Flugtechn. Vereine.

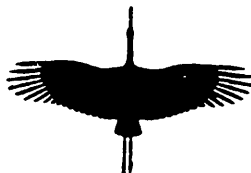
---

Unter Mitwirkung bedeutender Fachmänner herausgegeben von

**Oskar Ursinus,**

Zivilingenieur, Frankfurt am Main

**XIX. Jahrgang 1927.**



Redaktion und Verlag des „Flugsport“  
Frankfurt am Main.

## Das Raumschiff.

Von A. B. Scherschevsky, Berlin.

### 1. Einleitendes.

Das Reaktionsraumschiff\*) ist ein Fluggerät, welches sich nach dem 3. Newtonschen Bewegungsgesetz im luftleeren, also widerstandslosen Weltenraum bewegt und sich steuern läßt. Es bewegt sich durch Abstoßen von Massenteilchen und ist also, keiner äußeren Stütze bedürftig, das einzig denkbare Gerät zum Fluge im Weltenraum. Diese Definition schließt in sich sämtliche denkbare, praktisch brauchbare Raumschiffbauarten — auch die der zukünftigen, welche möglichst durch elektrische Atomzertrümmerung mit großen Abstoßgeschwindigkeiten ( $v_a = 2 \cdot 10^4$  km/sec,  $v : c = 0,6 \cdot 10^{-1}$ ,  $v^2 : c^2 = 0,444 \cdot 10^{-2}$  siehe <sup>3)</sup>) und kleiner Abstoßmasse (rund 0,0005 der Raumschiffmasse) arbeiten werden, ein. Im luftgefüllten Raume treten beim R-R und Reaktionsflugzeug (Flugzeug, bei dem das Motor-Luftschaubens-Aggregat durch den Reaktions(Raketen)motor ersetzt ist) aerodynamische Erscheinungen auf: Widerstand, Auftrieb und Injektorwirkung (Ansaugen des umgebenden Mediums durch den Strahl) <sup>1)</sup>, warum vornehmlich das Reaktionsflugzeug kein reines Rückstoßfluggerät, sondern eher ein Fluggerät mit Strahlantrieb ist. Die Strömungserscheinungen, insbesondere Auftriebserzeugung bei derartigen Fluggeschwindigkeiten (bis  $V = 36 c$ ,  $c = 330$  m/sec = Schallgeschwindigkeit) sind noch wenig untersucht und nur neuerdings in Angriff genommen<sup>2)</sup>). Darum ist auch ein R-R, bei dem der Luftwiderstand im allgemeinen eine geringere Bedeutung zukommt, weit einfacher zu berechnen und zu bauen als ein in der irdischen Lufthülle fliegendes Reaktionsflugzeug. Da sämtliche Geschwindigkeiten bei den z. Zt. zu untersuchenden und zu bauenden R-R weit unter der Größenordnung der Lichtgeschwindigkeit sind<sup>3)</sup> ( $V \ll c$ ), so kann die Theorie der R-R auf den Gleichungen der klassischen Mechanik aufgebaut werden; man merkt aber überall, wie im Hintergrunde stillschweigend das Äquivalenzpostulat der allgemeinen Relativitätstheorie steht.

### 2. Geschichtliches.

Der Traum des Sternfluges ist so alt wie die Menschheit selbst. Die Entwicklungsgeschichte folgte auch hier dem gewohnten Weg: Wunschphantasie und — Traum, theoretische Vorarbeit und praktische Ausführung. Wir befinden uns z. Zt. zwischen der zweiten und dritten Phase; der letzteren näher und am Vorabend der ersten Vorversuche. Die Phasen überlappen einander und sind zeitlich nicht zu trennen. Die erste Phase wurde eingeleitet durch phantasievolle, technisch mehr oder weniger richtige Raumfahrtromane: Jules Vernes „Die Reise zum Monde“ (Geschoßraumschiff), H. G. Wells „Die ersten Menschen auf dem Monde“ (elektrische Vernichtung der Schwerkraft) und K. v. Lasswitz „Auf zwei Planeten“ (elektrisches R-R). Die neueren Raumfahrtromane von Br. Bürgell „Der Stern von Afrika“ (beflügeltes R-R), K. E. Ziolkowsky „Außer der Erde“ (R-R), K. v. La ffert „Fanale am Himmel“ (R-R), O. W. Gail

\*) Wird weiterhin durch R-R verkürzt.

<sup>1)</sup> Wie bei der Dampfstrahlpumpe.

<sup>2)</sup> Von L. Prandtl im Kaiser-Wilhelm-Institut für Strömungsforschung, Göttingen, K. E. Ziolkowsky in Kaluga, D. N. Seyliger in Kasan und dem Zentralen Aero-Hydrodynamischen Institut in Moskau.

<sup>3)</sup> Es ist selbst bei  $V = 20$  km/sec,  $v : c = 0,6 \cdot 10^{-4}$  und  $v^2 : c^2 = 0,444 \cdot 10^{-8}$  d. h.  $\sqrt{1 - \frac{v^2}{c^2}} \approx 1$ .

„Der Schuß ins All“ (R-R) und R. v. Eichacker „Die Fahrt ins Nichts“ sind teils auf streng wissenschaftlicher Basis begründet („Außer der Erde“), teils unter der Mitarbeit von Fachleuten (H. Oberth u. a.) entstanden. Die erste wissenschaftliche Untersuchung des R-R-Problems stammt von dem russischen Professor K. E. Ziolkowsky, welcher sie 1896 in der Zeitschrift „Natur und Menschen“ veröffentlichte. Dieser folgte 1903 die größere Untersuchung „Eine Rakete in den kosmischen Raum“ im fünften (Mai-) Hefte der Zeitschrift „Wissenschaftliche Rundschau“. Letztere Abhandlung wurde 1924 vervollständigt in Buchform veröffentlicht. Um 1905 bis 1907 machte der schwedische Astronom Birkeland Versuche mit einem HO- (Wasserstoff-Sauerstoff-) R-R-Modell im Hochvakuum<sup>4</sup>). In der Zwischenzeit nahm Baron Ungern die wenig bekannten Ungernschen Raketenpatente, wobei langjährige Versuche ihrer militärischen Ausnutzung durch Fr. Krupp-Essen erfolglos blieben. Erst 1911—1913 erschien in der russischen Zeitschrift „Nachrichten der Luftfahrt“ die klassische Grundlegung des R-R-Problems von Ziolkowsky unter dem Titel „Erforschung der Weltenräume mittels Reaktionsraumschiffen“ (etwa 12 Druckbogen). Dieser Arbeit folgte ein großer russischer Pressefeldzug 1911—1914 und eine Reihe wissenschaftlicher Aufsätze in Rußland („Der Mechanische Flug der Zukunft“ von A. Gorochof, Zeitschrift der Akafug der T. H. Petersburg „Der Luftweg“ Nr. 2, 1911, Ganzmetalleindecker mit Strahltrieb) und im Auslande („Le vol d'aujourd'hui. Le vol future“ von R. Lorin im „Aerophile“ 1911). Der französische Flugzeugindustrielle R. Esnault-Pelterie hielt 1913 in Paris und Petersburg zwei Vorträge über die „Möglichkeit des Planetenverkehrs“<sup>5</sup>). Um 1911 fing der deutsche Professor H. Oberth seine ersten Untersuchungen an, aber auch die ersten Arbeiten von A. Zander (Moskau). 1913—1914 arbeitete H. Oberth den Entwurf seines Wasserstoff-Sauerstoff-R-R aus. Mitten im Weltkriege hielt im engen Kreise der Astronom der alten berühmten Sternwarte Pulkowo, Professor G. Tichof, im Oktober 1916<sup>6</sup>) einen zusammenfassenden Bericht über das Reaktionsraumschiff-Problem, wobei der Vortragende betonte, daß das Reaktionsprinzip wohl bisweilen der einzig gangbare Weg zur erfolgreichen Lösung des R-R-Problems sei, bis die Schwerkraft „wahrscheinlich elektrisch“ vernichtet werde. Diese Arbeiten fußten auf den Untersuchungen der beiden Bjerkness (Vater und Sohn), A. Korn und A. Baricelli, und man sei auf die Spuren der Möglichkeit der Beeinflussung der Schwerkraft gekommen. Die ersten umfangreichen praktischen Versuche wurden 1918—1919 von dem amerikanischen Professor R. H. Goddard und seinem Assistenten Jenkins im Clark College in Worchester, Massachusetts (Ver. St. Am.) ausgeführt und 1919 vom Smithsonian Institution unter dem Titel „Eine Methode zur Erreichung äußerster Höhen“ veröffentlicht. Im März 1920 hielt Verfasser dieser Zeilen in der Wiss. Ges. f. Luftfahrt einen Vortrag, in dem er auch auf das R-R-Problem und die Arbeiten von Ziolkowsky zu sprechen kam. 1921 und 1922 erschienen die bekannten Untersuchungen von H. Oberth „Die Rakete zu den Planetenräumen“ und M. Valiers „Der Vorstoß in den Weltenraum“, etwas später (1924) die Abhandlung von W. Hohmann „Die Er-

<sup>4</sup>) Von den Versuchen ist eigentümlicherweise fast nichts veröffentlicht worden.

<sup>5</sup>) Wegen mangelhafter Vorbereitung (!) war der Vortrag sehr fehlerhaft, worauf Ziolkowsky in der Aussprache hinwies.

<sup>6</sup>) Dem der Verfasser beiwohnte (dies bezieht sich auch auf Fußnote <sup>5</sup>).

reichbarkeit der Himmelskörper“. Im März 1924 erst erfolgte die Bildung der russischen Zentralorganisation zur Untersuchung des R-R- und verwandter Probleme mit dem Leiter des Z. A. H. J.<sup>7)</sup> in Moskau, Prof. W. P. Wetschinkin als Obmann, durch den „Ausschuß für Planetenverkehr“ der Akademie der Roten Luftflotte (A. W. F.). Die Ziele dieses Ausschusses sind: Förderung und Zusammenfassung der in- und ausländischen Arbeiten, Information und weitestgehende Propaganda. Im Frühjahr 1925 hielt Wetschinkin in Moskau einen Vortrag über die Möglichkeit des Raumfluges und bemerkte, daß man an Plänen von (unbemannten) R-R-Modellen arbeite. Viele Nachrichten beweisen, daß man sich auch in England viel mit Reaktionsflugzeugen befaßt (Hptm. J. Roberts des britischen Luftfahrtministeriums). Im Oktober 1926 erfolgte unter Vorsitz von Dr. Fr. Hoeffit in Wien die Bildung der „Gesellschaft für Weltraumforschung“. Zur selben Zeit erschien die große Neubearbeitung der großen Ziolkowskyschen Abhandlung „Die Erforschung der Weltenräume mittels Reaktionsraumschiffen“<sup>8)</sup>. Und ganz unlängst hielt am 29. April 1927 der Mitarbeiter von H. Oberth, Max Valier, vor den Mitgliedern der W. G. L. und des Aero-Klubs von Deutschland im Flugverbandhause einen Vortrag über den Vorstoß in den Weltenraum, welchem eine fast zweistündige anregende Aussprache folgte<sup>9)</sup>. Valiers verfechtet — im Gegensatz zu Oberth — den Weg zum R-R über das Reaktionsflugzeug; ungefähr denselben Entwicklungsgrundsatz. In seinem Brief vom 29. Dezember 1926 an den Verfasser bestätigt H. Oberth seine Versuche mit einem Reaktionsraumschiff-Modell, bemerkt aber, daß die Versuche noch nicht abgeschlossen sind. Auch Ziolkowsky berichtet in einem Briefe vom 11. Mai 1927, daß er Versuche angefangen hat und sie demnächst veröffentlichen wird. Der Vollständigkeit wegen sei noch auf die Veröffentlichung von Prof. H. Lorenz<sup>10)</sup> „Die Möglichkeit der Weltraumfahrt“ hingewiesen, welche, trotzdem sie selbst nicht fehlerfrei ist<sup>11)</sup>, die Rechnungen sämtlicher andersdenkenden Forscher beanstandet<sup>12)</sup>.

### 3. Theoretische Grundlagen.

#### Das Geschöß- und Schleuderraumschiff.

Das Geschößraumschiff ist ein Geschöß, welches aus einem senkrechten Sprengstoff- bzw. Solenoidgeschütz in den Weltenraum geschleudert wird. Das Schleuder- bzw. Zentrifugalraumschiff ist ein Geschöß, welches von einer großen Rotationsmaschine in den Weltenraum abgeschleudert wird. Beide Raumschiffbauarten sind aus folgen-

<sup>7)</sup> Z. A. H. I. - Zentrales Aero-Hydrodynamisches Institut in Moskau. Größtes Flugforschungsinstitut der Erde, hat einen Stab von 320 Menschen und besitzt einen Windkanal von 6,3 m Durchmesser bei 105 m/sec Windgeschwindigkeit, einen Druckluftkanal und baut ein rotierendes Zimmer von 6 m Durchmesser.

<sup>8)</sup> Ist vom Verfasser in extenso verdeutscht worden und im engen Kreise vortragen.

<sup>9)</sup> Das Referat des Vortrages von Herrn Ing. G. Manigold in der Zeitschr. f. Flugt. und Motorluftsch. (Z. F. M. Nr. 11 1927) ist gänzlich unzulänglich und von keiner Kenntnis der klassischen noch relativistischen Mechanik getrübt.

<sup>10)</sup> Z. d. V. D. I. Bd. 71 Nr. 19 vom 7. Mai 1927 p. und eine Erwiderung auf zahlreiche Zuschriften (von R. Lademann, W. Hohmann, A. Scherschevsky u. a.).

<sup>11)</sup> Was in hebenswertester Weise von Prof. R. v. Mises dem Verfasser bestätigt wurde.

<sup>12)</sup> Indessen sind die Ziolkowskyschen Rechnungen hierzulande von Prof. W. Hoff, R. v. Mises und L. Prandtl bestätigt worden. Auch Prof. Albert Einstein sprach sich gelegentlich einer Unterredung mit dem Verfasser optimistisch aus. A. Einstein und R. v. Mises regten den Verfasser an, die vollständige Theorie des R-R unter Zuhilfenahme moderner Methoden (Motoren-, Tensorenrechnung) durchzuführen.

den trivialen Gründen undenkbar: a) geringe Baustofffestigkeit, b) technische Unausführbarkeit, c) riesige Andrucke (Beschleunigungen von der Größenordnung  $10^9$  g,  $g =$  Erdschwerebeschleunigung  $= 9,81$  m/sec<sup>2</sup>), dem weder selbstschreibende Meßgeräte, noch weniger der Mensch gewachsen ist<sup>18)</sup>, d) riesiger Luftwiderstand, da Höchstgeschwindigkeit in den dichteren Luftschichten (beim R-R umgekehrt). Zwischen der Rohrlänge (L), der Mündungsgeschwindigkeit (V), der Schiffsbeschleunigung (b), der konstanten Erdbeschleunigung (g) und der senkrechten Steighöhe (h) bestehen beim senkrechten Abschluß folgende elementaren Beziehungen:

$$L = V^2 : 2 (b-g) \quad (1)$$

und

$$b = (V^2 + 2 g L) : 2 L \quad (2)$$

d. h. der Andruck (die scheinbare Schwere im Geschoßraumschiff) ist gleich:

$$\underline{b} = b : g = (h : L) + 1 \quad (3)$$

Schon bei einer noch annehmbaren Rohrlänge, d. h. Höhe von 300 m (Eiffelturm) und einer gewünschten Steighöhe von 300 km muß die Mündungsgeschwindigkeit 2450 m/sec betragen, und der Andruck ist gleich 1001 g. Nun ist die zur Ueberwindung des Erdschwerefeldes nötige Geschwindigkeit, bei der ein Körper die Erde auf immer verläßt und im unendlich Fernen die Geschwindigkeit 0 hat, gleich

$$v = \sqrt{2 g r} \quad (4)$$

( $r =$  Erdhalbmesser). Sie ist also für die Erde gleich:

$$v_{\infty} = 11,180 \text{ km/sec} \quad (5)$$

welche Geschwindigkeit man als irdische Grenzhubgeschwindigkeit oder schlechtweg als Grenzhubgeschwindigkeit bezeichnet.

Es ist tatsächlich die zur Erreichung einer Hubhöhe (h) und Beibehaltung einer Restgeschwindigkeit ( $v_r$ ) nötige Hubgeschwindigkeit gleich

$$v = \sqrt{v_r^2 + \frac{2g \cdot r \cdot h}{r + h}} \quad (6)$$

Wenn wir hier  $v_r = 0$  setzen, so erhält man

$$v = \sqrt{\frac{2g \cdot r \cdot h}{r + h}} \quad (7)$$

Nun wollen wir aber ein Verschwinden der restlichen Geschwindigkeit im Unendlichfernen erhalten und setzen darum  $h = \infty$  an und erhalten:

$$v_{\infty} = \sqrt{2 g r} \quad (8)$$

Um im Unendlichfernen noch eine restliche Geschwindigkeit  $v_r$  zu behalten, müßte die Grenzhubgeschwindigkeit:

<sup>18)</sup> Zulässige Höchstbeschleunigung für den Menschen rund 5 g (etwa 49 m/sec<sup>2</sup>), allerdings werden beim Abfangen aus Sturzflügen von Fliegern Beschleunigungen bis 8,3 g (etwa 83,4 m/sec<sup>2</sup>) ohne gesundheitlichen Schaden erreicht. Nach Ziolkowsky ist die zulässige Höchstbeschleunigung dem Gewicht eines Tieres umgekehrt verhältig; Kerbtiere, insbesondere Insekten, halten riesige Beschleunigungen bis 100 g (rund 980 m/sec<sup>2</sup>) aus. Dies folgt auch aus elementaren dimensionstheoretischen Betrachtungen. Ziolkowsky zentrifugierte Tiere in einer kleinen ( $D = 1$  m) rotierenden Kammer. Die Flugversuche wurden von Doolittle in Amerika ausgeführt.

$$v_{\infty r} = \sqrt{v_r^2 + 2 g r} \quad (9)$$

sein ( $v_{\infty r} > v_{\infty}$ ). Letztere Gleichung hat eine große Bedeutung auch in der Theorie des R-R.

Da — im Gegensatz zum R-R — die Geschwindigkeit des Geschoßraumschiffes beim Verlassen der Mündung die größte ist, so muß man in Gl. (1) den Wert  $v = \sqrt{2 g r}$  einsetzen und erhält:

$$L = \left( \sqrt{2 g r} \right)^2 : 2 (b-g) = g r : (b-g) \quad (10)$$

Eine kurze Rechnung zeigt, daß man unsinnige Andrucke von der Größenordnung  $10^9 g$  erhält. Dabei haben wir nicht den Luftwiderstand berücksichtigt. Riesige Andrucke und technische Schwierigkeiten ermöglichen auch nicht den Bau von Schleuderraumschiffen. Zudem sind beide Bauarten nicht steuerbar. Darum sind diese Raumschiffbauarten für den Weltraumflug untauglich.

### Das Reaktionsraumschiff.

Das moderne R-R ist eigentlich eine vervollkommnete, ins Riesige vergrößerte Rakete. Als solche ist das R-R steuerbar. Als Brennstoffe sind solche mit höchster Wärmetönung, und zwar verflüssigtes H und O vorgesehen (siehe Zahlentafel 1).

Zahlentafel 1.

	Wärmetönung W. E/kg	Auspuffgeschwdgk. $v_a$ in km/sc
Verbrennung im sauerstoffleeren Raume		
Brennstoffe: H u. O. Produkt: Wasserdampf	3200	5,18
Brennstoffe: H u. O. Produkt: Wasser . . . .	3736	5,60
Brennstoffe: H u. O. Produkt: Eis. . . . .	3816	5,65
Brennstoffe $H_6 C_6$ u. $O_2$ . Produkt: $H_2 O + C O_2$	2370	4,45
Verbrennung in sauerstoffreichen dichten Luftschichten		
Brennstoffe: $H_2$ . Produkt $H_2 O$ . . . . .	28780	15,52
Brennstoffe: $H_6 C_6$ . . . . .	10000	9,6

### Das R-R im leeren schwerefreien Raum.

Die Theorie des R-R und seiner Bewegung ist ziemlich einfach. Ihr liegen zugrunde zwei Annahmen: 1. der Konstanz der relativen Auspuffgeschwindigkeit der Treibgase und 2. des günstigsten Auspuffes: der Druckmittelpunkt der angreifenden Kräfte und das Trägheitszentrum der sich bewegenden Masse liegen auf dem Träger des Vektors der resultierenden Reaktionskraft. Die volle Masse ( $M$ ) des mit einer Geschwindigkeit ( $V$ ) fliegenden R-R setzt sich zusammen aus der Masse des leeren R-R ( $m_r$ ), der Masse des Brennstoffes beim Anfang der Bewegung ( $m_{aa}$ ) und der unverbrannten Brennstoffmasse ( $m_a$ ). Offenbar ist für einen beliebigen

$$\left. \begin{array}{l} \text{Zeitpunkt} \\ \text{und für } t = 0 \\ \text{d. h.} \end{array} \right\} \begin{array}{l} M = m_r + m_a \\ m_a = m_{aa} \\ M = m_r + m_{aa} \end{array} \quad (11)$$

Wenn wir weiter das Massenverhältnis durch  $m_{aa} : m_r = q$  und die Ausströmgeschwindigkeit durch  $(v_a)$  bezeichnen, so hat man die grundlegende Gleichung der Bewegung des R-R

$$V_{\max} = v_a \ln \left( 1 + \frac{m_{aa}}{m_r} \right) \quad (12)$$

Diese Gleichung erhält man durch einfache Integration der Differentialgleichung des Impulssatzes

$$(m_r + m_a) dV = -v_a dm_a \quad (14)$$

Die Integration:

$$\int \frac{dV}{v_a} = - \int \frac{dm_a}{m_r + m_a} + C \quad (15)$$

ergibt sofort:

$$\frac{V}{v_a} = - \ln (m_r + m_a) + C \quad (16)$$

Bis zur ersten Explosion ist  $m_a = m_{aa}$  und  $V = 0$ , daher

$$C = + \ln (m_r + m_{aa}) \quad (17)$$

also

$$\frac{V}{v_a} = \ln \left( \frac{m_r + m_{aa}}{m_r + m_a} \right) \quad (18)$$

Die Höchstgeschwindigkeit wird bei  $m_a = 0$  erreicht, was Gl. (12) ergibt.

Das Verhältnis der R-R-Leistung zur Brennstoffleistung ist im schwebefreien Raume gleich:

$$W_{en} = \frac{m_r}{m_{aa}} \left[ \ln \left( 1 + \frac{m_{aa}}{m_r} \right) \right] \quad (19)$$

und wird als energetischer Wirkungsgrad bezeichnet.

Wenn  $m_{aa} : m_r < 1$  so hat man bei

$$m_{aa} : m_r \ll 1$$

$$W_{en} \approx m_{aa} : m_r = q$$

und  $m_{aa} : m_r \leq 0,5$

$$W_{en} = \frac{m_{aa}}{m_r} \left( 1 - \frac{m_{aa}}{m_r} \right) = q (1-q)$$

Eine leichte, aber numerisch langwierige Berechnung zeigt, daß der energetische Höchstwirkungsgrad von 64,7 v. H. bei einem Massenverhältnis von

$$q_{opt} = 3,997 \approx 4 \quad (20)$$

erreicht wird<sup>14)</sup>. Der energetische Wirkungsgrad ist im wesentlichen (Gl. 19) eine Funktion des Massenverhältnisses, bei  $q = 0$  ist  $W_{en} = 0$ ,

<sup>14)</sup> Die genaue numerische Berechnung des Wertes  $q_{opt}$  wurde in dankenswerter Weise von cand. math. R. Lademann ausgeführt.

bei  $q_{opt} \approx 4$  erreicht er seinen Höchstwert und sinkt weiter langsam, um bei  $q = \infty$  gleich Null zu werden (siehe Schaubild Abb. 1 und Zahlentafel 2). Auch ist die Flug- und Höchstgeschwindigkeit des R-R im wesentlichen eine Funktion des Massenverhältnisses  $q$  (Gl. 18)

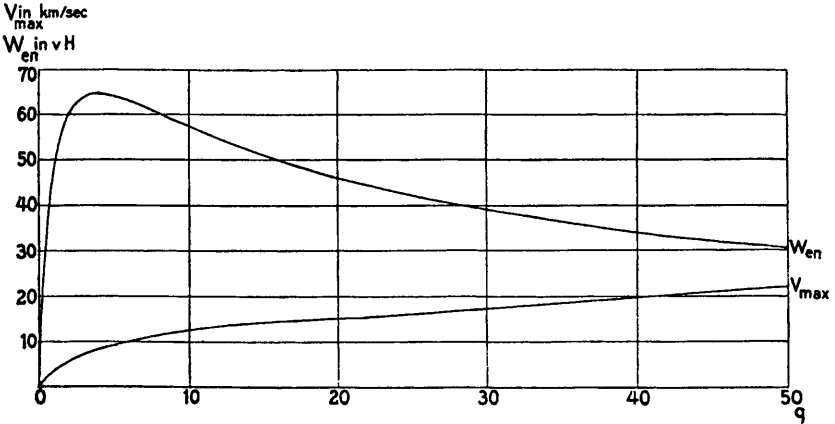


Abb. 1. Schaubild des energetischen Wirkungsgrades ( $W_{en}$ ) und der Höchstgeschwindigkeit ( $V_{max}$ ) in Funktion des Massenverhältnisses ( $q$ ).

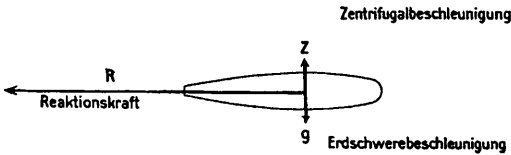


Abb. 2.

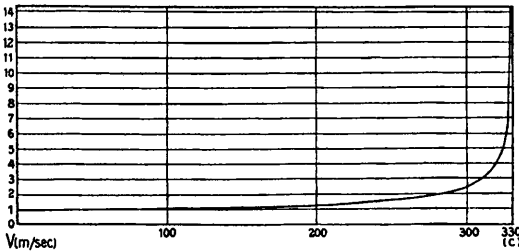


Abb. 3. Schaubild der Funktion  $\sqrt{1 - \frac{v^2}{c^2}}$  bei  $c = 330$  m/sec.



und (12)<sup>15)</sup>. Gleichungen (12) und (19) gestatten uns folgende Zahlen-  
 tafel 2 zu berechnen (nur gültig für den leeren schwerefreien Raum):  
 Zahlentafel 2<sup>16)</sup>

$\frac{m_{aa}}{m_r} = q$	$V_{max}$ in m/sec		$W_{en}$ in v H
	bei $v_a = 5000$ m/sec	bei $v_a = 4000$ m/sec	
0	0	0	0
0,1	472,5	378	8,87
0,2	910	728	16,55
0,3	1310	1048	22,9
0,4	1680	1344	28,2
0,5	2025	1620	32,8
0,6	2345	1876	36,7
0,7	2645	2116	40,0
0,8	2930	2344	42,9
0,9	3210	2568	45,8
1,0	3465	2772	48,0
1,5	4575	3660	55,8
2,0	5490	4392	60,3
3,0	6900	5520	63,5
4,0	8045	6436	64,7
5,0	8960	7168	64,1
6,0	9730	7784	63,0
7,0	10395	8316	61,7
8,0	10985	8788	60,5
9,0	11515	9212	58,9
10,0	11990	9592	57,6
15,0	13865	11092	51,2
20,0	15220	12176	46,3
30,0	17170	13736	39,3
50,0	22400	17920	31,0
100,0	26280	21040	21,0
193,0	30038	24032	14,4
$\infty$	$\infty$	$\infty$	0

<sup>15)</sup> Darum enthält der Satz (G. Manigold a. a. O. siehe Fußnote 9): „Auch die vom Vortragenden erwähnte Raketengeschwindigkeit von etwa 12 000 m/sec bei einer Gasausströmgeschwindigkeit von 5000 m/sec aus der Düse kam nicht zur Sprache. Es ist nicht klar, aus welchem Anlaß das gesamte System: Rakete und Ausströmgas eine Geschwindigkeit in Richtung der Rakete erlangen soll, denn das widerspricht unseren Grundsätzen der Mechanik“, eine grobe Unwissenheit der „Grundsätze unserer Mechanik“. Es kommt immer auf die relative Bewegung des Gas-Massenteilchens an, welches sich relativ zum R-R stets nach rückwärts bewegt, für einen im (relativ) ruhenden Weltenraume (d. h. auf das Inertialsystem der Fixsterne bezogen) befindlichen Beobachters ruhen (bei  $V = v_a$ ) oder in Flugrichtung bewegen wird (bei  $V > v_a$ ). Nach dieser Probe wird ein jeder, der die Elemente der Mechanik schon kennt, zu der Ansicht gelangen, daß der Referent statt mit solchem Rüstzeug zu kritisieren, noch selbst zur Schule gehen sollte.

<sup>16)</sup> In der Zahlentafel 2 bezieht sich  $v_a = 5000$  m/sec auf reinen Wasserstoff und Sauerstoff und  $v_a = 4000$  m/sec auf Kohlenwasserstoffe und Sauerstoff oder endogene Sauerstoffverbindungen.

Die soeben erfolgte Untersuchung der Bewegung des R-R im leeren schwerefreien Raume läßt sich in folgenden Fällen gebrauchen: 1. im schwerelosen Weltenraum zwischen den Sonnen- oder Milchstraßensystemen (Sterneninseln), wo die Schwerkraft beinahe auf 0 sinkt, 2. auf kleinen Himmelskörpern mit kleiner Schwerkraftbeschleunigung und 3. praktisch im Abstände eines Halbmessers von einem Himmelskörper. Aus dem nächsten Abschnitt ersieht man, daß sich die Rechnungen für ein stationäres Schwerfeld (etwa Erdschwerfeld) nicht ändern, sondern lediglich mit dem sog. Beschleunigungsglied multipliziert werden müssen.

Das R-R im leeren stationären Schwerfelde (Erdschwerfelde).

Im Erdschwerfelde erhält man anstatt der Gl. (12) und (19) folgende:

$$\begin{array}{c} \{Ch\} \quad \{B.T.\} \quad \{T.\} \\ \boxed{V_{\max o} = v_a \left(1 - \frac{g}{b}\right) \left(1 + \frac{m_{aa}}{m_r}\right)} \end{array} \quad (21)$$

und

$$\boxed{W_{en o} = \frac{m_r}{m_{aa}} \left[ \ln \left(1 + \frac{m_{aa}}{m_r}\right) \right] \cdot \left(1 - \frac{g}{b}\right)} \quad \begin{array}{c} \{T.\} \quad \{B.T.\} \\ (22) \end{array}$$

wobei

$$W_{dyn} = \left(1 - \frac{g}{b}\right) \quad (23)$$

(b = Beschleunigung des R-R)

als dynamischer Wirkungsgrad bezeichnet wird<sup>17)</sup>. In diesen Gleichungen bezeichnet {Ch} den chemischen Faktor, {B.T.} den biologisch-terrestischen Faktor und {T} den technischen Faktor. Der chemische Faktor — die Auspuffgeschwindigkeit — hängt ab von der Art des Brennstoffes, seiner Mischung und

<sup>17)</sup> Die Gleichungen (21) und (22) für die Fluggeschwindigkeit und energetischen Wirkungsgrad lassen sich folgendermaßen ableiten: Die Verbrennungsdauer einer bestimmten Brennstoffmasse ist von dem Vohandensein eines stationären Schwerfeldes unabhängig und gleich

$$t = v^2 : (b-g) \quad (24)$$

wobei (v) die Geschwindigkeit des R-R nach dem Verbräuche einer bestimmten Brennstoffmasse in (t) Sekunden ist. Da nach unserer grundlegenden Annahme die Vektoren (b) und (g) auf einem Träger liegen und entgegengesetzt gerichtet sind, so ist (b-g) die relative Schiffsbeschleunigung. Der Andruck (scheinbare Schwere) im R-R wird durch die Gleichung:

$$\underline{b} = b : g \quad (25)$$

in Vielfachen von g ausgedrückt gegeben. Bei jeglicher reinen Inertialbewegung, d. h. solange keine äußeren Kräfte, wie Beschleunigung oder Luftwiderstand, auftreten, ist  $\underline{b} = 0$ . Wenn wir nun weiter mit (ts) die Abbrenddauer des g an zen Brennstoffes und mit  $V_{\max o}$  die dadurch erzielte Höchstendgeschwindigkeit bezeichnen, so erhält man

$$t_s = V_{\max o} : p \quad (26)$$

und aus Gleichung (24) den Ausdruck

$$V_{\max o} = v \cdot b : (b-g) \quad (27)$$

Diese Gleichung (27) ergibt mit Gleichung (12) die gewünschte Gleichung (21). Ähnlich läßt sich auch die Gleichung (22) für den energetischen Wirkungsgrad im Erdschwerfeld ableiten.

dem Verbrennungsort (Luft oder luftleerer Weltenraum). Der technische Faktor — das Massenverhältnis  $q$  — ist eine Festigkeitsfrage der Möglichkeit des Baues großer und leichter Brennstoffbehälter (welche auch die positiven und negativen Beschleunigungen des flüssigen Brennstoffes aushalten müssen)<sup>18)</sup>. Und der biologisch-terrestrische Faktor enthält die Schiffsbeschleunigung und Erdschwerebeschleunigung: erstere darf nicht größer sein als die zulässige Höchstbeschleunigung des menschlichen Körpers ( $b = 5$  g), zweites ist ein Charakteristikum unseres Planeten. Wenn wir den Wert  $b = 5$  g annehmen, so erhält man für das Schwerfeld

$$\text{und } \left. \begin{array}{l} V_o = 0,8 V \\ W_{en o} = W_{dyn} \cdot W_{en} = 0,8 W_{en} \end{array} \right\} \quad (28)$$

Mit  $W_{dyn} = 0,8$  müssen auch beim Gebrauch der Zahlentafel 2 für das Erdschwerfeld sämtliche Zahlen der Tafel multipliziert werden. Aus Gl. (12), (19), (21) und (22) und der Zahlentafel geht folgendes hervor: bei Vergrößerung des Massenverhältnisses  $q$  wächst die Geschwindigkeit des R-R bis ins Unendliche<sup>19)</sup>, da weiter bei  $q = \text{const}$ , auch  $V = \text{const}$ , so hängt offensichtlich die Fluggeschwindigkeit nicht von dem absoluten Gewicht des R-R ab. Auch sind Flug- und Höchstendgeschwindigkeit (Gl. 12 und 21) unabhängig vom zeiträumlichen Verlauf der Explosionen. Wenn  $b = g$ , so ist nach Gl. (21) die Geschwindigkeit im Schwerfelde (im Erdschwerfelde, wenn die Schwerebeschleunigung  $= g = 9,81 \text{ m/sec}^2$ ) trotz größten Brennstoffverbrauches gleich 0. Eine Vergrößerung des dynamischen Wirkungsgrades gestattet eine Verkleinerung der Auspuffgeschwindigkeit und, was wichtiger ist, eine Verkleinerung des Massenverhältnisses  $q$ , bedingt aber eine festere und daher schwerere Bauart des Raumschiffes. Auch darf der Mensch nicht ohne besondere Vorkehrungen — der Beschleunigungsschutzgeräte — einer Beschleunigung von mehr als  $b = 5$  g ausgesetzt werden. Als solches Gerät schlägt Ziolkowsky ein Gefäß mit einer Flüssigkeit vom spez. Gewicht des menschlichen Körpers vor, in welches die Fluggäste während der Beschleunigungszeitdauer eingetaucht werden<sup>20)</sup>. Bei einer einzigen großen Explosion ist praktisch  $b = \infty$  und  $g : b = 0$ , d. h. der dynamische Wirkungsgrad  $= 1$  (100 v. H.) und die Fluggeschwindigkeit im Schwerfelde ist der im schwerfreien Raume gleich. Aus der Zahlentafel 2 ersieht man weiter, daß man bei einer Vergrößerung der Auspuffgeschwindigkeit ( $v_a$ ) größere Endgeschwindigkeiten, also auch die (irdische) Grenzhubgeschwindigkeit und Ubergrenzhubgeschwindigkeiten mit kleineren Massenverhältnissen ( $q$ ) erreicht. Außerdem steigt bei Vergrößerung von ( $v_a$ ) die Grenze der irdischen Grenzhub- und Ubergrenzhubgeschwindigkeiten immer mehr in den Bereich der wirtschaftlich günstigen Werte des energetischen Wirkungsgrades. Dieses

<sup>18)</sup> Das tatsächlich mögliche Massenverhältnis  $q$  ist eine rein technische Frage der Festigkeitslehre — richtiger des Leichtstoff- und Leichtformbaues, wobei noch die schwierigen dynamischen (Beschleunigungen) und thermischen Umstände zu berücksichtigen sind. Dies bedarf einer besonderen Untersuchung. Nach Ziolkowsky liegt ein Massenverhältnis  $q = 25$ , ja sogar  $q = 35$  noch durchaus in den Grenzen des technisch Möglichen (und zur Zeit Ausführbaren).

<sup>19)</sup> Bei kleinen Massenverhältnissen  $q < 1$  oder gar  $q < 1$  hat man

$$V_{max} = v_a \cdot (m_{aa} : m_r)$$

<sup>20)</sup> Dies Verfahren ist von Ziolkowsky unter Schutz gestellt worden und in einer kleinen Abhandlung („Ueber den Transport zerbrechlicher Gegenstände“) beschrieben. Dieser Umstand erklärt u. a. das ungefähliche Hantieren mit bestimmten Präparaten in mit Spiritus gefüllten Gläsern.

zwingt uns, Brennstoffe mit größerer Auspuffgeschwindigkeit der Gase zu finden, wobei man wenigstens die Grenzhubgeschwindigkeit in die Nähe von  $W_{en} = 65$  v. H., allenfalls  $W_{en} = 55 \div 60$  v. H. bringen kann, was auch den Vorteil eines kleineren Massenverhältnisses mit sich bringt.

Eine elementare Interpolationsrechnung zeigt, daß bei  $b = 5$  g, d. h.  $W_{dyn} = 0,8$  (80 v. H.) ein H.-O.-Raumschiff zum Verlassen der Erde ein Massenverhältnis  $q \approx 18$  und im ungünstigeren Falle  $b = 4$  g, d. h.  $W_{dyn} = 0,75$  (75 v. H.), ein Massenverhältnis von  $g \approx 20,5$  braucht.

Eine weitere Erniedrigung des Massenverhältnisses  $q$  läßt sich durch ein künstliches erdgebundenes Mittel, und zwar durch den Katapultstart erreichen. Dazu will Ziolkowsky eine auf Geleisen laufende Startrakete verwenden.

Eine kurze, hierzu übergelende Rechnung zeigt, daß man dabei ein neues Massenverhältnis  $q_k < q$  nach der Gl.

$$q_k = \frac{m_{aa}}{m_r} = 1 + e \quad (29)$$

erhält, wobei  $v_k$  die durch den Katapultstart erreichte Anfangsgeschwindigkeit bezeichnet. Nach Gl. (29) läßt sich folgende kleine Zahlentafel 3 zusammenstellen:

Zahlentafel 3

$V_{max}$ (km/sec)	8	11	17
$v_k = 5$ (km/sec)			
$V_{max} - v_k =$	3	6	12
$q_k$	0,8	2,31	10,0
$q$	4	8	20
$v_k = 4$ (km/sec)			
$V_{max} - v_k =$	4	7	13
$q_k$	1,24	3,08	12,0
$q$	4	8	30
$v_k = 3$ (km/sec)			
$V_{max} - v_k =$	5	8	14
$q_k$	1,72	4	15
$q$	4	8	30

Man ersieht daraus, daß das Verhältnis  $q_k : q$  zwischen 2 und 5 schwankt und daß der Katapultstart eine bedeutende Verkleinerung des Massenverhältnisses gestattet.

Die wohlbehaltene Landung eines mit riesiger kosmischer Geschwindigkeit (rund 12 km/sec) in die irdische Lufthülle hereinfliegenden Raumschiffes ist eines der schwierigsten Probleme der Raumschiffahrt. Die Aufgabe läßt sich prinzipiell auf zwei Arten lösen: durch Gegengas oder durch sinngemäße Ausnutzung des Luftwiderstandes oder durch eine vernünftige Kombination beider Landungs-

arten. Rechnungen<sup>21)</sup> zeigen, daß bei einem normalen Start eine Gegengaslandung technisch ganz unmöglich ist, da das Massenverhältnis dabei im günstigsten Falle ( $W_{dyn} = 0,8$ )  $q_1 = 323$ , bei Katapultstart wäre eine Gegengaslandung noch denkbar. Darum greifen sämtlichen Forscher entweder zur kombinierten Methode (Oberth, Valiers und Goddard: Gegengas und Fallschirm) oder zur aerodynamischen Landung (Zander und Ziolkowsky — beflügeltes R-R).

Die bisherigen Ausführungen behandelten den senkrechten Aufstieg. Das R-R kann aber auch wagerecht fliegen und in einer geneigten Bahn steigen. Beim Flug in großen Höhen wird im Falle des Fluges mit einer Geschwindigkeit  $V = \sqrt{(r + h) \cdot g} \approx 8000 \text{ m/sec}^{22)}$  ( $r = \text{Erdradius}$ ,  $h = \text{Flughöhe}$ ) die Zentrifugalbeschleunigung gleich der Erdbeschleunigung, und das R-R „wiegt 0“ (Abb. 2). Abgesehen vom Luftwiderstand (warum auch diese Steigart bei weitem nicht die allergünstigste ist), ist der reine wagerechte Flug (also Steigflug wegen der Kugelgestalt der Erde) weit günstiger als der senkrechte Aufstieg, da dabei der dynamische Wirkungsgrad nicht

$$W_{dyn} = \left[ 1 - \left( \frac{g}{b} \right) \right]$$

sondern

$$\boxed{(W_{dyn})_w = \left[ 1 - \left( \frac{g}{b} \right)^2 \right]} \quad (33)$$

(d. h. bei  $b = 5g$  ist  $(W_{dyn})_w = 0,96$  (96 v. H.)<sup>23)</sup>).

Die Untersuchung des geneigten Aufstieges führt zu etwas komplizierteren Ausdrücken und zu einem allgemeineren Ausdruck für den dynamischen Wirkungsgrad<sup>24)</sup>, welcher uns auch zeigt, daß —

<sup>21)</sup> Wenn das R-R die Endgeschwindigkeit 0 hat und unter dem Einfluß der Erdschwere auf die Erdoberfläche fällt, so ist das für eine Gegengaslandung nötige Massenverhältnis gleich

$$q_1 = (1+q)^2 \approx (1+q) \quad (30)$$

Falls bei kleinen Hubhöhen man  $q \leq 0,5$  nimmt, so läßt sich Gleichung (30) durch  $q_1 \approx 2q$  approximieren. Der Aufstieg von der Erde und Landung auf einem anderen Planeten erfordert ein Massenverhältnis

$$q_2 = (1+q)(1+q_s) - 1 \quad (31)$$

wobei ( $q_s$ ) dieselbe Bedeutung wie ( $q$ ), aber für den anderen Planeten, hat. Zum Besuch eines Planeten mit Rückkehr zur Erde muß das Massenverhältnis gleich:

$$q_3 = (1+q)^2 (1+q_s)^2 - 1 \quad (32)$$

was unsinnige Massenverhältnisse ergibt.

<sup>22)</sup> Bei  $h = 0$  hat man für diese Geschwindigkeit den Ausdruck  $v_{\infty} : \sqrt{2}$  (irdische Grenzhubgeschwindigkeit).

<sup>23)</sup> In der Tat ist, wenn  $R = \sqrt{b^2 g^2}$  die wagerechte Beschleunigung des R-R bedeutet, die in  $t$  Sekunden erworbene kinetische Energie gleich

$$\frac{(b^2 g^2) t^2}{2g}$$

Diese Gleichung gibt die volle erworbene Arbeit des R-R an. Die entnommene Kraft ist gleich

$$\frac{b^2 t^2}{2g}$$

Durch Division beider Gleichungen erhält man sofort Gleichung (33).

<sup>24)</sup> Der Ausdruck für den dynamischen Wirkungsgrad ist

$$W_{dyn} = \frac{R_1}{b} \left( \frac{R_1}{b} - \frac{g}{b} \cos \alpha \right)$$

wobei  $\alpha$  den Winkel zwischen der Resultierenden und der Senkrechten bedeutet und  $R_1$  die geneigte R-R Beschleunigung ist.

abgesehen vom Luftwiderstand — der schwach geneigte Aufstieg wirtschaftlich ist. (Schluß folgt.)

## Neue Segelflugzeuge im Rhön-Wettbewerb 1927.

(Fortsetzung aus Nr. 17.)

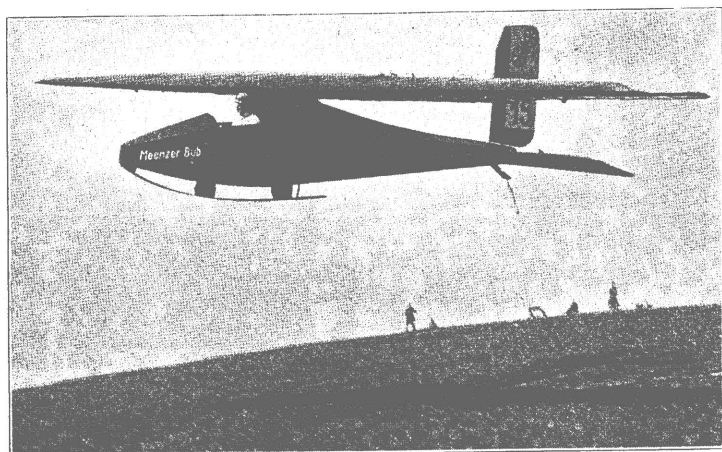
Die Sektion Bonn des Niederrhein-Vereins für Luftschiffahrt ist mit drei Flugzeugen erschienen.

„Jupp“.  
Meldenummer 34. Typ „Prüfling“, gebaut von den Mitgliedern Jos. Schiller und Erich Paffrath.

„Bonn“.  
Meldenummer 39. Abgestrebter Hochdecker. Entwurf Dipl.-Ing. H. Landmann, erbaut von der Jungfliegergruppe des N. V. f. Luftschiffahrt, Sekt. Bonn. Spannweite 11,40 m, Länge 6,00 m, Flügel zweiteilig, an Rumpfoberkante mit Federbolzen angelenkt. 2 I-Holme, Rippen-Gitterkonstruktion, Flügelinhalt 15,8 m<sup>2</sup>, Rumpf in Sperrholz, vorn sechskantig, hinter dem Flügel fünfkantig. Normales Höhen- und Seitenleitwerk mit Dämpfungs- und Kielflossen. Unter dem Rumpf eine durch Gummipuffer abgefederte Zentralkufe mit Starthaken, hinten ungefederter kurzer Eschensporn. Leergewicht etwa 95 kg. Knüppelsteuerung und Pedale.

### „Meenzer Bub“ der Interessengemeinschaft für Flugsport, Mainz.

Im Winter 1925/26 wurde von den Herren Otto und Weiland der Mainzer Ortsgruppe des D. M. S. V. ein verspannungsloser Eindecker gebaut, der im selben Jahre am Rhönsegelflugwettbewerb teilnahm, aber wegen Mangel an ausgebildeten Segelfliegern nicht seine gute Flugfähigkeit zur Geltung brachte. Nachdem im Laufe des Jahres einige Mitglieder ihre A- und B-Prüfung auf der Rhön bestanden, wurde der „Meenzer Bub“ zum diesjährigen Rhönwettbewerb geschickt und bewies nach einigen Flügen gute Flugeigenschaften. Gewicht der Maschine 100 kg, Spannweite 12 m, Flügeltiefe 1,4 m, Flä-



Rhön-Segelflug-Wettbewerb 1927.  
Hochdecker der „Interessengemeinschaft für Flugsport“ Mainz.