

Hermann Langkrär

RAKETEN-

UND

STRAHLTRIEBWERKE

Deutsche Arbeitsgemeinschaft
für Raketentechnik e. V.
— Archiv —

Acc. N. 1317

EINE GEMEINVERSTÄNDLICHE EINFÜHRUNG
IN DIE VERSCHIEDENEN TRIEBWERKARTEN

Berechnungen für die Rakete „JR-I/58“

von Dr. A. Werres

Angegebene Werte: Gewicht $G = 1200 \text{ g}$; Pulver = 100 g , Brenndauer $0,5 \text{ s}$; Schub 12 kg ;
 $c_w = 0,12$; $\phi = 75 \text{ mm}$

Gesamtimpuls der Rakete $= J = 12 \text{ kg/s}$,
 was bei einer Brenndauer von $0,5 \text{ s}$ eine
 Schubkraft von $S = 24 \text{ kg}$ ausmacht.

Die erreichte Geschwindigkeit ist dann bei senk-
 rechtem Start

$$v_0 = \frac{S - G}{m} \cdot \Delta t = \frac{24 - 1,150}{0,1135} \cdot 0,5 = 100,5 \text{ m/s}$$

(G = mittleres Gewicht; m = mittlere Masse der
 Rakete während der Brennzeit).

Die bis dahin erreichte Höhe ist

$$h_0 = v_m \cdot \Delta t = 50 \cdot 0,5 = 25 \text{ m}$$

(v_m = mittlere Geschwindigkeit).

Der Luftwiderstand kann während der kur-
 zen Zeit vernachlässigt werden.

Für die weitere Fortbewegung gilt das Bewe-
 gungsgesetz (ohne Luftwiderstand)

$$b = \frac{dv}{dt} = -g$$

woraus sich für die zusätzliche Flugzeit bis
 zum Gipfel ergibt

$$t = \frac{v_0}{g} = 10,2 \text{ s}$$

und für die zusätzliche Höhe bis zum Gipfel

$$h = \frac{v_0^2}{2g} = \frac{100,5^2}{19,62} = 515 \text{ m}$$

Für die Fortbewegung mit Berücksichtigung
 des Luftwiderstands gilt das Bewegungsgesetz

$$b = \frac{dv}{dt} = -g - Bv^2$$

$$B = \frac{c_w}{m} \cdot \frac{\rho}{2} \cdot F = \frac{c_w}{G} \cdot \frac{\rho}{2} \cdot F = \frac{0,12 \cdot 1,22 \cdot 0,075^2 \cdot \pi}{4}$$

$$= 0,000281$$

(ρ = Luftdichte; γ = Luftgewicht)

Die Integration dieses Gesetzes liefert
 die zusätzliche Flugzeit

$$t = \frac{1}{\sqrt{g \cdot B}} \arctan \sqrt{\frac{B}{g}} \cdot v_0 =$$

$$\frac{1}{0,0525} \arctan 0,534 = \frac{0,49}{0,0525} = 9,4 \text{ s}$$

und die zusätzliche Flughöhe

$$h = \frac{1}{2B} \ln \left(1 + \frac{B}{g} v_0^2 \right) = 1785 \ln 1,286 = 450 \text{ m}$$

Die Unterschiede gegen den luftleeren Raum
 sind also nicht groß.

Man kann also die Flugbahnen bei 30° , 45° ,
 60° usw. auch angenähert durch die Formeln

für den luftleeren Raum wiedergeben. Man
 erhält dann als Koordinaten eines Raumpunk-
 tes zur Zeit t :

$$x = v_0 t \cos \alpha ; y = v_0 t \sin \alpha - \frac{g}{2} t^2$$

$$\text{als Flugweite } x = \frac{v_0^2}{g} \sin 2\alpha$$

$$\text{als Flugzeit } T = \frac{2v_0 \sin \alpha}{g}$$

Bei 45° Erhöhung hätte man also eine Flug-
 weite von ca.

$$x = \frac{100,5^2}{9,81} \cdot 1 = 1020 \text{ m}$$

Hierzu käme noch das Stück für die ersten
 $0,5 \text{ s}$ und das entsprechende am Ende der
 Flugbahn.

Eine genaue Rechnung der Flugbahn mit
 Berücksichtigung des Luftwiderstandes bei
 einem beliebigen Abgangswinkel ist ziemlich
 umständlich, da man keine geschlossenen
 Formeln mehr hat.

Die Ausströmgeschwindigkeit der Pulvergase
 läßt sich berechnen, wenn der Impuls bekannt
 ist; der Impuls muß gleich der Bewegungsgröße
 der Gase sein, das gibt die Gleichung

$$J = v_e m_p ; \text{woraus folgt } v_e = \frac{J}{m_p} \quad (m_p = \text{Pulver-} \\ \text{masse})$$

bei der angeführten Rakete wäre also

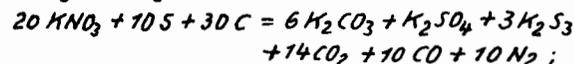
$$v_e = \frac{12}{\frac{0,1}{9,81}} = 1180 \text{ m/s}$$

Der Düsenquerschnitt ergibt sich durch die soge-
 nannte Klemmung, das ist das Verhältnis von Pul-
 veroberfläche zur Querschnittsfläche der Düse.

Die Klemmung muß m.W. etwa 420 bis 520 sein.

Bei Zersetzung von Schwarzpulver werden aus
 1 kg Schwarzpulver, 116 l CO_2 ; 83 l CO ; 83 l N_2 frei
 umgerechnet auf 760 mm Druck und 0° .

Man kann sich das auch selbst aufgrund der Reak-
 tionsgleichung ausrechnen



Bei den Atomgewichten $K=39$, $N=14$, $S=32$, $C=12$; $0,16$
 ergeben daher

$$\left. \begin{array}{l} 20 \cdot 101 \text{ 6-Teile KNO}_3 \\ + 10 \cdot 32 \text{ " S} \\ + 30 \cdot 12 \text{ " C} \end{array} \right\} = 1 \text{ kg} \rightarrow \left\{ \begin{array}{l} 14 \cdot 44 \text{ Teile CO}_2 \\ 10 \cdot 28 \text{ " CO} \\ 10 \cdot 28 \text{ " N}_2 \end{array} \right.$$

Die erhaltenen Gewichte CO_2 , CO , N_2 lassen sich
 dann in Volumen umrechnen, wenn man beachtet,
 daß 44 g (1 Mol) CO_2

28 g (1 Mol) CO je $22,4 \text{ l}$ Gas ergeben.

28 g (1 Mol) N_2

Bei einem rückstandlosem Pulver, würde bei ei-
 nem mittleren Molekulargewicht von 30 der Treib-
 stoffgase die Gasmenge, die zu einem kg Substanz
 gehört $\frac{1}{30} \cdot 22,4 \text{ l}$ bei 760 mm Druck und 0°C

betragen.

Das mittlere Molekulargewicht läßt sich genau er-
 rechnen, wenn man die Zusammensetzung der
 Treibstoffgase kennt.

„Arbeitsgemeinschaft für Raketentechnik“ Bremen.

Scam ein Jahr ist vergangen, als sich eine Gruppe Raketent-
pioniere und -Amateure zur Gründung der „Arbeitsgemein-
schaft für Raketentechnik“ in Bremen zusammensand.

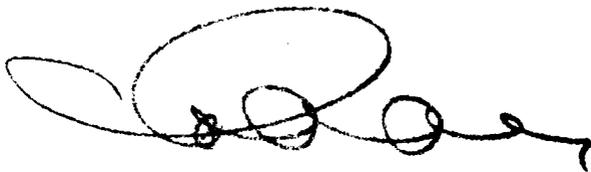
Neben wissenschaftlichen Arbeiten, der Entwicklung und Fertigung einiger Raketennodelle gelang es Herrn Herm. Langkrär unter Verwendung vorliegendeu Quellenmaterials dieses kleine Heft herauszugeben.

Es stellt eine Einweisung in die Technik der Raketent- und Strahltriebwerke für alle Mitglieder und Interessierten Kreise dar.

Den Skeptikern aber soll es sagen, daß die Rakete kein Kriegsinstrument zu sein braucht, sondern ein technisches Hilfsmittel der moderneren Menschheit sein kann.

Als der alte Graf Zeppelin den Gedanken des lenkbaren Luftschiffes prägte, fanden sich die gleichen Skeptiker, die auch heute noch zu Wort kommen wollen. Genau so erging es auch den Eisenbahn-, Flugzeug- und Rundfunkpionieren. Heute werden diese technischen Hilfsmittel als selbstverständliche technische Werte hingenommen.

So wie diese Pioniere unter schwierigsten Voraussetzungen ihre Ideen zum Erfolg führten, wollen auch wir mit unserer Arbeitsgemeinschaft als kleines Glied der Kette dazu beitragen, daß die Rakete eines Tages als selbstverständliches technisches Hilfsmittel von der Menschheit hingenommen wird.



(A.F. STAATS)

1. Vorsitzender

der „Arbeitsgemeinschaft für
Raketentechnik“ Bremen.

Vorwort.

Raketen! Düsenjäger! Wer denkt bei diesen Worten nicht gleich an feuerpeiende und verderbenbringende Kriegswaffen? Die Erinnerungen an den I. Weltkrieg und die heutige Entwicklung scheinen dieses zu bestätigen. Als drohende Waffen stehen sie in allen Rüstungsplänen.

Es liegt eine gewisse Tragik in dem Genius der Menschheit: Die Hirne arbeiten, als müßten sie die Welterschöpfung vollenden. Seit Jahrhunderten reiht sich eine Erkenntnis und eine Erfindung an die andere; oft zum Nutzen, oft aber auch zum Schaden der Menschen. Und dabei liegt es nur an der Menschheit selbst, wie sie die Errungenschaften ihres Geistes anwendet.

Unangenehme Dinge schafft man aber nicht dadurch aus der Welt, daß man die Augen und Ohren verschließt, sondern man mindert ihre Schrecken, indem man sich mit ihnen befaßt und ihren geheimnisvollen Nimbus zerstört. Die technischen Gebilde der Menschen sind nicht vollkommen, sondern haben auch ihre Schwächen - sie sind eben auch nur von Menschen geschaffen. Aber Diener sollten sie sein, nicht Feinde. Die sklavische Bewunderung der Technik muß aufhören und dafür das technische Wissen einsetzen. Mögen wir doch alle bedenken und mit dazu beitragen, daß die Technik von heute die Erde in ein Paradies verwandeln kann. Dieses kann aber nur in der friedlichen Anwendung geschehen.

Das vorliegende Heft „Raketen- und Strahltriebwerke“ ist nicht für „Fachleute“ geschrieben, sondern es soll gerade den Laien in kurzen Abhandlungen in dieses Gebiet der Technik einführen.

Bremen, im Januar 1954.

Hermann Langhans.

Inhaltsverzeichnis.

| | |
|--|----|
| I. Einleitung. | |
| 1. Das Raketenprinzip | 3 |
| 2. Geschichte der Rakete | 4 |
| II. Strahltriebwerke. | |
| 1. Grundsätzlicher Unterschied der Triebwerksarten | 9 |
| 2. Die Entwicklung des Strahltriebwerks | 10 |
| 3. Schematische Darstellung der Triebwerksarten | 11 |
| 4. Triebwerksarten (Tabelle) | 12 |
| 5. Arbeitsweise der Luftstrahl- und der Propeller-Turbinen | 13 |
| 6. Was leisten Düsentriebwerke? | 16 |
| 7. Staustrahl-Triebwerke | 17 |
| 8. Leistungsdaten verschiedener Triebwerksarten | 19 |
| 9. Verpuffungsstrahltriebwerke | 20 |
| 10. Kleinst-Strahltriebwerke für Flugmodelle | 23 |
| 11. Das Verpuffungsstrahltriebwerk „Escopette“ | 24 |
| III. Raketen-Triebwerke. | |
| 1. Grundlagen der Raketentechnik | 25 |
| 2. Die Pulverrakete | 26 |
| 3. Die Flüssigkeitsrakete | 29 |
| a) Die deutsche Walter-Rakete | 29 |
| b) Brennkammer-Systeme | 32 |
| c) Die A-4-Rakete (V-2) | 33 |
| d) Amerikanische Raketenversuche | 37 |
| e) Deutsche Raketenwaffen | 38 |
| 4. Raketentriebwerke für Flugmodelle | |
| a) Jetex | 41 |
| b) Mofox 12 | 42 |
| IV. Atomkraft-Triebwerke. | |
| 1. Atomkraft-Luftschaubenantrieb | 43 |
| 2. Atomkraft-Strahlantrieb | 44 |
| 3. Atomkraft-Raketenantrieb | 44 |
| V. Anhang. | |
| 1. Tabelle Abhängigkeit von Luftdichte und Geschwindigkeit | 45 |
| 2. Massenverhältnisse | 45 |
| 3. Energiegehalt verschiedener Treibstoffe | 45 |
| VI. Sachregister, Quellennachweis | 46 |

„Raketen- und Strahltriebwerke“
ist nur als Hilfe für den Unterricht bestimmt.

1. Das Raketenprinzip.

Allgemein scheint die Ansicht verbreitet zu sein, daß die Wirkung der Rakete darauf beruhe, daß die mit großer Geschwindigkeit aus der Düse austretenden Pulvergase auf Luft treffen und daß durch das Abstoßen der Raketengase an der Luft die Rakete in Bewegung gesetzt würde. Hierauf beruht jedoch die Wirkung der Rakete nicht. Tatsache ist, daß die Rakete im Luft- und schwerelosen Weltraume besser arbeitet als im Luftmantel der Erde. Um das Raketenprinzip zu erklären, greift man am besten auf ähnliche Verhältnisse des Flüssigkeitsdruckes zurück.

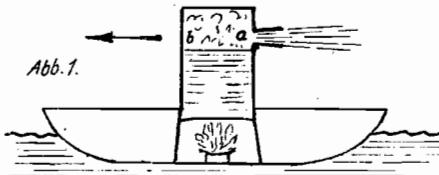


Abb. 1.

In einem Boot steht ein Dampfkessel, in welchem Wasserdampf erzeugt wird. Der Dampfdruck wirkt auf allen Seiten des Kessels gleichmäßig stark. Wenn man nun dem Kessel eine Öffnung *a* gibt, so strömt dieser Dampfdruck hier ab, kann also, da kein Widerstand vorhanden, an dieser Stelle keinen Druck ausüben. Wohl aber übt der durch die Flamme stets neu entwickelte Dampfdruck auf die der Öffnung *a* gegenüberliegende Fläche *b* seine Wirkung aus in der Weise, daß dieser Dampfdruck im Innern des Kessels auf die Fläche *b* (dem bei der Öffnung *a* kein gleichgroßer Widerstand die Waage hält) das Boot in der Pfeilrichtung fortbewegt. Dem austretenden Dampfstrahl steht sogar der Luftdruck außen im Wege und die Geschwindigkeit des Bootes wäre im luftleeren Raume noch größer. (Hierzu auch Versuch mit Papierboot und einem ausgeblasenen Hühnerrei als Kessel.)

Genau so arbeitet die Rakete.



Abb. 2.

Im Innern eines Behälters (Abb. 2) wird durch Verbrennung von Pulver höchster Druck erzeugt, der auf alle Flächenteile von innen aus gleichmäßig wirkt. Bei *a* ist eine Öffnung (Raketendüse) angebracht, durch die der im Innern durch das Verbrennen stets neu entstehende Gasdruck ausströmen kann. Auf der Öffnung *a* entsteht kein Druck, wohl aber wirkt dieser Öffnung gegenüber bei *b* ein Druck. Infolgedessen wird der Behälter (Rakete) durch diesen Druck in Richtung des Pfeiles in Bewegung gesetzt.

Das Gesetz von der Erhaltung des Schwerpunktes.

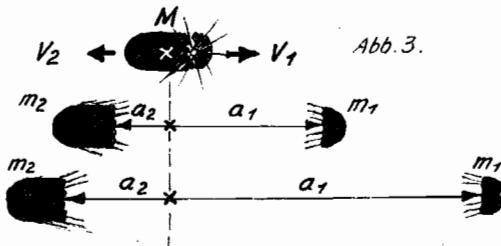


Abb. 3.

Die Masse *M* explodiert und zerspringt dabei in zwei ungleiche Teile *m₁* und *m₂*. Die Abschleudergeschwindigkeiten verhalten sich umgekehrt wie die Massen: $v_1 : v_2 = m_2 : m_1$. Die Produkte aus Masse und Geschwindigkeit (Impulse) sind rechts und links gleich groß: $m_1 \cdot v_1 = m_2 \cdot v_2$ (Impuls-Satz). Die Teile bewegen sich so, daß

die Produkte aus Masse und Abstand vom ehemaligen Schwerpunkt rechts und links gleich groß bleiben: $m_1 \cdot a_1 = m_2 \cdot a_2$. Dieses Gesetz ist das Grundgesetz der Rakete.

Das Gesetz des Rückstoßes, oder auch das Gesetz von der Erhaltung des Schwerpunktes, gilt unabhängig von der Größe der Massen und auch für Gase. Eine Rakete muß also Teile ihrer eigenen Masse abschleudern.

2. Geschichte der Rakete.



Abb. 4. Heron's Reaktions-Maschine.

Eine der ältesten bekannten Maschinen ist die Reaktions-Maschine des Griechen Heron (2. Jahrhundert v. C.). In einem geschlossenen Kessel wird Wasserdampf erzeugt. Dieser dringt durch zwei Röhre R (Abb. 4), welche gleichzeitig als Lager dienen, in die Kugel K. Durch zwei sich gegenüberstehenden, rechtwinklig abgebagenen Austrittsdüsen tritt der Dampfstrahl aus. Die Gegenreaktion versetzt die Kugel in Umdrehungen.

Diese einfache Idee Heron ist die Grundlage der heutigen Entwicklung der Raketen- und Strahltriebwerke.

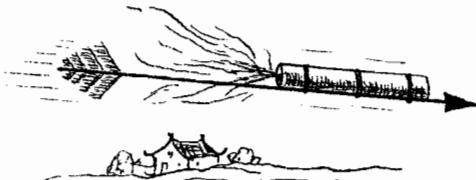


Abb. 5. Chinesischer Feuerpfeil.

Ein altes chinesisches Manuscript zeigt die Abbildung eines Feuerpfeils aus dem Jahre 1232 (Abb. 5). Dieser Pfeil flog mit Raketenkraft und setzte die Holzhäuser in Brand.

Um 1405 entwarf ein deutscher Militär-Ingenieur drei Kriegsraketen.

Der von Johannes de Fontana um 1500 gebaute Raketenwagen sollte eine Sprengladung ins feindliche Lager tragen (Abb. 6).

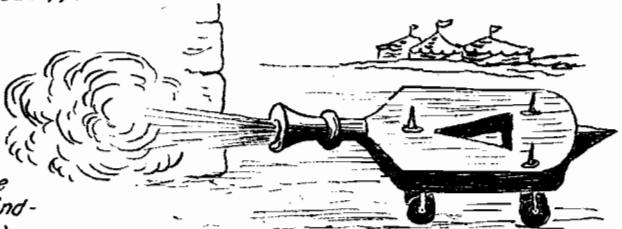


Abb. 6. Raketenwagen des Italiener Johannes de Fontana (1500)



Abb. 7. Wan-Hoo mit seinem Raketen-Flugzeug.

Der chinesische Lehrer Wan-Hoo baute um 1500 ein Raketen-„Flugzeug“ mit 47 Raketen (Abb. 7). Zwei Handsegel sollten zum Steuern dienen. Auf ein Zeichen zündete sein Assistent alle 47 Raketen an. Wan-Hoo kam bei der dann stattgefundenen Explosion aller Raketen ums Leben.

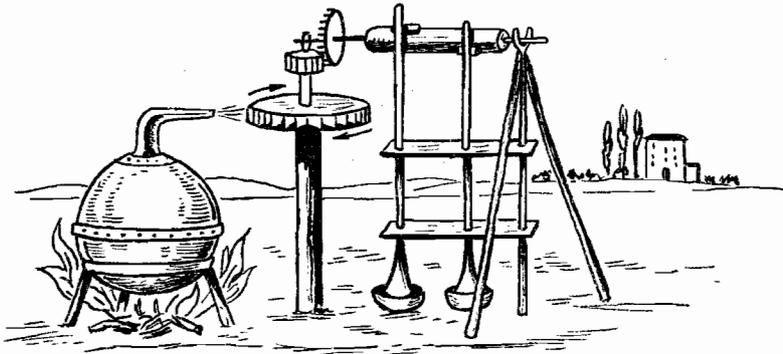


Abb. 8. Giovanni Brancas Strahltriebmaschine 1629.

Der italienische Ingenieur Giovanni Branca baute 1629 eine Dampfstrahltriebmaschine, welche ein kleines Hammerwerk trieb (Abb. 8). Sie war die Vorläuferin der heutigen Dampfturbinen. Ein Modell befindet sich im Britischen Museum in London.

Im 17. Jahrhundert wurde die Lehre von den vier Grundelementen: Erde, Wasser, Feuer und Luft als überholt abgetan. Die Bahn für weitere physikalische und chemische Forschung ward frei.

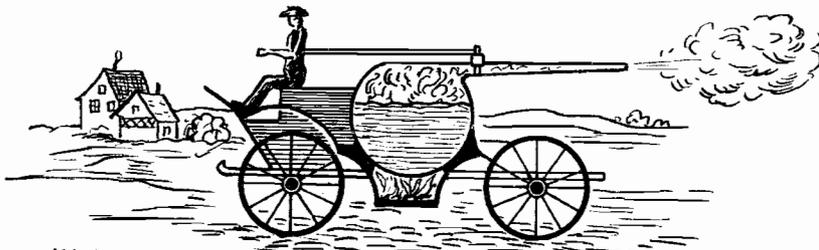


Abb. 9. Newtons Dampf-Wagen.

Der englische Physiker und Naturforscher Isaac Newton (1643-1727) konstruierte einen Dampf-Wagen (Abb. 9), welcher von dem holländischen Professor Jacob Gravesande weiter vervollkommen wurde. Ob der Wagen tatsächlich gebaut wurde ist fraglich. Hier sollte der Lehrsatz: $actio = reactio$ (eine Kraft ist gleich der Gegenkraft) Anwendung finden. Vorläufer eines Strahltriebwerks.

Jede Erfinder-Epoche reizt die Spaltlust und die Phantasie der Mitmenschen. Gleich nach Newtons und Gravesandes Dampf-Wagen erschien Gollightlys Karikatur vom Luft-Dampf-Pferd (Abb. 10). Er wollte damit die Idee des Dampfstrahltriebs von Newton verspotten. Viele andere folgten seinem Beispiel. Ähnliches geschah mit der Eisenbahn, dem Automobil, dem Flugzeug und dem

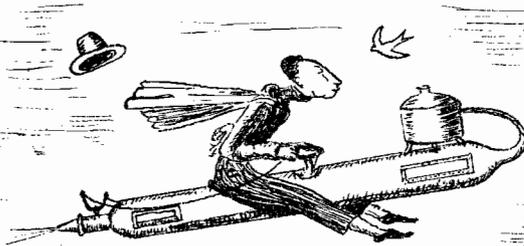


Abb. 10. Karikatur von Gollightly „Luft-Dampf-Pferd“. Rundfunk.

1718 machte der deutsche Colonel Christoph-Friedrich von Geissler, Kommandeur einer Feldartillerie, Raketenversuche bei Berlin und schrieb ein Buch darüber.

Weitere Versuche machte von 1730-31 Kapitän Holtzmann in der Nähe einer Schiffsbrücke in Berlin mit 45 kg schweren Raketen. Er verwendete 4 verschiedene Pulvermischungen.

| Mischung Nr. | 1 | 2 | 3 | 4 |
|--------------|----|----|------|----------|
| Salpeter | 36 | 48 | 72 | 23 Teile |
| Schwefel | 10 | 15 | 22,5 | 7 " |
| feinkohle | 10 | 15 | 22,5 | 7 " |

Der Raketenkörper wog 15 kg
 der Leitstab 15 "
 die Kappe usw. 5 "
 die Pulvermenge 10 "

Die Mischung Nr. 1 wurde im Juni 1730, Nr. 2 am 17. Juli 1730, Nr. 3 im August 1730 und Nr. 4 im Jahre 1731 erprobt. Es wurden große Höhen erreicht.

Neben den nüchternen Praktikern traten auch viele Phantasten auf. Die Abbildungen 11-13 zeigen einige Beispiele. So primitiv und unvollkommen uns heute die Zeichnungen erscheinen: die damaligen Phantasien sind inzwischen Wirklichkeit geworden, wenn auch in geänderter Form.

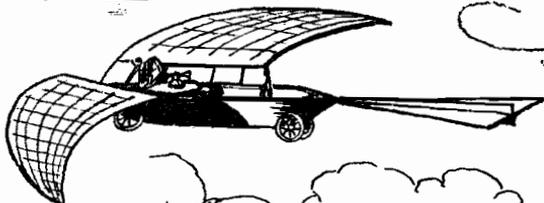


Abb. 11. Raketen-Flugzeug von Werner von Siemens (zwischen 1845 u. 1855)

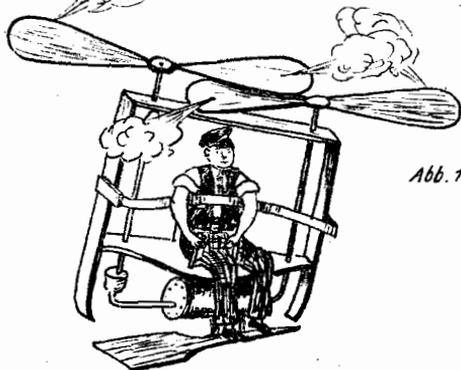


Abb. 12. Helicopter (um 1860) mit Dampfstrahlantrieb und zwei gegenläufigen Tragschrauben.

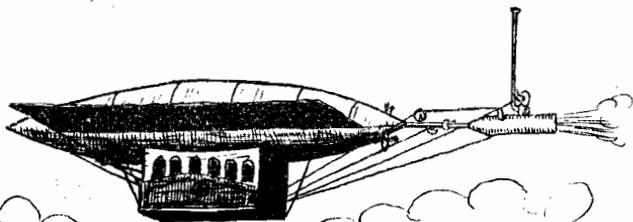


Abb. 13. Balleys Raketen-Luftschiff, 1893, oder auch Dampfantrieb.

Durch die Jahrhunderte taucht die Rakete von Zeit zu Zeit plötzlich auf und lenkt die Weltöffentlichkeit auf sich, um dann wieder in Vergessenheit zu geraten. 1928 begann wieder ihre Zeit. Am 11. April 1928 fuhr der Opelrennfahrer Karl Volkhart einen Wagen, der von dem Automobilfabrikanten Fritz von Opel, dem Raketenforscher Max Valier und dem Feuerwerker Friedrich Sander konstruiert wurde. Der Wagen barg fast einen Zentner Sprengstoff. Weitere Versuche mit Rak-Schienenwagen, Rak-Schlitten und Rak-Flugzeug folgten. Das neue Zeitalter der Rakete begann.

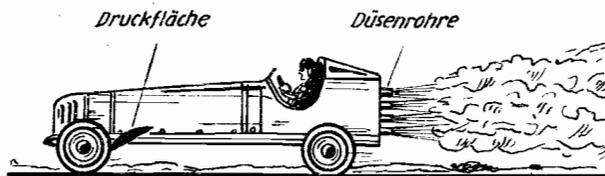


Abb. 14. Opel-Sander-Rakwagen I erreichte am 11. April 1928 auf der Rüsselsheimer Opelrennbahn in 8 Sekunden ein Tempo von 100 km/h. Motorhaube war Altrappe. 12 Schubraketen. 50 kg Sprengstoff, elektr. Zündung.

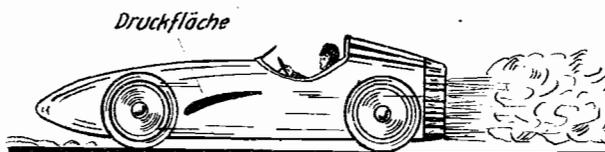


Abb. 15. Der Opel-Sander-Rakwagen II wurde am 23. Mai 1928 von Fritz v. Opel mit einem Höchsttempo von 170 km/h über die Berliner Avusbahn gesteuert.

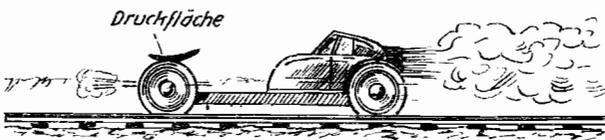


Abb. 16. Opel-Sander-Rak-Schienenwagen verunglückte (unbemannt) am 23. 6. 28 auf der Bahnstrecke Burgwedel-Celle nach einer Geschwindigkeit von 281 km/h.



Abb. 17. Valier-Sauer-Rak-Schlitten fuhr am 22. 1. 1929 auf dem Schleißheimer Flugplatz 110 km/h.

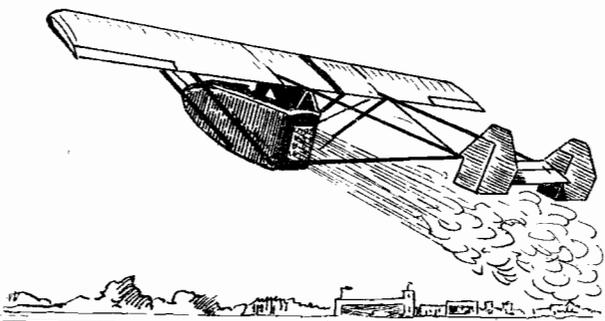


Abb. 18. Am 30. Sept. 1929 wagte Fritz v. Opel auf dem Flugplatz von Frankfurt-Main den ersten Flug mit Raketenkraft.

Harry - Segelflug-Hochdecker von 150 kg Eigengewicht. Start mittels Startwagen von 18 m langer Schienenbahn und Sander-Raketen mit zusammen 900 kg Schubkraft. Dann zündeten die Schubraketen des Flugzeugs. Flughöhe 30 Meter. Von einer Fallbö zu Boden gedrückt und zerstört. Pilot blieb unverletzt.

Max Valier verunglückte 1930 bei einem seiner Experimente tödlich, Fritz v. Opel ging nach Amerika, Sander zog sich auf seine Bremerhavener Pulverfabrik zurück; den noch vorhandenen Theoretikern der Rakete fehlte das Geld und das Interesse der Welt erlosch für kurze Zeit.

Ohne Unterstützung durch Geldgeber und unter persönlichen Opfern arbeiteten die Pioniere unserer heutigen Raketentechnik an ihren Ideen weiter. Bis 1933 war die Raketenentwicklung in Deutschland Angelegenheit privater Erfindergruppen: Johannes Winkler, Rudolf Nebel, Albert Püllenberg, Reinhold Tiling, Klaus Riedel, Werner von Braun, Sander, Karl Poggensee, Schmiedl, Zucker, Max Valier. Rudolf Nebel führte 1931 eine Flüssigkeitsrakete auf dem Schießplatz Kummersdorf vor. Die damalige Reichswehr war sehr interessiert und richtete eine eigene Versuchsstelle für Flüssigkeitsraketen ein.

Auf dem „Raketenflugplatz Berlin“ stieg eine 5 kg schwere Rakete von Johannes Winkler 500 m hoch. Brennstoff: Methan und flüssiger Sauerstoff. Zwei Monate später, am 14. Mai 1931 ging eine 1-Liter-Flüssigkeitsrakete 60 m hoch.

Bei Hannover machten Albert Püllenberg und Reinhold Tiling auf dem „Raketenflugplatz Hannover“ Versuche mit Benzin-Sauerstoff-Raketen. Als Material dienten alte Gardinenstangen und Schrott von Autofriedhöfen. Püllenberg wurde dann vom Waffenamt nach Kummersdorf und später nach Peenemünde geholt.

Am 2. Febr. 1931 schob der Oesterreicher Friedrich Schmiedl seine in dreijähriger Versuchsarbeit geschaffene Pulverrakete V7, mit 102 Poststücken beladen, vom Schöckl nach Radegund. Es war der erste Postraketenflug der Welt. Insgesamt startete Schmiedl bis zum 27. Dezember 1933 14 Postraketen in der Umgegend von Graz.

Etwa zu gleicher Zeit, am 15. April 1931, schob Reinhold Tiling am Dümmer See eine Postrakete mit 100 Postkarten ab. Im Oktober 1933 kam R. Tiling beim Pressen eines Pulversatzes mit zwei Mitarbeitern ums Leben.

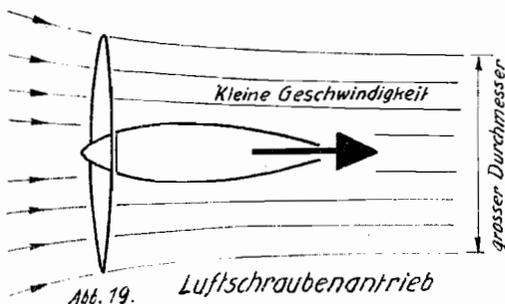
Die Pulverrakete des Gerhard Zucker sollte am 2. April 1933 mit einer großen Postsendung von Cuxhaven-Duhnen über das Wattenmeer nach der Insel Neuwerk fliegen. Die Rakete erreichte wegen der zu schwachen Treibladung nur eine geringe Höhe und stürzte ab. Die Post wurde geborgen. Später, am 27. August 1933, gelang der Raketenpostflug auf der 4 km langen Strecke von Hasselfelde nach Stiege im Harz. Weitere gelungene und mißlungene Versuche fanden statt.

Von 1933-44 gelangten keine Mitteilungen über Raketenversuche mehr an die Öffentlichkeit. Es wurde in zehnjähriger geheimer Entwicklungsarbeit die Großrakete für den Krieg geschaffen.

Am 3. September 1944 startete die erste deutsche Kriegsrakete gegen England.

Die weitere Entwicklung ist im Abschnitt III. Raketentriebwerke aufgeführt.

1.) Grundsätzlicher Unterschied der Triebwerksarten.



Die Luftschraube erfaßt die Luft und wirft sie mit größerer Geschwindigkeit als das Flugzeug fliegt nach hinten. Dieses Prinzip, eine Kraft in einer Richtung zu erzeugen, indem man eine bestimmte Masse (Luft, Wasser oder auch feste Teile) in die entgegengesetzte Richtung schleudert, ist als „Rückstoßprinzip“ bekannt. Die Luft wird angesaugt und in einem Strahl, dem Luftschraubenstrahl, nach hinten geworfen (Abb. 19). Man kann also auch hierbei von einem „Strahltriebwerk“ sprechen.

Mit dem sogenannten „Düsentriebwerk“ ist es ähnlich. Auch hier wird die Luft erfaßt und nach hinten geschleudert. Die beschleunigte Strömung nach hinten wird dadurch erzielt, daß die vorn eintretende Luft in einer Brennkammer er-

hitzt und dadurch ausgedehnt wird. Sie tritt dann hinten aus der „Düse“ mit hoher Geschwindigkeit heraus und gibt durch ihre Rückstoßwirkung den gewünschten Vortrieb (Abb. 20). Die Turbine in größeren Düsentriebwerken sorgt für eine Vorverdichtung der Ansaugluft.

Bei der Rakete wird ein Strahl von sehr kleinem Durchmesser mit sehr hoher Geschwindigkeit ausgestoßen (Abb. 21). Er besteht aus den Verbrennungsgasen der Treibladung. Es strömt von vorne keine Luft hinzu. Der zum Verbrennen nötige Sauerstoff ist im Brennsatz enthalten.

Der Luftschrauben- und Strahltrieb erzeugt solange der Motor arbeitet Vortrieb. Bei genügender Brennstoffmenge kann das sehr lange sein. Die zur Vortriebserzeugung nötige Masse, d. h. Luft, wird ja aus der Umgebung entnommen. Die Rakete führt alles im Brennsatz mit; soll ihr Gewicht nicht untragbar hoch werden, so wird ihre Laufdauer also eng begrenzt sein. Dasselbe gilt auch für die Flüssigkeitsrakete. Die Rakete erzeugt eine hohe Vortriebsgeschwindigkeit bei kurzer Laufdauer. Sie ist daher zur Erreichung hoher Anfangsgeschwindigkeiten, Starthilfen, besonders geeignet. Für Flüge in sehr große Luftarme Höhen oder gar für den Weltraum kann nur die Rakete Verwendung finden, denn sie ist von der Luft als Verbrennungsfaktor unabhängig und die Rückstoßkraft kommt im luftleeren Raum erst voll zur Geltung. Die Rakete erzeugt ferner im Gegensatz zur Luftschraube und im geringen Umfange auch zu den Turbotriebwerke keinerlei Rückdrehmomente am Flugkörper.

2.) Die Entwicklung des Strahltriebwerks.

Das Strahltriebwerk ist in logischer Entwicklung in sechs Phasen aus dem Flugzeugmotor hervorgegangen. In der Abbildung 22 ist diese Entwicklung schematisch dargestellt.

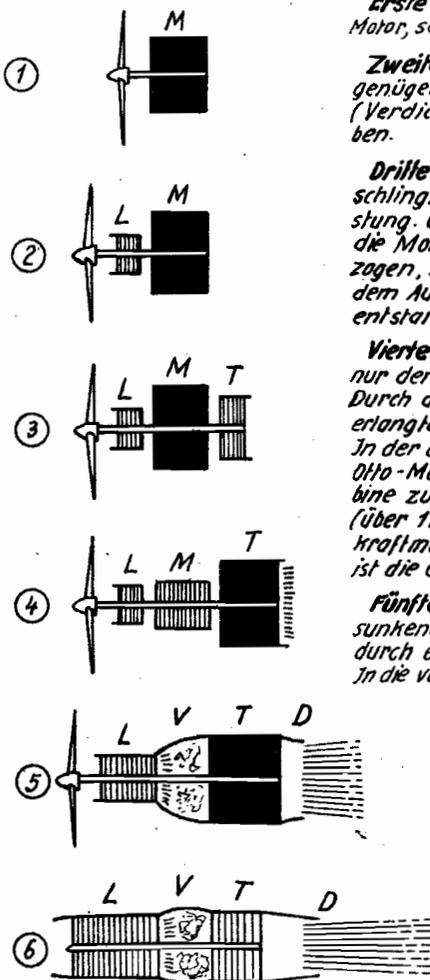


Abb. 22

1. Motor treibt Luftschraube (Propeller)
2. Motor treibt Propeller und Lader (Kompressor-Motor).
3. Motor und Abgasturbine treiben Propeller und Lader (Abgasturbolader).
4. Gasturbine leistet Hauptarbeit, Motor ist Hilfsmaschine (Gasturbine mit Ladermotor).
5. Motor ist durch Verbrennungsraum ersetzt. Turbine treibt Propeller und Lader. Propeller wird durch Düse unterstützt (Propeller-Strahltriebwerk).
6. Turbine treibt Lader. Vortrieb allein durch Düse (reines Strahltriebwerk).

M = Motor; L = Lader; T = Turbine; V = Verbrennungsraum; D = Düse.

Erste Phase: Der Explosionsmotor (meist Otto-Motor, seltener Dieselmotor) treibt die Luftschraube an.

Zweite Phase: Um dem Motor beim Höhenflug genügend Luft zuzuführen, wird ein Kompressor (Verdichter, Lader) von der Motorwelle angetrieben.

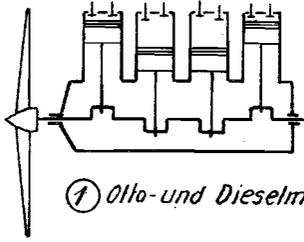
Dritte Phase: Der Antrieb des Laders verschlingt einen beträchtlichen Teil der Motorleistung. Um diesen Verlust auszugleichen, wurden die Motor-Abgase zur Arbeitsleistung herangezogen, indem man die Verbrennungsgase vor dem Auspuffen durch eine Turbine schickt. So entstand der Motor mit Abgasturbolader.

Vierte Phase: Zunächst hatte die Abgasturbine nur den Leistungsbedarf des Laders zu decken. Durch die fortwährende Steigerung der Flughöhen erlangte die Turbine aber wachsende Bedeutung. In der dünnen Höhenluft fällt die Leistung des Otto-Motors stark ab, während die der Abgasturbine zunimmt. Bei Flügen durch die Stratosphäre (über 11 km) wird die Abgasturbine zur Hauptkraftmaschine; aus dem Motor mit Laderturbine ist die Gasturbine mit Ladermotor geworden.

Fünfte Phase: Der in seiner Bedeutung stark gesunkene Otto-Motor wird ganz weggelassen und durch eine einfache Verbrennungskammer ersetzt. In die vom Lader hereingedrückte Luft wird Brennstoff eingespritzt; das Gemisch entzündet sich in der Kompressionshitze von selbst und die Verbrennungsgase treiben die Abgasturbine als einzige Kraftmaschine an. Sie allein dreht nun die Luftschraube. Die Energie der Verbrennungsgase kann in der Turbine nicht vollständig in Rotation umgesetzt werden und man schickt den Gasstrom noch durch eine kanische Düse, um einen kräftigen Schub durch die Rückstoßwirkung zu bekommen. Wir haben nun also einen Gasturbinen-Propellerantrieb mit unterstützendem Düseneffekt.

Sechste Phase: Man läßt die gesamte Leistung der Turbine dem Lader zukommen und verzichtet auf den Propeller. Die erhöhte Strömungsgeschwindigkeit der aus der Turbine austretenden Gase erzeugt am Düsenende einen Rückstoß, der für den Vortrieb der Maschine völlig ausreicht. Dieses Aggregat ist das reine Strahltriebwerk, das Geheimnis des „Düsen-Jägers“.

3.) Schematische Darstellung der Triebwerksarten.



① Ollo- und Dieselmotor



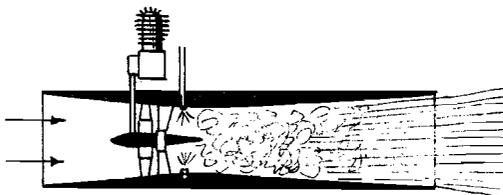
② Luftschrauben-Strahltrieb



③ Turbo-Strahltrieb



④ Wärme-Triebwerk

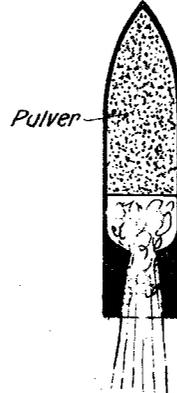


⑤ Düsenmotor



⑥ Schubrohr (Resonator)

Abb. 23

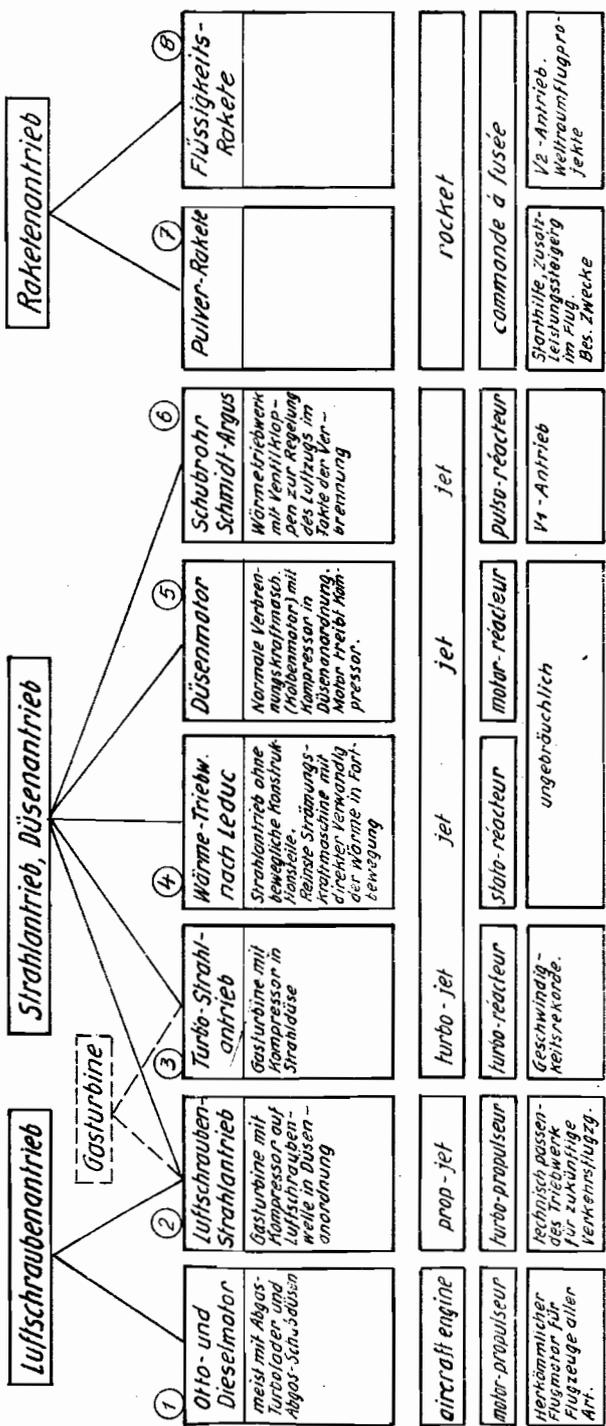


⑦ Pulverrakete



⑧ Flüssigkeits-rakete

4.) Triebwerksarten



Hierzu die schematische Darstellung der Triebwerksarten auf Seite 11

5.) Arbeitsweise der Luftstrahl- und der Propeller-Turbinen.

Die Antriebsart selbst ist in ihrer Grundidee, das Expansionsbestreben hoch erhitzter Gase als Rückstoßkraft zu benutzen, schon so alt wie die Mechanik selbst, also gut 2000 Jahre. Aber erst im letzten Jahrzehnt konnte sie verwirklicht werden; denn erst jetzt haben wir die auftretenden hohen Temperaturen und Fliehkräfte, die auf die Teile der Turbine einwirken, materialmäßig zu meistern gelernt. Die erstmalige Anwendung des Prinzips wird verschiedenen Männern zugeschrieben. Die einen nennen den Oberst Frank Whittle, der in England die Hauptarbeit an der Entwicklung des Düsenantriebes geleistet hat, andere wieder nennen deutsche Forscher wie Max Hahn, dritte den Italiener Campini, dessen Düsenflugzeug am 27. August 1940 den ersten der Öffentlichkeit bekanntgewordenen erfolgreichen Flug von 10 Minuten Dauer auf dem Flugplatz von Mailand durchführte, wenn auch einwandfrei feststeht, daß der erste Start eines Düsenflugzeugs, und zwar einer He-178, ein Jahr zuvor, am 27. August 1939, in Deutschland auf dem Flugplatz der Heinkelwerke erfolgte.

Das Strahltriebwerk hat viele Vorzüge vor dem Otto-Motor. Es ist einfach, robust und leicht zu regulieren; es besitzt einen ruhigen, schwingungsfreien Lauf, da die hin- und hergehenden Kolben fehlen; es braucht keinen Vergaser, keine Ventile, keine Zündkerzen; es kann auch Schweröl als Treibstoff verarbeiten. In großen Höhen erreicht es Fluggeschwindigkeiten, die mit Otto- oder Dieselmotoren unerreichbar sind. Aber der Treibstoffverbrauch ist enorm groß und läßt die Verwendbarkeit des reinen Strahltriebwerks in der zivilen Luftfahrt aus wirtschaftlichen Gründen fraglich erscheinen. Hier wird die Kombination von Schubdüse und Propeller wohl die vorläufig beste Lösung sein; denn von den extremen Flughöhen abgesehen, leistet sie fast dasselbe wie das Nur-Strahltriebwerk und hat dazu den Vorteil größerer Flugweiten. Für ausgesprochene Langstreckenflüge jedoch wird der normale Verbrennungsmotor mit Abgasturbolader vorzuziehen sein.

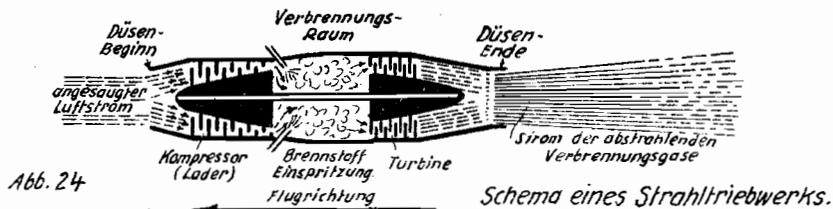


Abb. 24

Schema eines Strahltriebwerks.

Ein mehrstufiger Schaufelradverdichter (Kompressor, Lader) saugt durch eine große Öffnung von vorn Luft an, verdichtet sie und preßt sie dann in ununterbrochenem Fluß in mehrere ringförmig angeordnete Brennkammern, in denen die Luft mit dem feinerstäubten Brennstoff gemischt wird. Dieses Gemisch wird mit Hilfe einer Zündkerze zur Entzündung gebracht. Sobald die Verbrennung einmal eingeleitet ist, kann die Zündung abgeschaltet werden. Nur ein Teil der Luft wird zur eigentlichen Verbrennung verwendet, der Rest dient zur Herabsetzung der Gas-temperatur auf einen für die Turbine erträglichen Wert und zur direkten Kühlung von Turbinenscheibe und -Schaufeln. Die aus der Brennkammer austretenden heißen Gase durchströmen die ein- oder zweistufige Turbine und treiben sie an. Die Gase werden dann durch eine Düse in die Atmosphäre ausgestoßen. Der erzeugte Schub stellt die Reaktionskraft des austretenden Gasstrahles dar. Der Verdichter sitzt mit der Turbine auf einer gemeinsamen Welle, deren Drehzahl

je nach Triebwerksgröße zwischen 6000 bis 60000 U/min betragen kann. Beim Anlassen treibt ein Elektromotor, ein Gasdruckanlasser oder ein kleiner Kolbenmotor den Rotor an.

Die Schwierigkeiten bei der Konstruktion von Strahltriebwerken liegen hauptsächlich im Material für die Schaufelräder der Abgasturbine. Außer der großen Fliehkraft durch ihre sehr hohe Umdrehungszahl sind dem hohen Temperaturen der Verbrennungsgase von über 1000°C ausgesetzt. Bei solchen Hitzegraden verlieren die metallischen Werkstoffe ihre Härte und es besteht die Gefahr von Verbiegungen der peinlich genau geförmten Turbinenschaufeln. Man hat daher zu keramischen Werkstoffen gegriffen. Neuerdings aber stellt man die Schaufeln doch wieder aus Metall her und versieht sie mit vielen feinen Bohrungen, die eine übermäßige Erhitzung verhindern - aus Gründen, die hier nicht weiter behandelt werden sollen. Die Entwicklung dieser Konstruktions-Einzelheiten sind noch nicht abgeschlossen.

Bei einer Luftstrahltriebmaschine wird die einströmende Luft auf etwa den vierfachen Druck verdichtet, wobei der Verdichter radialer oder axialer Bauart sein kann. Die Radialverdichter haben einen größeren Durchmesser und eine geringe Längenausdehnung, die Herstellung ist billig, außerdem ist die Bauart unempfindlich gegen Verschleiß und Verschmutzung. Axialverdichter haben einen geringeren Durchmesser, dagegen eine größere Längenausdehnung, sie sind mit ihren vielen Stufen und der Großzahl von Schaufeln schwieriger herzustellen, auch sind sie empfindlicher gegen Verschmutzung und Beschädigung durch Fremdkörper. Infolge seines geringen Durchmessers, seiner größeren Schluckfähigkeit von Luft und der Möglichkeit höhere Druckverhältnisse zu schaffen, gehört dem Axialverdichter die Zukunft.

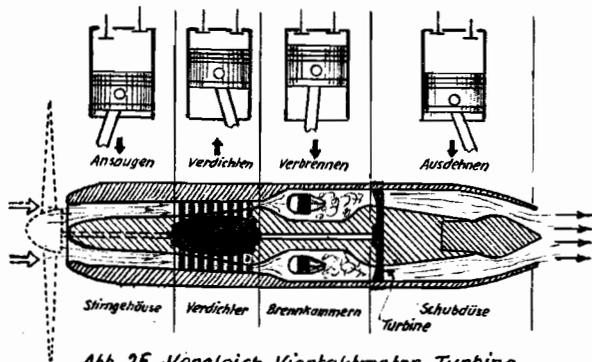


Abb. 25. Vergleich Viertaktmotor-Turbine.

Es hat sich als zweckmäßig erwiesen, zum Unterschied von Gewichts-kg das Schub-kg der Turbinen mit dem Index p (lateinisch pondus = Pfund) zu versehen.

Bei einer Propeller-Turbine ist der geschilderte Prozeß der Verbrennung derselbe. Die Welle, auf der der Verdichter und die mehrstufige Turbine sitzen, wird nach vorn verlängert und treibt über ein Getriebe eine Luftschraube an. In diesem Fall geben die Verbrennungsgase 70 bis 80% ihrer Energie über die Turbine an die Luftschraube ab, der Rest wird in der Düse in Schubkraft umgesetzt.

Abb. 26 zeigt die Konstruktion einer „PROPJET-ENGINE“, d.h. Propeller-Strahl-Maschine, der General Electric in USA. Die acht Brennkammern befinden sich außerhalb des Turbinengehäuses.

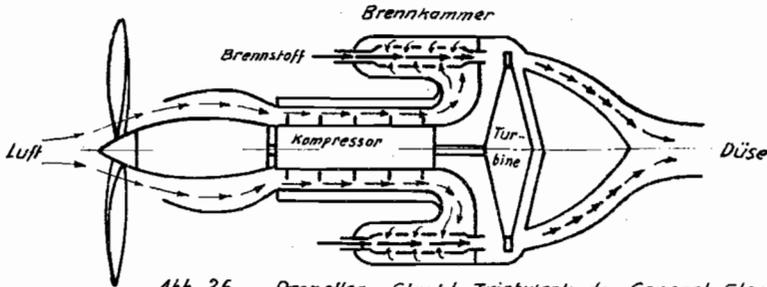


Abb. 26 Propeller-Strahl-Triebwerk der General-Electric.

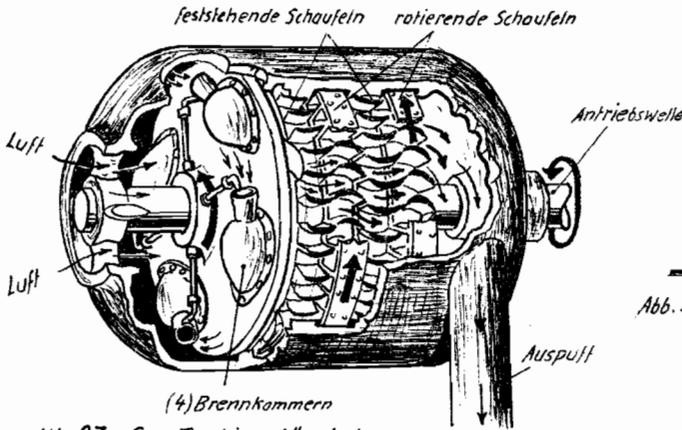


Abb. 30. Einbauweise der Gasturbine

Abb. 27. Gas-Turbine für Autos.

Arbeitsweise:

Durch das Ventil strömt das Luft-Brennstoffgemisch in die Brennkammerhälfte a und entzündet sich an der Zündkerze. Der Explosionsdruck schließt das Ventil und die Brenngase strömen zur Turbine (Abb. 28). Gleichzeitig hat das Ventil die Kammerhälfte b geöffnet (Abb. 29), das Luft-Brennstoffgemisch strömt hier ein und der Vorgang wiederholt sich.

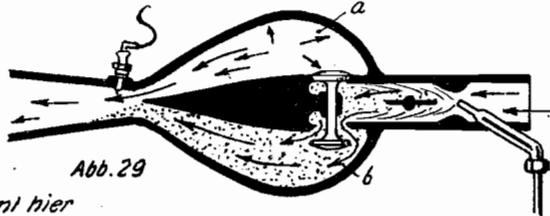
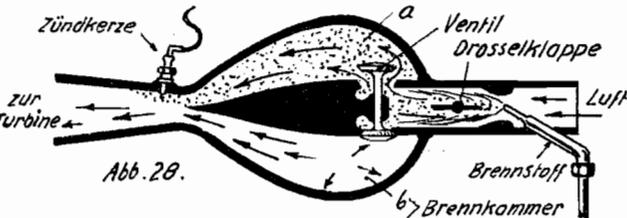


Abb. 28.

Abb. 29

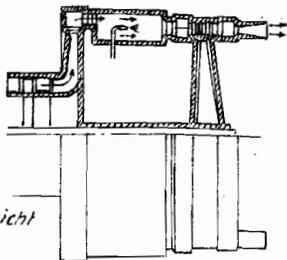
6.) Was leisten Düsentriebwerke?

Ein modernes Düsentriebwerk wie das General Electric J-47 entwickelt einen Standschub von knapp 3 Tonnen, was bei einer Geschwindigkeit von 1000 km/h einer abgegebenen Leistung von ca. 11000 PS gleichkommt. Dabei beträgt das Gewicht des Triebwerks nur etwa ein Fünftel des von ihm erzeugten Schubs, etwa 660 kg, was einem Leistungsgewicht von nur ca. 0,06 kg/PS gegenüber dem von 0,4 kg/PS bei modernsten Kolbenflugmotoren entspricht. Daraus wird ersichtlich, welchen leistungsmäßigen Fortschritt der Düsenantrieb gebracht hat. Allerdings ist sein Brennstoffverbrauch ungleich höher als der des Kolbenmotors, was aber unkostenmäßig durch die Anspruchslasigkeit des Düsentriebwerks hinsichtlich der Qualität der verwendeten Treibstoffe annähernd ausgeglichen wird. So verbraucht eine Düsenturbine der oben angegebenen Leistung in der Stunde rund 2500 Liter Brennstoff, zu deren Verbrennung der Kompressor in jeder Sekunde 35 m³ Luft mit einem Gewicht von 45 kg ansaugen und auf 3,5-4,5 atü verdichten muß. Man kann sich vorstellen, daß der vor der Luftansaugöffnung eines in Betrieb befindlichen Düsentriebwerks herrschende Sog von 400-500 km/h durchaus imstande ist, einen in der Nähe vorbeigehenden Menschen in das Triebwerk hineinzusaugen, wie das bisher mehrmals vorgekommen ist. Der abgegebenen Leistung entsprechend sind die mechanischen und thermischen Belastungen, denen vor allem das Turbinenrad unterworfen ist, sehr hoch. Bei einer angenommenen mittleren Drehzahl von 10000 U/min, die im Fluge mit 1000 km/h einer mittleren Umfangsgeschwindigkeit von ca. 600 m/s am Schaufelkranz entspricht, treten in den einzelnen Turbinen- bzw. Verdichterschaufeln Zugbelastungen von nahezu 45 kg/mm² auf, wobei sich die Schaufeln des Turbinenrades in heller Rotglut befinden, da sie dauernd dem 700°C heißen Strom der Verbrennungsgase ausgesetzt sind, der seinerseits die Düse mit einer Geschwindigkeit von ca. 600 m/sec verläßt. Es ist nicht ratsam dem Auspuffstrom beim Abbremsen zu nahe zu kommen; selbst wenn man von seiner Temperatur bei genügendem Abstand nicht mehr viel zu spüren bekommt, so wirft einen der Strom doch noch in einer Entfernung von 50 Meter ohne weiteres zu Boden.

So sah die Patentschrift aus.

(1930)

Schnitt



Seitenansicht

Abb. 31

Der Auszug aus der Patentschrift des Oberst Frank Whittle, der zum mindesten maßgeblichen Anteil an der Gestaltung des heutigen Düsenantriebs hat, zeigt wie man sich zunächst den technischen Aufbau des Düsenantriebs vorstelle. Schon damals sah Whittle einen Schaufelradverdichter in mehreren Stufen vor. Auf dem Bild sind links die letzten beiden Stufen des Verdichters zu erkennen. Anschließend weitere Verdichtung durch eine besonders ausgebildete Zentrifugalverdichterstufe. Von dort gelangt die verdichtete Luft in die Brennkammer, die mit der Einspritzdüse für den Brennstoff und mit einer Flammdüse ausgerüstet ist. Der heiße Gasstrom durchläuft dann das Turbinenrad und die konische Rückstoß-

düse. Konzentrisch um die Achse waren mehrere Brennkammern und Düsen angeordnet. Patentschrift und Ausführungsform nähern sich stark, nur baute man statt mehrerer Düsen eine gemeinsame.

Die beste Lösung wäre eine **siebente Phase** der Entwicklung, die auf den Kompressor überhaupt verzichtet und deshalb auch keine Turbine (also überhaupt keine rotierenden Teile) mehr benötigt.

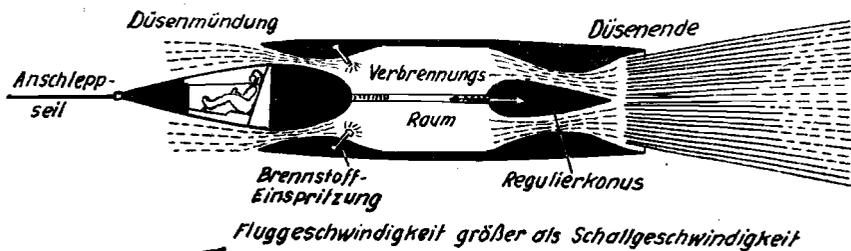


Abb. 32 Die siebente Phase: Der kompressorlose Strahltriebtrieb.

Beim Flug mit Überschallgeschwindigkeit reicht die natürliche Luftverdichtung aus; Kompressor und Turbine werden überflüssig. Der verschiebbare Regulierkonus hat die Aufgabe, den Querschnitt der Düsenöffnung zu verändern und dem jeweiligen Innendruck anzupassen. Die Zelle (Führerkabine) ist ebenfalls kamisch geformt und sitzt in der vorderen Düsenmündung.

7.) Staustrahl-Triebwerk.

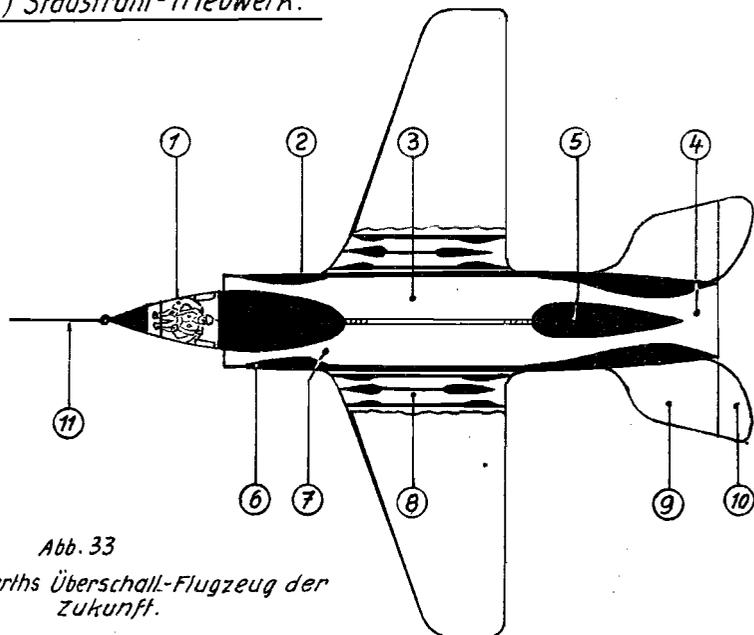


Abb. 33

Oberths Überschall-Flugzeug der Zukunft.

1 = Zelle; 2 = Mantel (Strahlrohr); 3 = Verbrennungsraum; 4 = Düse; 5 = Regulierkonus zur Veränderung des engsten Düsenquerschnitts; 6 = Wulst für die Bildung eines ebenfalls etwas veränderlichen Spaltes zwischen ihm und der Zelle; 7 = Treibstoffzuführung; 8 = eines der Strahlrohre, welche die Tragflügel durchziehen und gleich dem Rumpf mit Verbrennungsraum und Regulierstiften ausgebildet sind; 9 = Leitwerk; 10 = Höhenruder; 11 = Anschleppseil.

7.) Staustrahl - Triebwerke.

Ein Staustrahl-Triebwerk hat den einfachsten Aufbau von allen Flugzeugantrieben. Es besteht aus einem einfachen Rohr, das nach vorn und hinten konisch verläuft (Abb. 34). Zum leichteren Verständnis

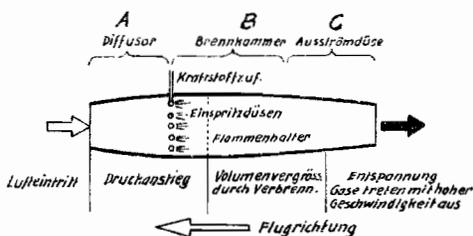


Abb. 34. Staustrahl-düse.

teilen wir den Innenraum in einen sich erweiternden Raum A, einen zylindrischen Verbrennungsraum B und einen sich verjüngenden Raum C ein. Die Luft tritt mit der Geschwindigkeit V_1 ein und dehnt sich in dem sich erweiternden Raum aus, wodurch die Geschwindigkeit verzögert wird. Entsprechend steigt der Druck an. In dem Raum B wird Kraftstoff eingespritzt und das Gemisch zur Entzündung gebracht. Durch die Entwicklung einer Hitze von etwa 1000°C will sich das Verbrennungsgemisch stark ausdehnen, was aber in dem Raum gleichbleibender Größe nicht möglich ist. Folglich steigt die Geschwindigkeit auf den Wert V_3 an. In dem sich verjüngenden Teil C wird die Geschwindigkeit der Verbrennungsgase weiter gesteigert, so daß sie mit der Geschwindigkeit V_4 das Rohr verlassen und dadurch einen erheblichen Schub erzeugen.

Durch die Volumenvergrößerung infolge der starken Erwärmung ist die Geschwindigkeit beim Austritt um ein mehrfaches größer als beim Eintritt.

Ein solches Triebwerk beginnt aber erst von 600-800 km/h rational zu arbeiten. Man kann das Staustrahlrohr deswegen vorerst nur als Zusatztriebwerk verwenden, oder aber man muß das Flugzeug durch einen Raketenantrieb auf die benötigte Geschwindigkeit bringen.

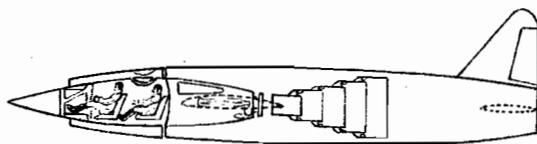


Abb. 35. „Leduc 010“

Pionierarbeit auf diesem Gebiet hat der Franzose Leduc geleistet, der sich schon seit 1936 mit dieser Antriebskraft befaßte und der 1938 ein erstes Modell baute. Nach dem Krieg konnte er mit der Verwirklichung seiner Pläne beginnen. Es entstand ein reines Staustrahl-Flugzeug Leduc 010, das auf dem Rücken einer viermotorigen Languedoc hochgeschleppt wird und das auf verschiedenen Versuchsflügen Geschwindigkeiten bis zu 920 km/h erreichte. Das ganze Triebwerk soll nur 180 kg wiegen bei einem Schub von 1600 kgp.

Das Staustrahltriebwerk wird einmal beim Flug mit Überschallgeschwindigkeit eine führende Rolle spielen. An seiner Entwicklung wird zur Zeit in den wissenschaftlichen Versuchsanstalten verschiedener Länder mit großem Eifer gearbeitet.

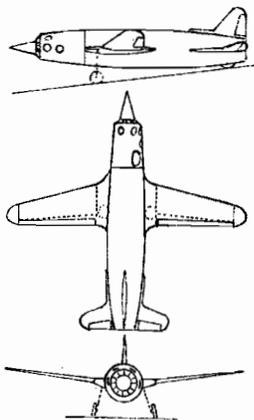


Abb. 36.
Staustrahl-Flugzeug
Leduc 010, Prototyp 1950.

8.) Leistungsdaten der verschiedenen Triebwerksarten.

Die untenstehende Tabelle gibt die Leistungen der aufgeführten Triebwerke im Vergleich zu einem Viertakt-Benzinmotor an. Auffallend ist die Abnahme des Wirkungsgrades eines Motor-Luftschraubenaggregates mit wachsender Geschwindigkeit, wohingegen die anderen Triebwerke ein starkes Ansteigen des Wirkungsgrades mit wachsender Geschwindigkeit zeigen. Das deutet schon darauf hin, daß sich für größere Fluggeschwindigkeiten Strahltriebwerke besser eignen als Luftschrauben, wobei auch die großen Leistungen der ersten auffallen. Eine Besonderheit ist noch zu beachten: die Leistung der mit der umgebenden Luft arbeitenden Triebwerke nimmt mit der Luftdichte, d. h. mit wachsender Höhe, rasch ab; dagegen ist die Leistung der Raketen unabhängig von der Flughöhe. Darin liegt ein großer Vorteil für die Rakete, das Triebwerk der Zukunft. Umgekehrt sind aber die normalen Benzinmotoren und in noch stärkerem Maße die Dieselmotoren die sparsamsten Brennstoffverbraucher und erlauben die größten Betriebszeiten, während die Betriebszeiten der Strahltriebwerke bedeutend kürzer sind. Strahltriebwerke, besonders das Mélot- und Argus-Rohr haben dagegen ein sehr geringes Gewicht. So kann man wohl sagen, daß jedem der aufgeführten Triebwerke ein bestimmter Anwendungsbereich vorbehalten bleibt, in dem es das den anderen überlegene Triebwerk darstellt.

Die Strahltriebwerke dienen nicht nur der Fliegerei, sondern es werden auch stationäre Gasturbinen zum Antrieb von Elektro-Generatoren gebaut und Brown-Boveri in der Schweiz rüstet Lokomotiven damit aus.

| Triebwerk | Benzin-Motor (Viertakt m. Luftschr.) | Mélot- Rohr | Argus- Rohr | Gas- turbine | Rakete (normale mit Flüssigkeit) | V ₂ - Antrieb | Pulver- Rakete |
|---|--|--------------------------------|-----------------------------------|--------------------------------|--|---------------------------------|----------------------|
| Leistungen oder Schübe ausgeführ- ter Triebwerke | bis 3000 PS | bis 100 kg etwa 270 PS | bis 350 kg etwa 680 PS | bis 1200 kg etwa 3350 PS | bis 2000 kg etwa 6100 PS | 18000 kg etwa 113000 PS | bis 1000 kg |
| damit erreichte Fluggeschwindig- keit km/h | 720 | (im Schlep- versuch) 720 | 700 | 1000 | 1100 | 4700 | 3600 |
| Wirkungsgrad in % bei der Geschwind. | | | | | | | |
| 0 km/h | 20 | 0 | 8 | 10 | 6 | | 8 |
| 720 km/h | 14 | 6 | 10 | 12 | 42 | | 12 |
| 1230 km/h | - | 35 | | 25 | 58 | | |
| Brennstoffe | Benzin | Benzin | Benzin, Sonder- treibstoffe | Benzin, Rohöl | Alkohol od Öl + Sauerstoff | Alkohol + Sauerstoff | verschied. Pulver |
| Brennstoffverbr. bei praktischer Fluggeschwindigk. | 180-240 g/PS h | 14 g/kg sec | 9 g/kg sec | 2 g/kg sec | 5 g/kg sec | 6,6 g/kg sec = 120 kg/sec | verschied. |
| spez. Motorgewicht (ohne Brennstoff u. ohne Kühlmittel) | 0,4-0,7 kg/PS | 0,03 kg/kg | 0,06 kg/kg | 0,26 kg/kg | 0,0275 kg/PS = 0,11 kg/kg | 0,082 kg/kg | 0,02 kg/kg |
| mittlere Betriebsdauer | 5 h | - | 20 min | 1 h | 10 min | 80 sec | 20 sec |

9.) Verpuffungsstrahltriebwerke (Schubrohre).

Bei den Verpuffungsstrahltriebwerken werden die Schwingungseigenschaften der Gase in Röhren zum Antrieb ausgenutzt. Sie bestehen im wesentlichen aus einem, vorn durch die Einlaßverdümmung abgeschlossenen, röhrenförmigen Körper, in dessen Einlauf - nach einer ersten, einzigen Anlaßverpuffung - atmosphärische Luft periodisch eingesaugt und mit Kraftstoff angereichert, dann in der Brennkammer verbrannt und zuletzt mit hoher Geschwindigkeit nach hinten ausgestoßen wird. Sämtliche Arbeit erfordernde Vorgänge eines Arbeitspiels (Ansaugen von Luft und Kraftstoff, Zündung) erfolgen selbsttätig. Dadurch erhält man Triebwerke, deren Einfachheit nicht mehr unterbietbar sind und deren Störungsanfälligkeit äußerst gering ist. Obgleich Verpuffungsstrahltriebwerke hohe Kraftstoffverbräuche und, wie alle Heißstrahltriebwerke, ihren besten Wirkungsgrad erst bei hohen Fluggeschwindigkeiten haben, kann ihre Verwendung als Kurzzeitantrieb auch bei mäßigen Fluggeschwindigkeiten bereits Vorteile bringen.

Der wichtigste Teil eines Verpuffungsstrahltriebwerks ist seine Einlaßverdümmung, ein Rückschlagventil, das Luft während des Ansaugens möglichst verlustlos durchlassen, das Rohr während der Verbrennung jedoch nach vorn möglichst vollständig abschließen soll.

Prinzipiell könnte ein Verpuffungsstrahltriebwerk funktionieren, ohne besondere Vorrichtungen zum Abfangen des vorn periodisch austretenden Gasstrahls zu besitzen. Allerdings ginge dann ein Teil des möglichen Impulses verloren, und zudem würde die angesaugte Luft durch Abgase verunreinigt.

Ein Verpuffungsstrahltriebwerk ohne Einlaßverdümmung wurde bereits 1908 von dem Franzosen Lorin vorgeschlagen, es konnte aber damals noch niemand verwenden (Abb. 37). Ebenso erging fast zu gleicher Zeit seinem Landsmann Mélot (Abb. 38). Beide Triebwerke wurden erst während des letzten Krieges in Deutschland und in den USA weiter erprobt. Vorher waren die zum Betrieb dieser Strahltriebe notwendigen hohen Fluggeschwindigkeiten noch nicht erreichbar. Beide Triebwerksarten werden auch als „Ramm-Jets“ (Rammdüsen) bezeichnet.

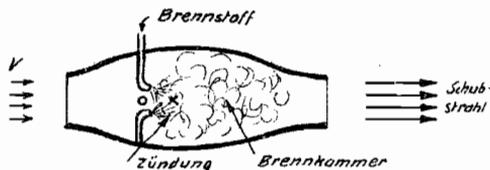


Abb. 37. Lorindüse (1908)

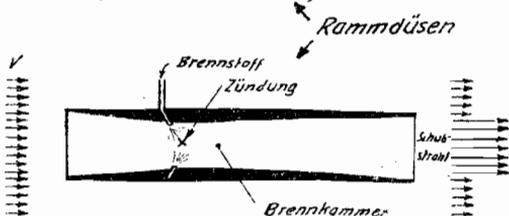


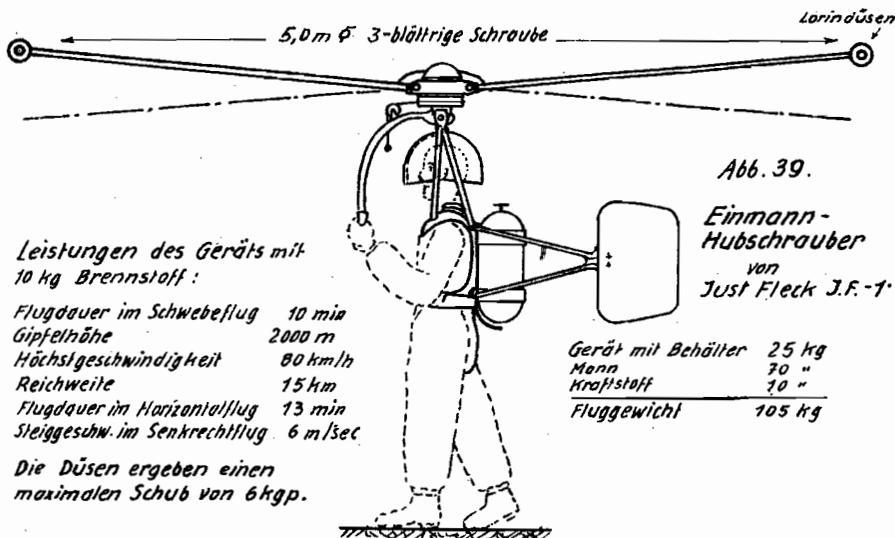
Abb. 38. Mélot-Rohr (1913)

Im Windkanal der General-Electric in Lynn/Mass. wurde eine 1913er Lorindüse mit 400 km/h Windgeschwindigkeit angeblasen. Hierbei wurde festgestellt, daß sich das Gerät um wenigstens 10 km/h beschleunigte. Eine lange Flamme zeigte aber an, daß ein großer Teil der Verbrennung vor der Verbrennungskammer stattfand, daß also der Wirkungsgrad gering war, was auf zu geringe Geschwindigkeit zurückgeführt wurde.

Bei stillstehendem Rohr wird das verbrannte Gemisch ziemlich gleichmäßig nach vorn und hinten auspuffen. Bläst man das Rohr aber von vorne mit einer gewissen Geschwindigkeit v an so werden infolge des Druckes der strömenden Luft

hinten mehr Verbrennungsgase auspuffen als vorn, das heißt, das ganze Gerät wird eine Kraft entgegen der anströmenden Luft erzeugen. Damit war im Prinzip der Düsenantrieb gefunden.

Die Rammdüsen erfordern eine gewisse Mindestgeschwindigkeit. In Deutschland wurde die Do-217 mit einer solchen Düse ausgerüstet, die ca. 10 m lang war, in der Mitte einen Durchmesser von ca. 100 cm hatte, der sich nach beiden Enden auf ca. 75/80 cm verjüngte. Eine Rohrleitung versorgte 60 Einspritzdüsen mit Kraftstoff, der entgegen der Flugrichtung eingespritzt wurde. Bei einer Geschwindigkeit von ca. 400 km/h konnte die Düse eingesetzt werden, die Endgeschwindigkeit stieg dadurch auf 670 km/h. Ein ähnliches Gerät wird in USA geflogen, wie auch neuerdings die „Mustang“ mit kleineren Rammdüsen an den Flügelenden abgebildet wird.



Leistungen des Geräts mit 10 kg Brennstoff:

| | |
|-------------------------------|---------|
| Flugdauer im Schwebeflug | 10 min |
| Gipfelhöhe | 2000 m |
| Höchstgeschwindigkeit | 80 km/h |
| Reichweite | 15 km |
| Flugdauer im Horizontalflug | 13 min |
| Steiggeschw. im Senkrechtflug | 6 m/Sec |

Die Düsen ergeben einen maximalen Schub von 6 kgp.

| | |
|--------------------|--------|
| Gerät mit Behälter | 25 kg |
| Mann | 70 " |
| Kraftstoff | 70 " |
| Fluggewicht | 105 kg |

Eine andere Anwendung des Lorin-Antriebs zeigt die Konstruktion eines Einmann-Hubschraubers von Just-Fleck (Abb. 39); leider vorerst ein Entwurf, denn Flugmaschinen dürfen in Deutschland vorerst noch nicht hergestellt werden.

Um nun aber ein Austreten der Verbrennungsgase nach vorn zu verhindern, d.h. also auch bei kleineren Geschwindigkeiten einen Vortrieb zu bekommen, ging man dazu über, die eingangs erwähnte Einlaßverdümmung anzuwenden. Hierbei gibt es verschiedene Möglichkeiten.

Das von der Firma Argus herausgebrachte Gerät wurde bei den „VT“-Antrieben verwendet. Auf das Rohr wurde vorne ein Klappensystem aufgebracht, wie es die Abb. (40) schematisch zeigt. Zunächst werden die Klappen durch den Luftdruck bei der Fluggeschwindigkeit V hochgedrückt. Dann strömt die Luft durch das Rohrinne. Spritzt man jetzt den Brennstoff ein und bringt das Gemisch zur Entzündung, so steigt im Innern des Rohres der Druck beträchtlich an, wodurch sich die Klappen schließen. Die gesamten verbrannten Gase können nur nach hinten entweichen, erzeugen also einen Rückstoß. Hat der Druck im Innern des Rohres und außerhalb desselben sich wieder ausgeglichen, so beginnen die Klappen sich wie-



Abb. 40

Schemat. Darstellung der Klappenanordnung beim Argus-Rohr (VT)

sich wieder zu öffnen, Frischluft durchspült das Rohr, und der Vorgang kann sich wiederholen. Bei dieser sogenannten *intermittierenden* (unterbrochenen) Verbrennung sind bis zu 70 Verbrennungen in der Sekunde erzielbar. Der Nachteil dieses Verfahrens besteht darin, daß es immer noch *diskontinuierlich* (mit Unterbrechungen) arbeitet.

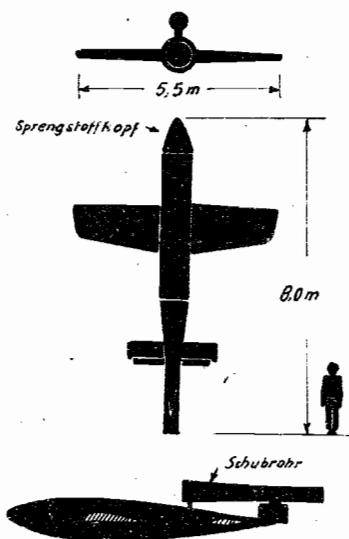


Abb. 41. Die Flügelbombe „V1“

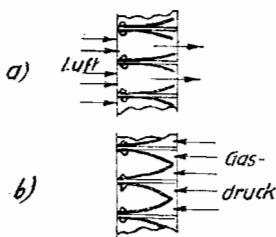


Abb. 42 Einlaßverdümmung (Federklappenventile) der V1.

Die V1 hatte einen großen Vorteil: Sie war billig. Das Schubrohr brauchte aber um arbeiten zu können, eine Mindestgeschwindigkeit von rund 250 km/h. Darum mußte die V1 von einem Startkatapult abgeschleudert werden, dann erreichte sie eine Höchstgeschwindigkeit von 580 km/h.

Bis zum 30. August 1944 dauerte der Einsatz der V1 gegen England. Dann hatten die Invasionstruppen die letzten Starttrampen in der Hand. Die wenigen V1, die später von Focke-Wulff „Condor“-Flugzeugen gestartet wurden, richteten keinen großen Schaden mehr an.

Die „V1“

Die V1 war keine Rakete, sondern ein kleines unbemanntes Flugzeug. Sie war eine automatisch gesteuerte Flügelbombe. Am späten Abend des 12. Juni 1944 flog die erste V1 über den Kanal und krachte in das Zentrum von London. Der Abschlußerfolgte von der nordfranzösische Küste. Alle hier aufgebauten Starttrampen zeigten, bis auf eine, nach London. Insgesamt wurden 8070 Flügelbomben abgeschickt. Von den 6000 Stück, die England erreichten, wurden 24% von Jagdfliegern, 17% von der Flak und 5% von Ballonsperren heruntergeholt. Eine Anzahl setzte sich auf Äcker und Wiesen. Nur 2000 kamen nach London. Sie töteten 5864 Personen und zerstörten 17 000 Häuser, über 800 000 Häuser wurden beschädigt. Bis zu 150 dieser Bomben flogen täglich ab. Der Einsatz dauerte 80 Tage.

Die Länge der V1 betrug nicht ganz 8 m. Ihr Sprengstoffkopf wog 1000 kg. Dahinter kam der Benzintank, dann zwei kugelförmige Druckluftbehälter und am Schwanzende eine Steuereautomatik. Eine Kreissteuerung ließ die V1 gegen Böen und Seitenwind Richtung behalten. Die Flügelspannweite betrug 5,5 m. (s. Abb. 41).

Das Schubrohr hatte einen Durchmesser von 30 cm und eine Länge von 3,0 m. Vorne war es mit einem Federklappenventilsatz verschlossen. 9 Sprühdüsen stäubten den Kraftstoff ununterbrochen in den Verbrennungsraum. Flog die V1, so drückte der Luftstrom die Klappenventile auf, die ins Rohr eintretende Luft mischte sich mit dem Kraftstoff und wurde gezündet. Der Gasdruck der Explosion drückte die Ventile wieder zu und trieb die V1 vorwärts (Abb. 42 a u. b)). Dieser Vorgang wiederholte sich ca. 70 mal in der sec.

Kleinst-Strahltriebwerke für Flugmodelle.

Im Flugmodellspport haben Nachbildungen von großen Strahltriebwerken und auch Sonderkonstruktionen schon eine große Verbreitung gefunden, besonders in den USA und England. Die deutschen Modellflieger können sich erst seit kurzer Zeit damit befassen, weil ein alliiertes Verbot dem entgegenstand.

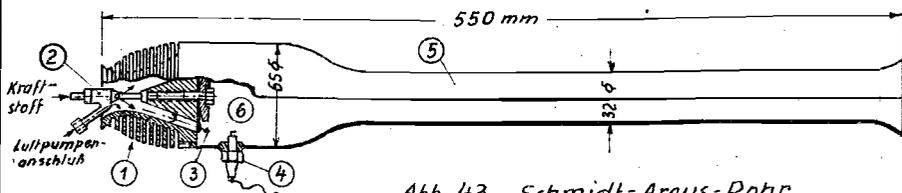


Abb. 43. Schmidt-Argus-Rohr

- | | |
|----------------------------------|---------------------------|
| 1 Düsenkopf | 4 Glühkerze |
| 2 Düsenhalter | 5 Abgasrohr od. Schubrohr |
| 3 Flatterventil mit Ventilkeiler | 6 Brennkammer |

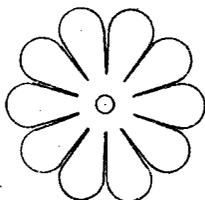


Abb. 44 Flatterventil
aus dünnem Stahlblech.

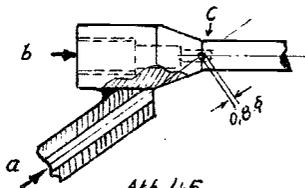


Abb. 45
Teilansicht des Düsenhalters.

Das Schmidt-Argus-Rohr ist einfach im Aufbau. In USA wurde von L. Tenney und Charles Marks fast dasselbe Rohr, die „Dynajet“ herausgebracht. In Deutschland wird dieses Strahltriebwerk von der Firma BWM (Berliner Werkstatt für Modellmechanik, Berlin-Zehlendorf) serienmäßig hergestellt (Abb. 43).

Angelassen wird das Triebwerk mittels einer Luftpumpe oder Preßluft. In den Abzweig a des Düsenhalters tritt die Anlaßluft ein, streicht an den beiden Bohrungen von 0,8 mm ϕ vorbei und saugt infolge der Düsenwirkung aus der Leitung b Kraftstoff an. Bei c erfolgt eine Vermischung des Kraftstoffes mit der Luft (Abb. 45). Durch den Druck öffnet sich das Flatterventil und das Gasgemisch entzündet sich an der Glühkerze.

Die nun folgende Verpuffung schließt das Flatterventil. Der anschließend im Rohr entstehende Unterdruck öffnet das Ventil wieder. Die jetzt nachströmende Außenluft streicht an den Düsenhalter vorbei und übernimmt das Ansaugen und die Vermischung des Kraftstoffes. Die Luftpumpe wird abgenommen und das Rohr freigegeben.

Gewicht etwa 500 g, Schub ca. 1900 g, Frequenz etwa 250 Schwingungen pro Sekunde, Verbrauch 60-75 g/min an verschiedenen Brennstoffen.

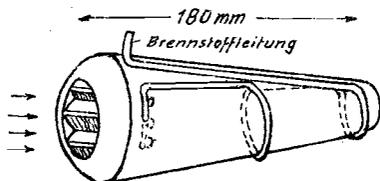


Abb. 46 Englische Kleindüse von
J. A. Long.

6 Ventilklappen werden durch schwache Federn leicht geöffnet gehalten.

Die in Abb. 46 dargestellte Kleindüse von J. A. Long arbeitet mit Methylalkohol, der durch Preßluft (Tank mit Luftpumpe aufgepumpt) über eine Rohrleitung zu einem Ringbrenner mit 5 Düsen gelangt. Der Treibstoff wird vorher vergast, indem die Rohrleitung in zwei Schlangen um das Düsenrohr gelegt wurde. Die Frequenz beträgt ca. 17 Schwingungen/Sec. Schub etwa 340 g.

Für Flugmodelle gibt es noch weitere Strahltriebwerke, auch Turbo-Strahl-Antriebe sind in der Erprobung.

11.) Das Verpuffungsstrahltriebwerk SNECMA 3340 „Escopette“.

Ende 1950 begann man in Frankreich mit der Flugerprobung eines kleinen Verpuffungsstrahltriebwerks der Société Nationale d'Etude et de Construction de Moteurs d'Aviation (SNECMA), das die Bezeichnung SNECMA 3340 „Escopette“ (Stutzbüchse) trägt und sich durch eine besonders einfache Einlaßverdümmung³⁾ und durch relativ niedrigen Kraftstoffverbrauch auszeichnete. Es ist als Antriebsmittel für Motorsegler gedacht.

Das Gerät „Escopette“ ist im Gegensatz zu den vorhergehenden, ein Verpuffungsstrahltriebwerk mit aerodynamischer Einlaßverdümmung. Abb. 47 zeigt einen schematisierten Schnitt dieses Triebwerks, an dem noch die starke konische Erweiterung des Ausstoßrohrs auffällt.

Der Triebwerkskörper besteht aus dünnem, zunderbeständigem Stahlblech von 0,6 mm Stärke und ist durch mehrere Sickenringe verstärkt.

Die Wirkungsweise der aerodynamischen Einlaßverdümmung besteht darin, daß sie durch Form und Abmessung der Ausströmung von Brenngasen nach vorn einen hohen Widerstand entgegengesetzt, neue Luft jedoch leicht einzusaugen gestattet. Das physikalische Phänomen ausnützend, daß Gase aus einem Rohr immer strahlförmig ausgestoßen, aber von allen Seiten angesaugt werden (Versuch Zigarettenrauch und Röhrchen), wird der nach jeder Verpuffung nach vorn gerichtete Gasstrahl von dem Horn abgefangen und nach hinten umgelenkt. Dadurch werden etwa 20% Impuls wiedergewonnen und einwandfreie Luft-Kraftstoff-Gemische erhalten. Während des Laufs wird der mittlere Teil des Geräts sehr warm (etwa 600 bis 800°C).

Angelassen wird mittels einer Preßluftpistole (etwa 4 atü).

| | |
|--|--|
| Gewicht | $G = 5,1 \text{ kg}$ |
| Länge über alles | $L = 2883 \text{ mm}$ |
| größter Durchmesser | $D_{\text{max}} = 160 \text{ mm}$ |
| maximaler Stand Schub | $S_{0 \text{ max}} = 11 \text{ kgp}$ |
| optimaler Kraftstoffverbr. | $= 1,8 \text{ kg/kgplh}$ |
| Arbeitsfrequenz bei $S_{0 \text{ max}}$ | $f = 90 \text{ Hz}$ |
| Schubgewicht | $G/S_{0 \text{ max}} = 0,465 \text{ kg/kgp}$ |
| Querschnittsgewicht | |
| G/F_{max} | $= 0,026 \text{ kg/cm}^2$ |
| Schubdichte $S_{0 \text{ max}}/F_{\text{max}}$ | $= 0,055 \text{ kgp/cm}^2$ |

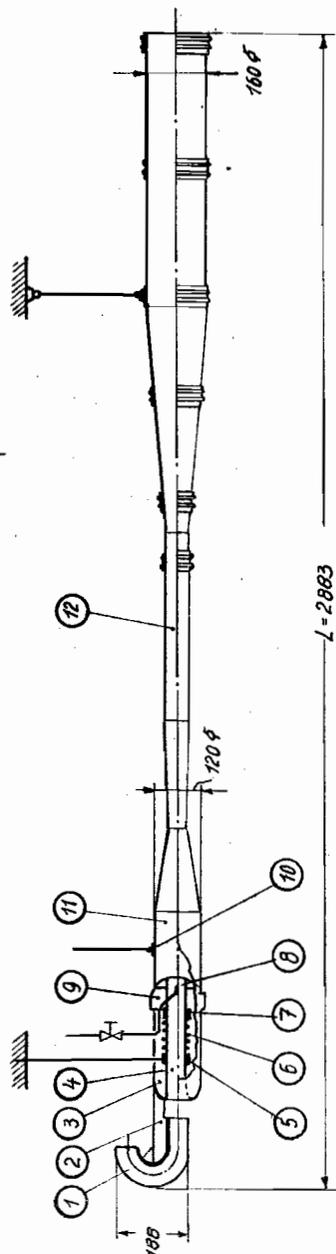


Abb. 47. Das Verpuffungsstrahltriebwerk SNECMA 3340 „Escopette“.

- 1 Horn
- 2 Hornbefestigung
- 3 Einlaufhaube
- 4 Einlauftrichter
- 5 beweglicher Ring
- 6 Spiralfeder
- 7 fester Ring
- 8 Einspritzdüse
- 9 Mischflüsschlitze
- 10 Zündkerze
- 11 Brennhammer
- 12 Ausstoßrohr

1.) Grundlagen der Raketentechnik.

Die im Abschnitt II aufgeführten Triebwerke (Kolbenmotore und Strahltriebwerke) haben den Nachteil, daß sie auf das Vorhandensein von Sauerstoff zur Verbrennung angewiesen sind. Bekanntlich nimmt aber mit zunehmender Höhe die Luftdichte und damit auch die Sauerstoffmenge rasch ab. Die Leistungen dieser Triebwerke sinken demzufolge mit zunehmender Höhe. Bei den Kolbenmotoren nützt dann auch der Höhenlader bald nichts mehr. Man war also gezwungen, für größere Höhen ein Triebwerk zu bauen, welches den benötigten Sauerstoff mit sich führt. Solch ein Triebwerk nennt man **Raketentriebwerk**. Zwei Arten unterscheidet man hierbei: Den Pulverantrieb oder kurz die Pulverrakete, und das mit Flüssigkeiten betriebene **Flüssigkeitstriebwerk** oder die **Flüssigkeitsrakete**.

Zuvor etwas über das Gewichtsverhältnis der vollen zur leeren Rakete, Massenverhältnis genannt.

Je größer die Endgeschwindigkeit der Rakete werden soll, umso mehr Treibstoff erfordert jedes Kilogramm der Raketenmasse. Soll die Rakete mit derselben Geschwindigkeit fliegen, mit der die Auspuffgase hinten ausströmen, so muß für jedes Kilogramm Endgewicht (d.h. Gewicht der leergebrannten Rakete) eine Treibstoffmenge von 1,72 kg verbrannt und ausgestoßen werden. Jedes Kilogramm der Rakete hat also noch 1,72 kg an Brennstoff mitzunehmen. Die startbereite gefüllte Rakete wiegt also 2,72 mal soviel wie die leere Rakete.

$$\text{Massenverhältnis} = \frac{\text{Leergewicht} + \text{Brennstoff}}{\text{Leergewicht}} = \frac{\text{Vollgewicht}}{\text{Leergewicht}}$$

Je höher die Endgeschwindigkeit werden soll, desto größer ist das Massenverhältnis. Die Formel für die Ermittlung des Massenverhältnisses lautet:

$$\text{Massenverhältnis} = e^n$$

(e = Basis der natürlichen Logarithmen = 2,71828..., n = das Verhältnis von Raketengeschwindigkeit zur Auspuffgeschwindigkeit).

Soll also die Geschwindigkeit der Rakete gegenüber der Auspuffgeschwindigkeit verdoppelt werden, so ergibt sich:

$$m = e^n = 2,71828^2 = 7,4, \text{ demnach } m = \frac{1(\text{kg}) + 6,4(\text{kg})}{1(\text{kg})} = 7,4$$

Wir brauchen also 6,4 mal soviel Treibstoff, als die Rakete wiegt, oder die volle Rakete wiegt das 7,4-fache der leeren Rakete.

($e^n = e^3 = 2,71828^3 = 20:1$) ($e^4 = 54:1$) usw. Diese Zahlen treffen aber nicht nur für einen bestimmten Brennstoff zu, sondern sie gelten allgemein, denn sie ergeben sich aus den physikalischen Gesetzen des Rückstoßes, also der Fortbewegung durch Massenabschleudung. Die Formel ergibt folgende Zahlenpaare:

| | | | | | | | | |
|--|-----|------|-----|-----|-----|------|------|------|
| Geschwindigkeitsverhältnis Rakete : Auspuff | 0,9 | 1,0 | 1,2 | 1,5 | 2,0 | 2,5 | 3,0 | 4,0 |
| Massenverhältnis Vollrakete : Leerrakete | 2,4 | 2,72 | 3,3 | 4,5 | 7,4 | 12,2 | 20,1 | 54,6 |

Die Massenverhältniszahlen bilden die Grundlage jeder Raketentechnik.

Man hat bei der Verbrennung von Knallgas (Wasserstoff und Sauerstoff) Ausströmgeschwindigkeiten bis zu 4100 m/sec erreicht (Josef Stemmer, Solothurn). Soll eine Großrakete, deren Verbrennungsgase mit 4000 m/sec aus der Düse strömen, die Fluchtgeschwindigkeit der Erde von über 11 km/sec (also dreifache Auspuffgeschwindigkeit) erreichen, so ist ein Massenverhältnis von 20:1 erforderlich. Bisher erreichtes Massenverhältnis $m = 3,5$ (V-2-Viking).

2.) Die Pulverrakete.

Die Entwicklung der Pulverrakete ist im ersten Abschnitt dargestellt; hier sollen jetzt die Eigenarten erläutert werden. Wie bereits vorher erwähnt, trägt die Rakete den zum Verbrennen des Treibstoffes nötigen Sauerstoff bei sich. Die verschiedenen Pulverarten benutzen Salpeter als Sauerstoffträger (Chile-Salpeter = Salpetersaures Natrium = NaNO_3 oder Kalisalpeter = Salpetersaures Kalium = KNO_3). Schmilzt man Salpeter und erhitzt die geschmolzene Masse stärker, so entwickeln sich Sauerstoffblasen. Pulver wird gewonnen, indem man Salpeter, Schwefel und Kohle in bestimmter Menge miteinander vermischt. Einige Mischungsverhältnisse aus verschiedenen Jahrhunderten stehen auf Seite 27. Durch die entsprechende Größe der Pulverkörner und den Grad der Zusammenpressung erreicht man die gewünschte Brennzeit der fertigen Pulverladung. Ein kräftiger Treibsatz enthält gerade soviel Sauerstoff, wie für die vollständige Verbrennung der im Pulver enthaltenen brennbaren Stoffe (Schwefel und Kohle) notwendig ist. Die Pulvertreibsätze werden in Stangenform gepreßt, ein nicht ungefährlicher Vorgang, der schon manchem Forscher das Leben kostete.

Nach der Form des Treibsatzes unterscheidet man zwei Arten: a) den Dauerbrander (Abb. 48) und die Seelenrakete (Abb. 49).



Abb. 48. Dauerbrander



Abb. 49. Seelenrakete

Der Dauerbrander besteht aus einem massiven Pulversatz. Die Brandfläche ist gleich dem Satzquerschnitt, dadurch ist der Verbrennungsdruck längere Zeit konstant.

Bei der Seelenrakete wird die Brandfläche durch eine kegelförmige Bohrung stark vergrößert und dadurch ein Höchstwert des Verbrennungsdruckes erzielt. Die Form wird für hochwertige Steigraketen

verwandt. Im Gegensatz zum Dauerbrander, dessen Brennzeit bis 40 sec. dauern kann, je nach Größe der Ausführung, wirkt die Seelenrakete nur 1 - 3 sec. Man kann das Pulver vor dem Pressen dadurch ungefährlich machen, indem man es mit Alkohol tränkt. Nach dem Pressen müssen dann die fertigen Sätze einige Wochen lang getrocknet werden, bevor man sie verwenden kann. Nach einem neueren Verfahren sollen auch Raketen mit trockenem Pulver bis zu einem Kaliber von 30 cm und einer Länge von 2 m in beliebige Metallhülsen gepreßt werden können. Die dabei angewandten Pressdrücke betragen 500 - 1000 kg/cm². Der Pulversatz wird dabei glashart.

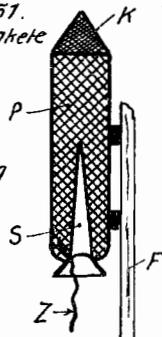


Abb. 50. Opel-Sander-Rakete für Raketenautos (s. Seite 7).

Ohne Seele, da ein sehr kräftiger und sehr fest gepreßter Pulversatz verwendet wurde. Die Rakete diente dazu, den Wagen in Fahrt zu halten, der Start erfolgte mit Seelenraketen. Brenndauer etwa 40 sec. Rückstoß je nach Bauart zwischen 5 und 40 kg.

Abb. 51. Feuerwerksrakete

Hülse aus Pappe.
P = Pulverladung
S = Seele
Z = Zündschnur
K = Kanonenschlag
F = Führungsstab



Die nachstehende Tabelle zeigt die Zusammenstellung einiger Pulvermischungen aus dem 13., 17. und 20. Jahrhundert, und aus verschiedenen Nationen.

| in % | 13. Jahrhundert | | | | 17. Jahrh. | | 20. Jahrh. | |
|---------------|-----------------|---------|---------|---------|------------|-----------|------------|-----------|
| | China | Griech. | Arabien | England | England | Deutschl. | England | Deutschl. |
| Salpeter | 61,0 | 69,2 | 69,5 | 41,2 | 60,0 | 61,6 | 56,3 | 60,0 |
| Kohle | 18,3 | 23,0 | 15,7 | 29,4 | 25,5 | 23,0 | 18,7 | 25,0 |
| Schwefel | 18,3 | 7,8 | 14,8 | 29,4 | 14,5 | 15,4 | 25,0 | 15,0 |
| Mi-to-sing(?) | 2,4 | — | — | — | — | — | — | — |
| % | 100,0 | 100,0 | 100,0 | 100,0 | 100,0 | 100,0 | 100,0 | 100,0 |

Die deutschen Raketen aus dem 17. Jahrh. waren von Geißler und die aus dem 20. Jahrh. Signal- und Rettungsraketen. Die im II. Weltkrieg verwandten Kriegsraketen sind hierbei nicht berücksichtigt.

Bei einer Rakete greift die Schubkraft von hinten an, sie wird also vorwärts geschoben. Dadurch kommt sie aber sehr leicht aus der gewünschten Flugbahn und überschlägt sich. Der Widerstandsmittelpunkt, d. i. der Punkt, in dem sich die Luftwiderstandskräfte vereinigen, liegt vor dem Körperschwerpunkt. Bekanntlich dreht sich jeder Körper um seinen Schwerpunkt. Greift nur eine Kraft, in diesem Falle der Luftwiderstand, entgegen der Flugrichtung hinter dem Schwerpunkt an, so übt sie eine Windfahnenwirkung aus und wirkt richtungsstabilisierend. Bei Feuerwerksraketen erreicht man diesen Zustand dadurch, daß man sie mit einem Führungsstab versieht. Es wandert auch wohl der Schwerpunkt (Gewicht des Stabes kommt hinzu) weiter zurück, aber noch weiter wandert der Widerstandspunkt. Der Schwerpunkt wandert während des Abbrennens erst weiter vor und dann wieder etwas zurück. (Abb. 52). Die Rakete wird kopflastig.

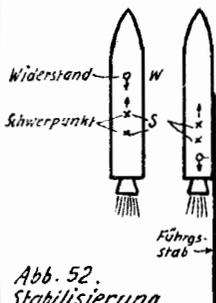


Abb. 52.
Stabilisierung
einer Feuerwerksrakete.

Die Raketen des englischen Obersten Sir William Congreve, mit denen er 1807 die Stadt Kopenhagen (40 000 Raketen) in Brand steckte, waren schon mit solchen Führungsstäben ausgerüstet. Bei den 14,5 kg schweren Raketen von 1,05 m Länge war der Stab 4,5 m lang und 38 mm dick. Die Raketen flogen bis zu 2 700 m weit. Ein dreibeiniges Holzgestell diente als Abschlußbasis.

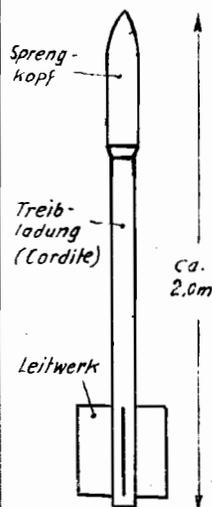
Der Führungsstab findet nur bei kleineren Raketen Verwendung, bei größeren verwendet man starre Stabilisierungsflossen. Allerdings wirken diese nur in Höhen von ausreichender Luftdichte. Hier einen Führungsstab zu verwenden würde zuviel unnützes Gewicht und Widerstand bedeuten. Diese Stabilisierungsflossen schützen die Rakete wohl vor dem Schlingern und Kippen und gewährleisten so einen stabilen Flug, aber eine bestimmte Flugbahn läßt sich damit nicht einhalten. Wenn die Rakete ihre bestimmte Bahn genau einhalten soll, muß sie durch bewegliche Ruder gesteuert werden können. Die Steuerung kann durch schnelllaufende Steuerkreisel oder durch Funk betätigt werden. Wie bekannt, setzt ein sich drehender Kreisel jeder Lageveränderung einen erheblichen Widerstand entgegen. Jede Änderung der Lage der Rakete zur Drehachse des Kreisels wird durch elektrische Impulse auf kleine Steuergeräte übertragen, welche wiederum die Ruder betätigen. Diese zwingen die Rakete wieder in die gewünschte Lage. Auf diese Weise sind auch die Kriegsraketen des II. Weltkrieges in die Zielrichtung gelenkt worden.

Im II. Weltkrieg wurde die Pulverrakete auf beiden Seiten in den mannigfachsten Formen angewandt. Die nachstehende Tabelle zeigt nur eine Auswahl aus der Vielzahl der Kriegsraketen. Sie wurden als Panzerabwehr-, Flugzeugabwehr-, Kampf- und Bombenraketen eingesetzt. Außerdem hatten vor allem Jagdflugzeuge Raketen als Starthilfe benutzt; sie erreichten damit schneller große Höhen. Durch die Bombardierung der Flugplätze waren die Startbahnen für schwere belastete Flugzeuge oft nicht ausreichend lang. Hier bildeten die Startraketen ein einfaches und billiges Hilfsmittel. In Deutschland wurden hierzu meist Flüssigkeitstriebwerke benutzt.

Pulverraketen des II. Weltkrieges

| Type | Kaliber (\varnothing) mm | Gesamt- gewicht kg | Treibla- dung kg | Brenn- zeit sec | Reich- weite m | Spreng- ladung kg |
|--------------------|------------------------------------|--------------------------|------------------------|-----------------------|----------------------|-------------------------|
| Panzerfaust, dtsh | 60 | 3,9 | 1,0 | | 150 | 1,4 |
| Panzerschreck, " | 88 | 3,2 | 0,9 | | | 1,9 |
| Kampf Rakete, jap. | 200 | 90,0 | 8,1 | 2,01 | 1800 | |
| Anti-tank, " | 200 | 47,4 | 4,9 | 0,96 | 500 | |
| " - " , " | 80 | 5,4 | 0,4 | 0,35 | 100 | |
| Flak-Rakete, " | ? | 6,0 | 1,0 | 0,37 | ? | |
| Bazooka, USA | 30 | 1,6 | 0,25 | | | 0,9 |
| Flak-Rakete, engl. | 76,4 | 50,0 | | | | |
| Rak-Starthilfe, " | 127 | 30,0 | 12,0 | | | |
| Rak-Bombe, russ. | 82 | 6,85 | 1,01 | | | |
| " - " , " | 132 | 42,0 | 7,06 | | | |
| " - " , ital. | 230 | 250,0 | 42,5 | | | |

Die Tabelle ist nicht vollständig, läßt aber erkennen, daß Raketen aller Art und Größe hergestellt wurden. Anstelle des Schwarzpulvers trat eine neue kräftigere Mischung aus Nitrozellulose und Nitroglycerin, bekannt unter den Namen Cordite, die immer mehr Verwendung fand.



Ab 1943 wurden Flugzeuge mit Kampf raketen ausgerüstet. Der Abschub solcher Kampf raketen erfolgte von kurzen Gleitschienen, welche sich unter den Tragflügeln befanden. Die Raketen erhielten durch die Fluggeschwindigkeit des Flugzeugs bereits eine Anfangsgeschwindigkeit. Nach dem Abschub kam die Schubkraft der Rakete hinzu, so daß sich Endgeschwindigkeiten bis zu 350 m/sec = 1250 km/h ergeben. Beim Abschub der Raketen ergeben sich für das Flugzeug keine rückwirkenden Kräfte. Diese Raketen wurden nicht nur bei Luftkämpfen, sondern auch gegen Erdziele eingesetzt. Die Treffsicherheit gegen Bodenziele war bedeutend größer, als beim üblichen Bombenabwurf.

Verschiedentlich werden auch Segelflugzeuge mit Startraketen ausgerüstet. Zur Überwindung größerer Abwindgebiete dienen zusätzliche Schubraketen, welche elektrisch gezündet werden.

Abb. 53. Englische Kampf rakete
"Typhoon" (Taifun).

3. Die Flüssigkeitsrakete.

Am 18. Juli 1929 startete eine Rakete von Professor Goddard in Worcester USA mit einem Antrieb durch flüssige Sprengstoffe. In einer Höhe von 300 m explodierte sie. Die Länge der Rakete betrug 3 m und der Durchmesser 0,70 m.

Max Valier fuhr am 19. April 1930 mit einem von den Heylandtwerken konstruierten Raketenwagen. Dabei wurden zum ersten Male Raketen mit flüssigen Treibstoffen angewandt. Am 17. Mai 1930 wurde M. Valier von einer explodierenden Flüssigkeits-Rakete getötet.

Auf den Raketenflugplätzen Berlin und Hannover wurden von 1931 ab Versuche mit flüssigen Treibstoffen (Benzin und Sauerstoff) durchgeführt. Es gelangen Flugweiten bis 5 Kilometer und Steighöhen bis 1500 Meter. 1933 mußten die Versuche eingestellt werden.

Schon um 1933 befaßte man sich in Deutschland mit dem Bau von Raketen zum Antrieb von Flugzeugen. In Peenemünde entstand 1935 unter dem Namen „Heimat-Artillerie-Park“ die spätere Forschungsstelle.

1936 gründete in Kiel der Chemiker Prof. Helmuth Walter die Helmuth-Walter-Werke, um Raketen-Triebwerke zu bauen. Der erste Entwurf war ein Triebwerk für ein Marine-Torpedo mit Wasserstoffsperoxyd-Füllung, dessen Abgase im Wasser kondensiert wurden und daher keine verräterischen Blasen erzeugten. Ein ähnliches Antriebsgerät als Starthilfe für Flugzeuge stellte er im gleichen Jahr fertig. Es wurde bei der D.V.L. (Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt) in Berlin-Adlershof mit Erfolg erprobt. Hierauf erhielt das Werk ein Raketentriebwerk in Auftrag, das für ein von Lippisch entworfenes Hochgeschwindigkeitsflugzeug – die spätere DFS 194 – verwendet werden sollte.

Das gleiche Walter-Triebwerk wurde dann 1937 versuchsweise als Starthilfe zur Geschwindigkeitserhöhung in den Schwanz des Heinkel-Jägers He 112 eingebaut. Im Herbst 1937 wurden die ersten erfolgreichen Flüge ausgeführt.

1941 wurde die DFS 194 mit einem verbesserten Walter-Triebwerk ausgerüstet. Es wurde eine Höchstgeschwindigkeit von 530 km/h und eine Anfangssteiggeschwindigkeit von 1590 m/min erreicht. Die später entwickelte Me 163 C erhielt das Walter-Triebwerk 509 C, ebenso die Ju 263 mit 15 min Flugdauer bei Betrieb eines zusätzlich eingebauten Hilfsbrenners mit 300 kgp Schub. Alle sonst gemachten Versuche hier aufzuführen würde zu weit gehen.

a) Die deutsche Walter-Rakete.

Das Walter-Raketen-Triebwerk 109-509 ist 1944/45 in die Raketenjäger Me 163 und Bp 348 Natter eingebaut worden. Es war außerdem als Triebwerk für zahlreiche Flugzeugentwürfe vorgesehen (He P. 1077 und Me P. 1104). Es war eine Flüssigkeitsrakete, bei der hochkonzentriertes Wasserstoffsperoxyd als Sauerstoffträger – T-Stoff genannt – und ein Spezialbrennstoff als Kohlenstoffträger – C-Stoff genannt – in einer Brennkammer bei etwa 1800°C zur Verbrennung gelangten. Der C-Stoff bestand aus einem Gemisch von 30% Hydrazin Hydrat und 70% Methanal. Beim Zusammenbringen von C-Stoff und T-Stoff in der Brennkammer tritt eine spontane Zersetzung ein, so daß keinerlei Zündelemente nötig sind. Beim Verbrennen wird ein Schub von 1700 kgp erzeugt, bei einem Triebwerksgewicht von 177 kg und einem Brennstoffverbrauch von etwa 15,8 kg/sec.

Das Triebwerk bestand neben den C-Stoff- und T-Stofftanks aus zwei von einer Dampfturbine angetriebenen Förderpumpen für C- und T-Stoff, aus dem Steuerorgan, der Brennkammer und dem Dampfentwickler.

Da die Brennkammer bei 1700 kgp Schub den Treibstoffvorrat der Me 163 in 4,5 min verbrauchte, wurde bei einer Weiterentwicklung des Triebwerks der Me 163 C eine zweite kleinere Brennkammer unter der Hauptbrennkammer eingebaut, die für den Reiseflug einen Druck von 300 kgp erzeugte, der völlig ausreichte, um eine Flugdauer von 12 bis 15 min zu ermöglichen.

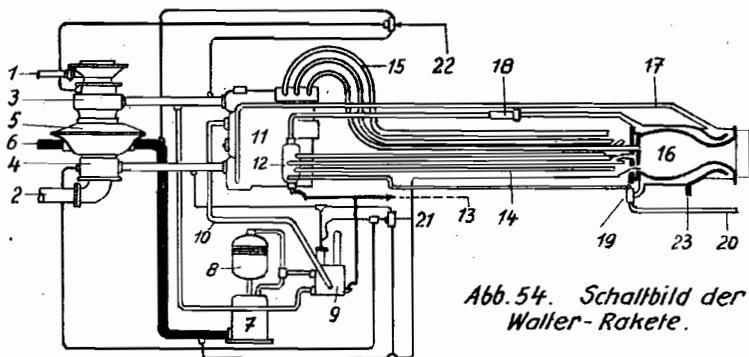
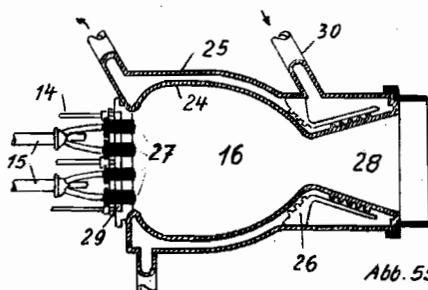


Abb. 54. Schaltbild der Walter-Rakete.

- | | | |
|----------------------------|----------------------|-----------------------|
| 1 Zuleitung für T-Stoff | 9 Steuerventil | 17 Leitung f. C-Stoff |
| 2 Zuleitung für C-Stoff | 10 Steuerleitung | 18 Reiniger |
| 3 Zentrifugalpumpe T-Stoff | 11 Steuerorgan | 19 Ablassventil |
| 4 Zentrifugalpumpe C-Stoff | 12 Steuergerät | 20 Ablassleitung |
| 5 Dampfturbine | 13 Steuergestänge | 21 Dampfjektor |
| 6 Auspuff f. Dampf | 14 Leitungen C-Stoff | 22 Dampfjektor |
| 7 Dampferzeuger | 15 Leitungen T-Stoff | 23 Ablassstutzen |
| 8 Vorratsbehälter T-Stoff | 16 Brennkammer | |



- | |
|----------------------|
| 24 Brennkammermantel |
| 25 Kühlmantel |
| 26 Führungsplatten |
| 27 Zerstäuber-Düsen |
| 28 Austrittsdüse |
| 29 Abschlußplatte |
| 30 Stutzen |

Abb. 55. Brennkammer der Walter-Rakete.

Die Dampfturbine (5) hat in einem Aluminium-Gehäuse ein Chromstahl-Laufrod von 25 cm ϕ , das auf einer gemeinsamen Chromstahlwelle die beiden Laufräder der zwei Zentrifugalpumpen (3) für T-Stoff und (4) für C-Stoff antreibt. Der T-Stoff gelangt über das Drossel- und Steuerorgan (11) durch die Leitungen (15) zur Brennkammer (16), der C-Stoff durch andere Röhre über Drossel- und Steuerorgane ebenfalls zur Brennkammer. Kurz vor der Brennkammer gabeln sich die Rohrleitungen in insgesamt 12 Röhrrchen auf, die in 12 Zerstäuberdüsen (27) enden. Der T-Stoff tritt durch die Leitung (15) in die mittlere Bohrung der Düsen ein. Der C-Stoff fließt aus den Rohrleitungen (14) zuerst in einen Hohlraum der Abschlußplatte (29), gelangt dann durch ringförmige Filter in das Innere der Einspritzdüsen (27) und mischt sich dann auf einem Zerstäuberkegel

mit dem T-Stoff, so daß bereits in diesem Teil der Einspritzdüse die Verbrennung beginnt.

Die Brennkammer (etwa 50 cm lang und 30 cm ϕ) (16) besteht nur aus 3 mm starkem Stahl (24), das von einem Hülmantel (25) umgeben ist; durch einen Stutzen (30) gelangt C-Stoff als Kühlmittel vom Steuerorgan (11) über eine Rohrleitung (17) in den Hohlraum, wird durch Führungsplatten (26) aus Aluminium dicht und schnell an der Innenwand entlanggeführt und fließt über Rohrleitungen und Reiniger (18) wieder zum Steuergerät zurück. So kühlt der C-Stoff einerseits die Brennkammer mit 1800°C Verbrennungstemperatur, erfährt aber auch gleichzeitig eine Vorwärmung, die einen Ausgleich für die Wärmeverluste der Brennkammer darstellt.

Die Dampfgewinnung für die Dampfturbine (5) erfolgt in dem Dampferzeuger (7), in dem T-Stoff aus einem kleinen Vorratsbehälter (8) auf Kalziumpermanganat sprüht und auf diese Weise den Dampf erzeugt, der nach Expansion in der Turbine durch den Auspuff (6) ins Freie strömt. Das Arbeiten des Dampferzeugers (7) wird vom Steuerventil (9) geregelt. Steuergerät (12) und Steuerventil (9) werden vom Führersitz durch ein Gestänge (13) betätigt. Zum Anlassen befindet sich ein Vorrat von T-Stoff für 6 Sekunden Anlaufzeit im Behälter (8), danach führt das Steuerventil (9) weiteren T-Stoff dem Dampferzeuger (7) zu.

Das Steuergerät (11) regelt die Menge der beiden Treibstoffe und sorgt dafür, daß der T-Stoff etwas gegenüber dem C-Stoff verzögert zur Brennkammer gelangt, da sonst eine Explosionsgefahr eintritt.

Die Gefahr einer Explosion kann außerdem entstehen, wenn beim Anhalten des Triebwerks Luft in die Rohrleitungen kommt. Zur Verhütung dieser Gefahr ist an die Dampfleitungen (in Abb. 54) je ein Dampfejektor (21 u. 22) angeschlossen, der das System der T- und C-Stoffe-Rohre luftleer saugt, falls das Triebwerk vorübergehend stillgesetzt wird. Ein druckgesteuertes Abbläventil (19) sorgt für die Entleerung der C-Stoffleitungen und der Brennkammer beim Stillsetzen des Triebwerks.

Vergleich eines deutschen Raketen- mit einem Turbinentriebwerk.

| | Rakete Walter 509 A 2 | Turbine Jumo 004 B |
|--|-----------------------------|--------------------------|
| Länge (m) | 2,50 | 3,75 |
| Durchmesser (m) | 0,06 | 0,76 |
| Höhe (m) | 0,01 | — |
| Stirnfläche (m ²) | 0,58 | 0,45 |
| Gewicht (kg) | 177 | 740 |
| Startschub (kgp) | 1700 | 890 |
| Wellenvergleichsleistung | | |
| in Seehöhe bei 805 km/h und 75% Luftschraubenwirkungsgrad (PS) | 6670 | 3335 |
| Wellenvergleichsleistung | | |
| in 12200 m Höhe bei 806 km/h und 75% Luftschraubenwirkungsgrad (PS) | 7460 | 3840 |
| Spezifischer Kraftstoffverbrauch (kg/kgp/h) | 20 | 1,4 |
| Leistungsgewicht (kg/kgp/h) | 0,104 | 0,03 |
| Stirnflächenleistung (kgp/cm ²) | 2,93 | 1,96 |

b) Brennkammersysteme.

Die Seele des Raketen-Triebwerks ist die Brennkammer. In ihr werden die Treibstoffe zusammengebracht und verbrennen durch Zersetzung mit großer Hitzeentwicklung. Als Treibstoffe dienen flüssiger Sauerstoff und Benzin, fl. Sauerstoff und Alkohol oder andere Kohlenstoffträger. Es ist verständlich, daß solche hochexplosive Treibstoffe sorgfältig getrennt untergebracht und der Brennkammer zugeleitet werden müssen. Die innere Form der Brennkammer, sowie die Lage des Punktes, in dem die beiden getrennt eingespritzten Treibstoffe unter einem bestimmten Winkel zusammenkommen und sich entzünden, ist maßgebend für die Leistung und Sicherheit des Triebwerks. Viele mißlungene und erfolgreiche Versuche waren hierzu notwendig, um das Flüssigkeits-Triebwerk auf den heutigen Stand zu bringen. Die nachstehenden Abbildung zeigen einige Brennkammersysteme älterer Art. Das Triebwerk der V-2, welches heute noch Verwendung findet, wird auf Seite 33 besonders behandelt.

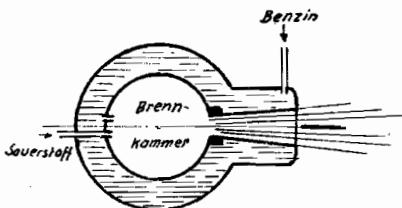


Abb. 56. Raketentriebwerk von Dr. Sänger

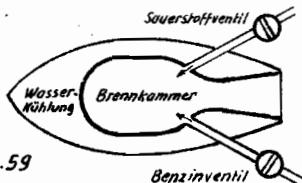


Abb. 59

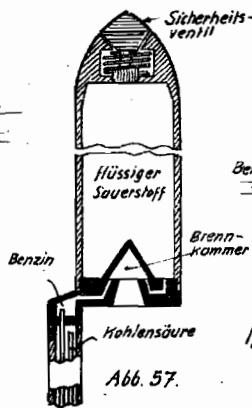


Abb. 57.

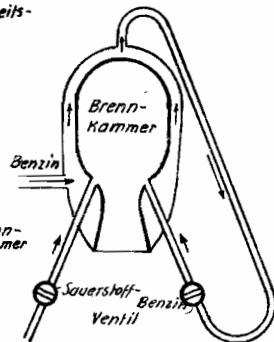
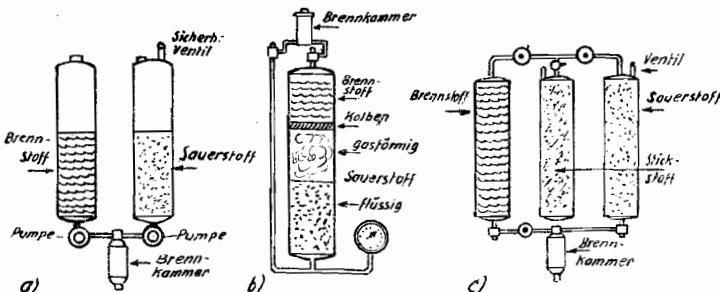


Abb. 58.

Die Abb. 56-59 zeigen verschiedene Raketen-Brennkammersysteme. Teils wird Wasser, teils der Brennstoff (Benzin oder Brennöl) zur Kühlung der Brennkammern verwendet. In Abb. 57 kühlt der flüssige Sauerstoff. Durch die Erwärmung entsteht der nötige Einspritzdruck. Der Brennstoff wird durch Kohlenstoffdruck gefördert.

c) Betriebsdruckerzeugung für die Treibstoff-Förderung.



In Abb. 60 c erzeugt eine Druckflasche mit Stickstoff (nicht brennbar) den nötigen Förderdruck.

Abb. 60. Im Fall a) werden die Treibstoffe mittels Förderpumpen zur Brennkammer gebracht. b) Der flüssige Sauerstoff verdunstet, wird gasförmig und erzeugt einen Druck. Dieser drückt den flüssigen Sauerstoff und über einen Kolben den Brennstoff zur Brennkammer.

c) Die A-4-Rakete (V-2).

Die V-2 benannte Kriegsrakete A-4 wurde auf der Insel Usedom, in dem bei Peenemünde gelegenen früheren Fischerdorf Karlshagen entwickelt und erprobt. In der Reichweite, Flughöhe, Schnelligkeit und Sicherheit gegen Angriffe aus Luft oder vom Boden her war die V-2 der V-1 weit überlegen. Gegen die V-2 konnte bis zum Kriegsende keine spezifische Abwehr entwickelt werden.

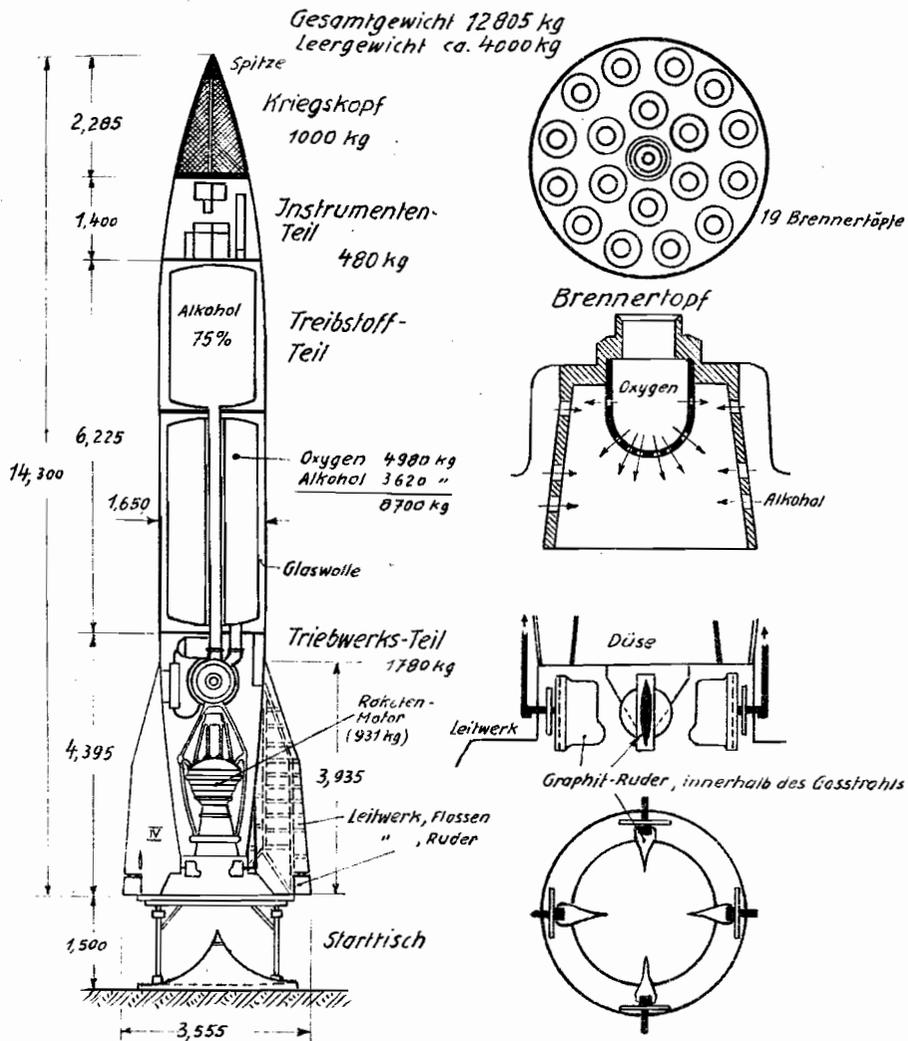


Abb. 61. Deutsche Flüssigkeitsrakete A-4 (V-2).

Die V-2-Rakete startet senkrecht von einem Startfisch aus und ohne besondere Vorrichtungen. In der Spitze war der sogenannte Kriegskopf untergebracht. Das war eine T-t-Bombe mit zwei Zündern. Als Sprengstoff wurde Amatol genommen. Es war ziemlich unempfindlich gegen Hitze, denn der Sturz aus über 100 km Höhe ließ die V-2 rotglühend werden.

Hinter dem Kriegskopf lag der Instrumententeil mit den Steuerorganen- und elektrischen Einrichtungen. Dann folgten der Alkoholtank mit 3600 kg 75% Alkohol und dahinter der Tank mit 4980 kg flüssigem Sauerstoff. Das Triebwerk bestand aus den Förderpumpen für die Treibstoffe und dem eigentlichen Raketenmotor. Der Alkohol wurde mit Hilfe des Sauerstoffs im Raketenmotor bei ca. 2000°C verbrannt. Das entstehende Verbrennungsgas strömte mit 2740 m/sek hinten aus. Die Außenhaut der V-2 bestand aus dünnem Stahlblech mit den nötigen Verstärkungen im Innern.

Die Steuerautomatik lenkte die V-2 nach dem Start in die berechnete Flugbahn. Sie stieg auf eine Gipfelhöhe von 80-130 km und erreichte bei einer Höchstgeschwindigkeit von 6100 km/h (fünffache Schallgeschwindigkeit) eine Entfernung bis zu 350 km. Nach rd 300 Sekunden schlug sie fast senkrecht ein. Die Aufschlagkraft der V-2 kommt der von 39 Lokomotiven zu je 170 t Gewicht gleich, die gleichzeitig mit einer Fahrtgeschwindigkeit von 108 km/h gegen eine Betonwand rasen (nach Riedel).

Am 8. Sept. 1944 fiel die erste V-2 auf Chiswick, London. Die englische Flak war machtlos. Die RAF versuchte die Abschußstellen ausfindig zu machen und anzugreifen. Am 27. März 1945 startete die 1115 und letzte V-2 gegen England und fiel auf Orpington, Kent.

In White Sands, New-Mexico, dem amerikanischen Zentrum für Raketen-geschosse, haben die Spezialisten mit 100 völlig erhaltenen deutschen V-2-Geschossen, die von den amerikanischen Truppen in einer unterirdischen Fabrik in Nordhausen (Harz) im Jahre 1945 erbeutet wurden, umfangreiche Versuchsserien begonnen.

Technische Daten der V-2

| | | |
|------------------------|----------|----------------|
| Länge über alles | 14,300 m | Gew.: 12805 kg |
| Spitze | 2,285 " | " 1000 " |
| Instrumententeil | 1,400 " | " 480 " |
| Treibstoffteil | 6,225 " | (leer) 742 " |
| Triebwerksenteil | 4,395 " | 931 " |
| Durchmesser d. Körpers | 1,650 " | |
| Spannweite d. Leitw. | 3,555 " | |

Turbine

| | |
|--------------------|--------------|
| Durchm. d. Schauf. | 470 mm |
| Dampfverbrauch | 1,68 kg/sek. |
| Dampfdruck | 21 at |

Sauerstoffpumpe

| | |
|-------------|-----------|
| Durchmesser | 270 mm |
| Fördermenge | 75 kg/sek |
| Förderdruck | 24 at |

Alkoholpumpe

| | |
|-------------|-----------|
| Durchmesser | 340 mm |
| Fördermenge | 58 kg/sek |
| Förderdruck | 25 at |

Raketenmotor

| | |
|--------------------------------------|------------|
| Länge | 1,725 m |
| Brennkammer ϕ | 0,940 " |
| Düsenhals ϕ | 0,405 " |
| Düsenöffnung ϕ | 0,735 " |
| Brennstoffverbrauch | 125 kg/sek |
| Brenndauer | 68 sek |
| Ausblasgeschwindigkeit in Meereshöhe | 2000 m/sek |
| Brenntemperatur | 2000°C |
| Druck in d. Brennk. | 14,5 at |
| Schub in Meereshöhe | 27000 kgp |
| " " 40 km Höhe | 31800 kgp |
| Höchstgeschwindigkeit | 1700 m/sek |
| Reichweite, max | 354 km |
| Höhe max (Versuch) | 186,7 km |

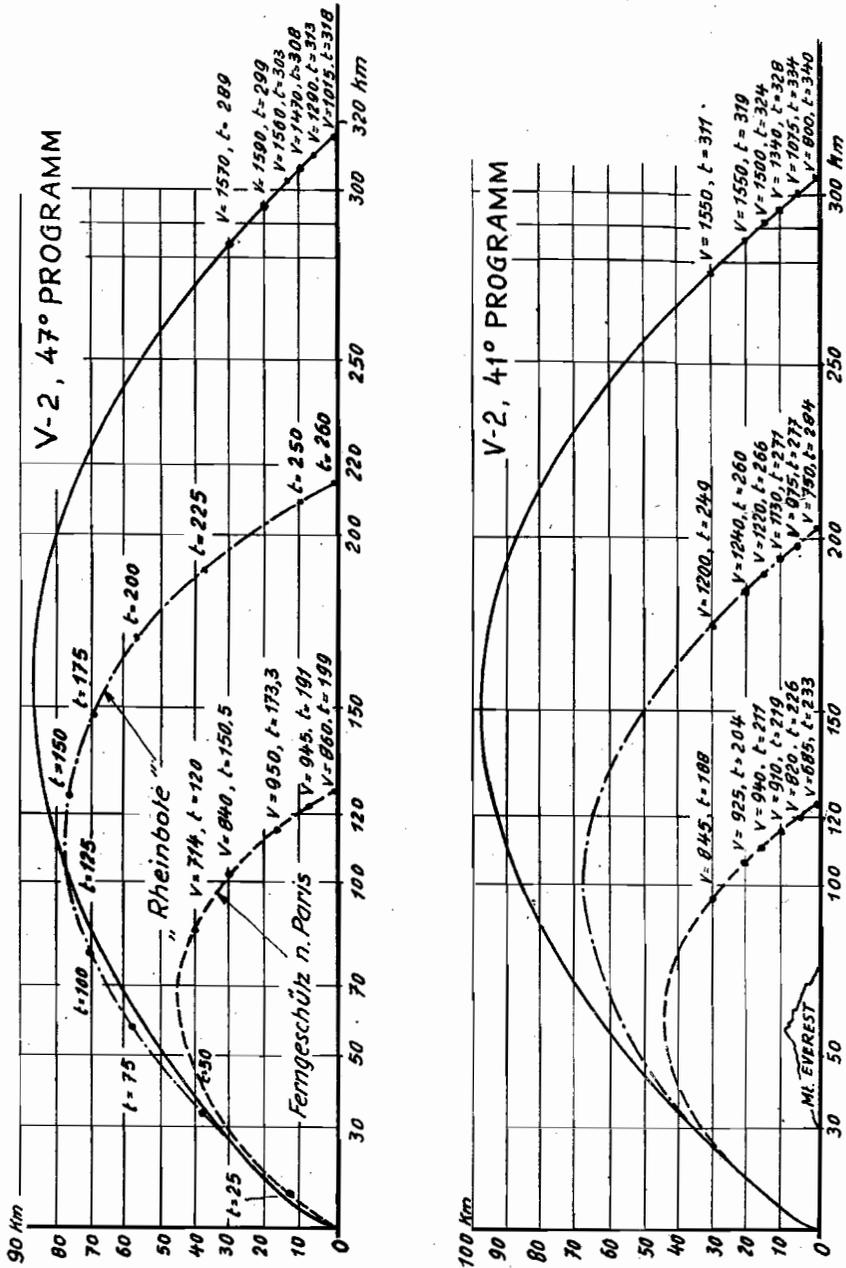


Abb. 62. Reichweiten und -höhen verschiedener Ferngeschosse bei 47° u. 41° Abschlußwinkel.

Abb. 62 zeigt einen Vergleich der V-2 mit dem Ferngeschütz und „Rheinbote“ in Bezug auf Geschosbahn, Flugzeit und Geschwindigkeit.
 v = Geschwindigkeit in m/s, t = Flugzeit in Sekunden.

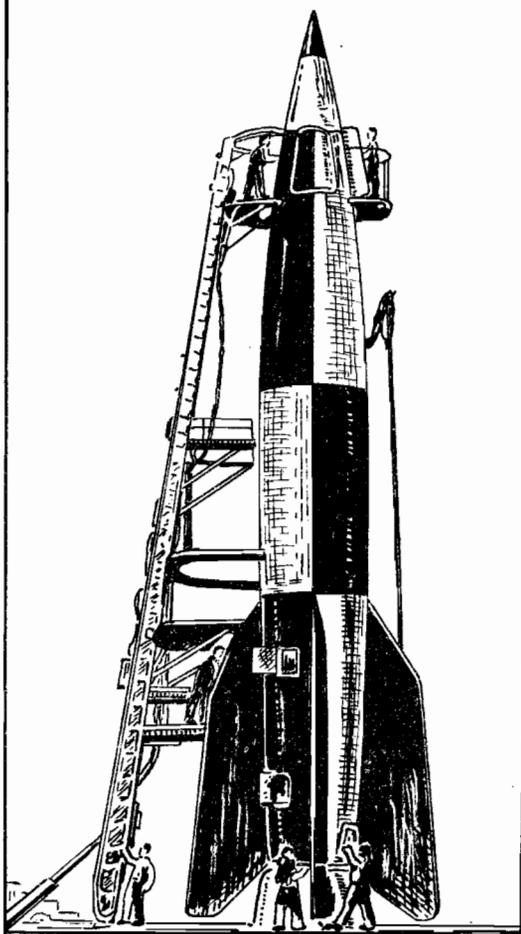


Abb. 63. Startvorbereitung einer V-2.

Die von den Amerikanern erbeu-
 teten Kriegs-V-2 wurden für For-
 schungszwecke verwandt. Das Trieb-
 werk wurde unverändert beibehalten.
 Abb. 63 zeigt die Startvorrichtung
 für die V-2. Von den Arbeitsbühnen
 aus erfolgt die Startvorbereitung.
 Das Kabelbündel rechts im Bilde
 stellt die erforderlichen elektrisch
 Verbindungen her und löst sich
 nach dem Start automatisch.
 Mit einer Beschleunigung von
 rd. 30 m/s steigt die Rakete senk-
 recht empor. Der Flammenschweif
 ist dabei etwa 20 m lang. Nach
 50 Sekunden erlischt der Flam-
 menschweif. Die gesamte Treibstoff-
 ladung von 9 Tonnen ist verbraucht,
 in jeder Sekunde also über drei
 Zentner! Die Höchstgeschwindigkeit
 von rd. 1700 m/s ist erreicht. (Aus
 dem Massenverhältnis von 33:1 er-
 rechnet sich eine Endgeschwindig-
 keit von 2460 m/s, die aber wegen
 des Luftwiderstands und der Schwer-
 kraft nie ganz erreicht werden
 kann. Die Geschwindigkeit nimmt
 dann mit zunehmender Höhe
 bis auf den Wert Null ab; die Ra-
 kete fällt dann wieder zurück
 oder kann durch automatische
 Kreiselsteuerung auf ein entfern-
 tes Ziel gelenkt werden.
 Abb. 64 stellt das Verhältnis von
 Zeit, Höhe und Geschwindigkeit
 zueinander bei einem senkrechten
 Aufstieg einer A-4-(V-2) Rakete
 graphisch dar.

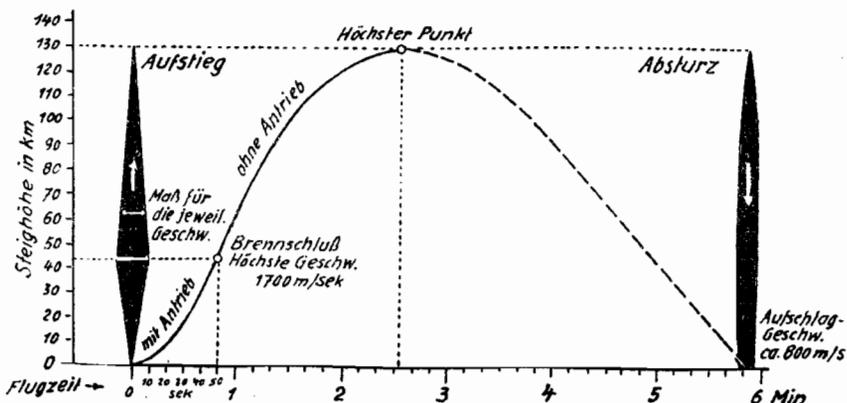


Abb. 64. Zeit-Weg-Diagramm für den senkrechten Aufstieg.

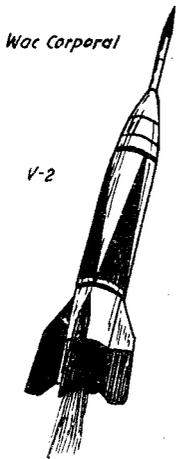


Abb. 65. Stufenrakete.
A-4(V-2) mit einer
Wac Corporal."

d) Die amerikanischen Raketenversuche.

In White-Sands, Neu-Mexico, starteten die Amerikaner ab 1946 drei große Versuchsreihen zur Erforschung der Ionosphäre unter den Kennwörtern „Wac-Projekt“, „Hermes-Projekt“ und „Ordcit-Projekt“.

Das „Wac-Projekt“ arbeitete mit Registrierraketen, die vom California Institut entwickelt und „Wac Corporal“ genannt wurden. Eine solche Rakete erreichte eine Höhe von 70 km. Die „Wac Corporal“ ist 4,80 m lang und hat einen Durchmesser von 35 cm. Der Treibstoff ist Anilin mit Salpetersäure als Oxydator.

Eine der A-4 (V-2) nachgebauten Raketenart, „Viking“ genannt, wurde im „Hermes-Projekt“ verwendet. Sie hat eine Länge von 13,8 m und einen Durchmesser von 81 cm. Leer wiegt die Rakete 900 kg, flugfertig 5200 kg. Mit einer Nutzlast von 900 kg stieg die Rakete 136 km hoch (V-2 mit 1000 kg 18 km), mit einer von 45 kg 380 km. In der Zeit vom 15. März 1946 bis 15. Mai 1947 wurden in diesem Projekt außer der „Viking“ 25 V-2-Raketen gestartet (s. Tabelle).

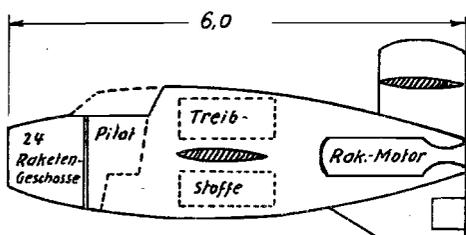
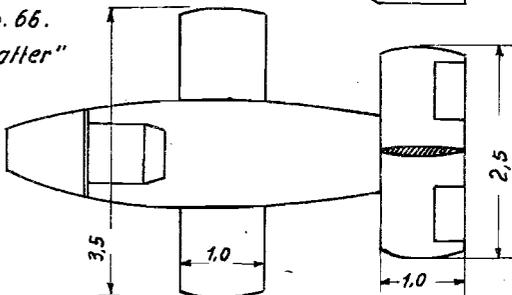
Beim dritten Projekt „Ordcit-Projekt“ genannt, wurde eine V-2-Rakete am Kopf mit einer „Wac Corporal“ versehen und fast senkrecht gestartet. In etwa 32 km Höhe

lösten sich die beiden Raketen, und die kleinere setzte den Aufstieg auf eine Höhe von 400 km fort. Durch diesen Abschub in zwei Stufen wurde der bis dahin bestehende Höhenrekord für Raketen, den am 17. 12. 1946 eine V-2 mit 183 km aufstellte, im Februar 1949 beträchtlich überboten. Die Höchstgeschwindigkeit betrug kurz vor dem Brennschluss der zweiten Stufe 2220 m/s. Die „Wac-Corporal“ verbrauchte hierbei 175 kg der oben genannten Treibstoffe. Der Rückstoß beträgt über einen Zeitraum von 38 sec. durchschnittlich 680 kgp.

| V-2 Nr. | Datum | Höhe km | Weite km | Bemerkungen |
|---------|------------|------------|-------------|--|
| 1 | 15.3.1946 | — | — | Festigkeits-Versuch |
| 2 | 16.4. " | 5,5 | 8,6 | Leitwerk abgefallen |
| 3 | 10.5. " | 113,9 | 57,1 | Vorführ-Start |
| 4 | 29.5. " | 112,0 | 60,5 | Normal-Start |
| 5 | 13.6. " | 164,5 | 64,3 | In der Luft explodiert |
| 6 | 28.6. " | 107,9 | 64,5 | " " " " |
| 7 | 9.7. " | 133,5 | 98,1 | Um 4° geneigter Abschub |
| 8 | 19.7. " | 5,5 | 1,8 | Explosion der Sauerstoffpumpe nach 27 sek. |
| 9 | 30.7. " | 167,3 | 109,7 | In der Luft explodiert, Kopf nicht gefund. |
| 10 | 15.8. " | 6,4 | 1,2 | Steuerung versagte. |
| 11 | 22.8. " | 0,1 | 1,3 | Kreissteuerung ausgefallen. |
| 12 | 10.10. " | 174,0 | 23,0 | Foto-Aufnahmen |
| 13 | 24.10. " | 105,0 | 29,0 | 59 sek. Brenndauer |
| 14 | 7.11. " | 0,4 | 8,0 | Rakete horizontal umgekippt |
| 15 | 21.11. " | 101,0 | 19,0 | schwache Verbrennung |
| 16 | 5.12. " | 153,0 | 211,0 | langsam kippend fallend |
| 17 | 17.12. " | 183,0 | 31,0 | Höhenrekord |
| 18 | 10.1. 1947 | 119,0 | 40,0 | Untersuchung von kosmischen Strahlen |
| 19 | 23.1. " | 47,0 | 26,0 | Spiralflug |
| 20 | 20.2. " | 109,0 | 31,0 | In der Luft explodiert |
| 21 | 7.3. " | 162,0 | 58,0 | Untersuchung der Atmosphäre |
| 22 | 1.4. " | 121,0 | 43,0 | guter Start und Flug |
| 23 | 8.4. " | 103,0 | 31,0 | Foto-Aufnahmen |
| 24 | 17.4. " | 143,0 | 72,0 | Normal-Start |
| 25 | 15.5. " | 76,8 | 32,0 | Normal-Start |

e) Deutsche Raketenwaffen.

V-1 und V-2 waren die populärsten, doch nicht die einzigen Raketen-Geschosse des II. Weltkrieges. Da war der deutsche Nebelwerfer von 1941. Englische Abwehrbatterien schossen bereits 1940 während der deutschen Bombenangriffe auf England UP-Raketen (Unrotated Projectiles = nichtrotierende Geschosse). Englische Schiffe wehrten sich gegen Flugzeugangriffe, indem sie Stahlbänder mit Raketenkraft hochschossen. Ein kleiner Fallschirm hielt das Sperrseil längere Zeit hoch. Die Russen brachten das Raketen-Salvengeschütz „Sturimorgel“ genannt, zum Einsatz; ferner eine Flugzeugbombe mit Raketenbeschleunigung, die „Schturmovik“. In Afrika verwendeten die Amerikaner ein tragbares Raketen Geschütz, die „Bazooka“. Es war eine Panzerabwehrrakete, 40 cm lang und ungefähr 3 cm im Durchmesser. Sie wurde das Vorbild für „Panzerfaust“ und „Panzerschreck“.

Abb. 66.
„Natter“

Das deutsche Raketenflugzeug „die Natter“ kam nicht mehr zum Einsatz. Die stummelförmige Maschine war nur für den einmaligen Gebrauch gedacht und darum einfach und billig konstruiert. Sie wurde mit Startraketen aus einem Gestell abgeschossen und vom Boden aus in die Feindrichtung gelenkt. Der Pilot korrigierte Veränderungen in der Luft. Am Feind sollte er seine Batterie von 24 Kampfraketen abfeuern. Der Kopf der Maschine fällt dann ab und der Pilot fliegt mit dem Fallschirm heraus. Das Hinterteil mit dem Raketenmotor pendelt ebenfalls mit dem Fallschirm zur Erde.

Als Treibstoff sollte 85% Wasserstoffsuperoxid und eine 30%ige Hydrazinhydratlösung in Methylalkohol dienen. Der Raketenmotor war von der Firma Walter.

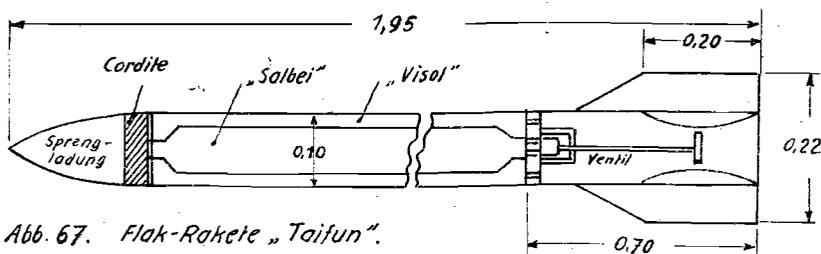


Abb. 67. Flak-Rakete „Taifun“.

Die Flak-Rakete „Taifun“ (Abb. 67) ist die kleinste der in Peenemünde entwickelten Flüssigkeitsraketen. Sie gelangte nicht mehr zur serienmäßigen Herstellung. Der Betriebsdruck für die beiden flüssigen Treibstoffe wurde durch den Gasdruck des brennenden Cordits im Kopfe der Rakete erzielt. (Cordite s. S. 28).

„Enzian“

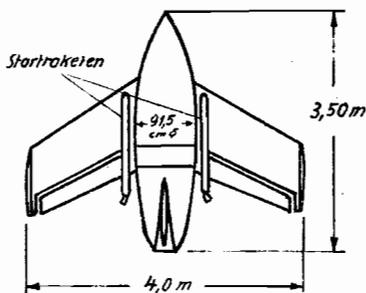


Abb. 68.

„Schmetterling“

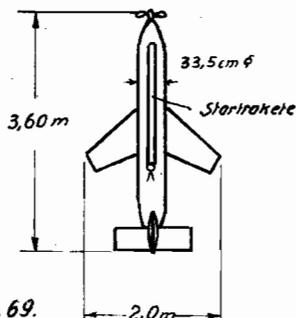


Abb. 69.

„Rheintochter“

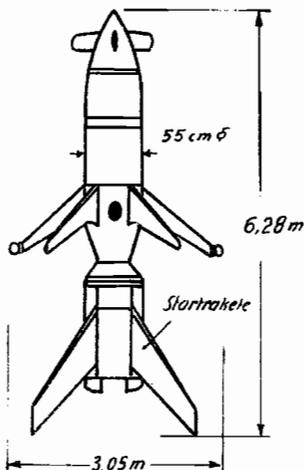


Abb. 70

„Wasserfall“

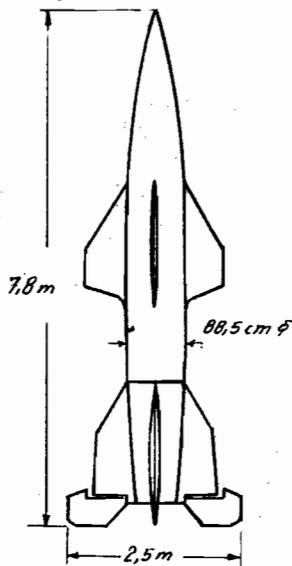
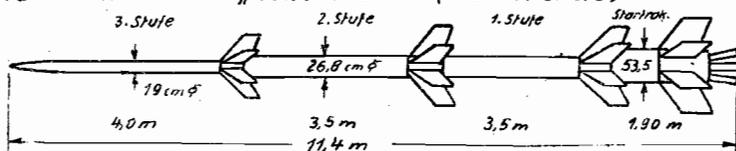


Abb. 71.

Abb. 72 Fernrakete „Rheinbote“ (Pulverrakete)



Startrakete 695 kg, Pulverladung 245 kg

1. Stufe 425 " " 140 "

2. Stufe 395 " " 140 "

3. Stufe 160 " " 60 "

Sprengladung im Kopf 40 "

Gesamtgewicht 1715 kg

Reichweite 220 km

Technische Daten der deutschen Flak-Raketen (z. Seite 38 u. 39)

| Typenbezeichnung | „Taifun“ | „Enzian“ | „Schmetterling“ | „Rheinlächler“ | „Wasserfall“ |
|---|-----------------|---|---------------------|-----------------------|--------------|
| Herstellerwerk | Peenemünde | HKW, Messerschm., Halzbau Kissing | BMW und Henschel | Rheinmetall Borsig | Peenemünde |
| Gesamtlänge (m) | 1,92 | 3,50 | 3,60 | 6,28 | 7,80 |
| Durchmesser (cm) | 0,10 | 0,915 | 0,335 | 0,55 | 0,885 |
| Spannweite (m) | 0,22 | 4,00 | 2,0 | 3,05 | 2,50 |
| Startgewicht (kg) | 29,5 | 1973 | 440 | 1540 | 3810 |
| Leergewicht (kg) | 19,3 | | | 700 | 1756 |
| Sprengkopf (kg) | | 950 | 180 | | |
| Sprengstoff (kg) | | 300 | 23 | 100 | 150 |
| Startraketen (kg) | | 320 | 285 | | |
| Pulver d. Startrak. (kg) | | 150 | 75 | | |
| Startschub (kgp) | | 5490 | 3300 | 28125 | |
| Raketomotor (kg) | | 105 | 150 | | |
| Schub d. R.-Mot. (kgp) | 600 - 1000 | 1500 | 370 | 1770 | 7780 |
| Brennd. Startrak. (s) | | 6 | | 0,9 | |
| Brennd. Rak.-Mot. (s) | 2 - 3 | 65 - 70 | 33 - 57 | 45 | 40 - 42 |
| Geschw. n. Abfall der Startraketen (m/s) | | 270 | 210 | | |
| Brennstoff Art | Visol od. Tonka | Gasoline | Tonka | Visol ? | Visol |
| kg | 2,6 | 110 | 14 | | 350 |
| Sauerstoff Art | Salbei | Sauerstoff (flüss.) | Salbei | Salbei ? | Salbei |
| kg | 6,75 | 450 H ₂ O ₂ 30 | 55 | | 1500 |
| Brennstoffverbr. (kg/s) | 4,35 | | 2,3 | ? | 37,6 |
| Ausströmgeschw. (m/s) | 975 | 1500 | 1700 | 1768 | 1768 |
| Größte Geschw. (m/s) | | | ? | 300 | 760 |
| Größte Höhe (km) | 14 - 16 | 16,155 | ? | | 18,3 |
| Größte Weite (km) | | 25,5 | ? | | 26,4 |

Deutsches A-9 und A-10-Projekt.

| | A-9 | A-10 |
|--|------------|-------------|
| Länge | 14,2 m | 20,0 m |
| Durchmesser | 1,65 m | 4,15 m |
| Spannweite | ? | 9,0 m |
| Startgewicht | 16 260 kg | 69 080 kg |
| Leergewicht | 3 000 kg | 17 000 kg |
| Treibstoffgewicht | 11 910 kg | 50 580 kg |
| Druckerzeug. H ₂ O ₂ + Permang. (Co) | 350 kg | 1 500 kg |
| Nutzlast | 1 000 kg | die A-9 |
| Treibstoffverbrauch | 125 kg/s | 1012 kg/s |
| Brenndauer | 95 s | 50 s |
| Schub in Seehöhe | 25 400 kgp | 200 000 kgp |
| Geschwindigkeit bei Brennschluß | 2 800 m/s | 1 200 m/s |
| Höhe bei Brennschluß | 160 km | 24 km |
| Massenverhältnis | 4,07 : 1 | 2,56 : 1 |
| Reichweite | 5 000 km | — |

Stufenrakete A-10 + A-9 Gesamtgewicht 85 320 kg
Massenverhältnis 70,42 : 1

4. Raketen-Triebwerke für Flugmodelle.

Versuche, ein Flugmodell durch Raketen anzutreiben, sind fast so alt, wie das Flugmodell selbst. Die erzielten Resultate waren aber meistens wenig zufriedenstellend, da die verwandten Pulverraketen eine zu große Leistung für zu kurze Zeit hatten, oder die raketenähnlichen Gebilde waren zu lebensgefährlich. Die englische Firma Wilmot, Mansour & Co., Ltd., Salisbury Road, Totton stellt seit 1948 einen absolut sicheren Raketenmotor für Flugmodelle, Modell-Autos und -Boote in mehreren Größen her. Dieser Raketenmotor zeichnet sich durch Einfachheit, Betriebssicherheit, gute Leistung und geringes Gewicht aus.

a) Jetex - Düsenantrieb

„Jetmaster 150“ (1953)

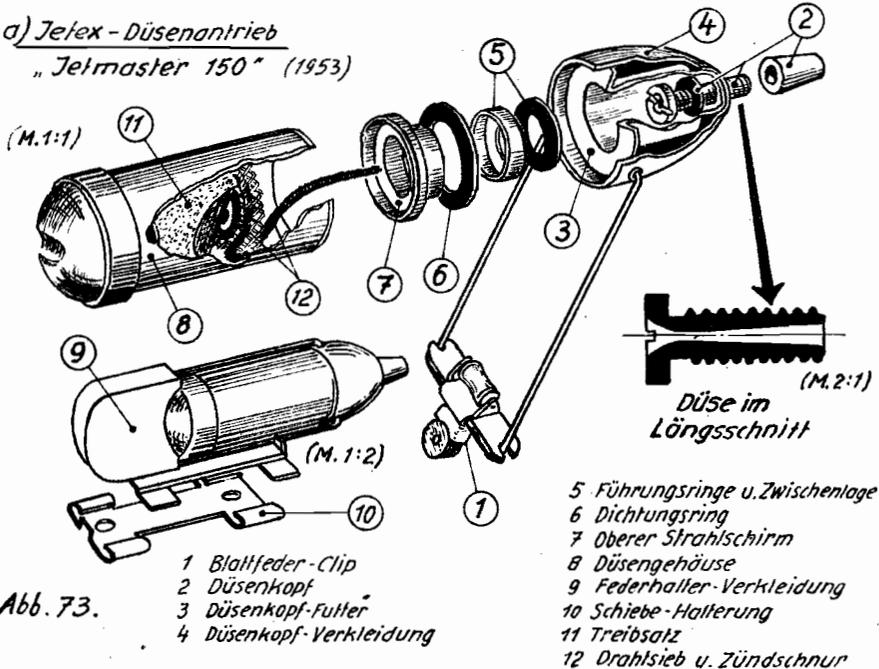


Abb. 73.

Der in Abb. 73 dargestellte Düsenantrieb „Jetmaster 150“ ist die neueste und verbesserte Bauart der bisher von der Hersteller-Firma herausgebrachten Jetex-Triebwerke. Dieser Antrieb leistet rd. 50 g Standschub, bei einem Eigengewicht von nur 22 g für die ungeladene Einheit. Die Brenndauer liegt zwischen 12 und 14 Sekunden, kann jedoch durch Zusatz einer weiteren halben Ladung auf etwa 20 Sekunden erhöht werden. Als Treibsatz dient ein fester, nicht explosiver Brennstoff, der wie ein gelbes Wachlicht ohne Dacht aussieht und durch eine Zündschnur gezündet wird. Bei der Verbrennung wird ein Gas erzeugt, das mit einer Geschwindigkeit von ca. 1200 m/s durch die Düse entweicht und dadurch den Schub erzeugt. Es handelt sich um den gleichen Stoff, der in Patronenform von den Engländern in ihren Flugmotorenstartern verwandt wird. Beim „Laden“ des „Jetmasters 150“ wird der Treibsatz (11) in das Düsengehäuse (8) eingelegt, die Zündschnur spiralförmig gebogen, durch das Drahtsieb (12) abgedeckt, gegen den Treibsatz gelegt. Dann werden die Teile (5-7) in das Düsengehäuse gesteckt, die Zündschnur durch die Düse (2) geführt und die Düsenkopf-Verkleidung (4) auf das Gehäuse (11) geschoben.

Der Blattfeder-Clip (1) hält die Teile federnd zusammen, und wirkt gleichzeitig als Sicherheitsventil bei zu hohem Druck. Das ungefähr 5 mm aus der Düsenöffnung herausragende freie Ende der Zündschnur wird dann entzündet.

Die nachstehend aufgeführten älteren Jetex-Triebwerke 50, 100, 200 und 350 sind im Prinzip dem Jetmaster 150 gleich und nur in der Gehäuseform und der Halterung des Düsenkopfes anders (drei Spiralfedern).

Jetmaster 150 ist für Flugmodelle von 70-100 g Gewicht, bei einer Spannweite von 700-1100 mm geeignet. Tragflügel tiefe dabei nicht unter 120 mm.

| Jetex - Antriebe: | Jetex 50 | Jetex 100 | Jetex 200 | Jetex 350 |
|---------------------------------------|-------------|--------------|--------------|--------------|
| Gewicht der Einheit in Gramm | 61 | 17,5 | 31,5 | 75 |
| Länge " " " mm | 40 | 57 | 70 | 92 |
| Durchm. " " " " | 17 | 25 | 28 | 34 |
| Gewicht der Einzelladung in Gramm | 6,1 | 8 | 9 | 11,5 |
| Brenndauer bei Einfachladung (s) | 15 | 20 | 20 | 12 |
| Doppelladung (s) | - | - | 40 | 24 |
| Dreitachladung (s) | - | - | - | 36 |
| Schubkraft in Gramm | 14 | 28 | 56 | 112 |
| Für Flugmodelle, Spannweite in mm ca. | 300-500 | 450-750 | 700-1150 | 1000-1600 |
| max. Fluggewicht in g ca. | 45 | 80 | 160 | 300 |
| Preis kompl. in DM | 9,- | 20,- | 25,- | 32,50 |

b) Strahltriebwerk „Motox 12“.

Die deutsche Firma „Motox“ K.G. brachte 1952 ebenfalls ein Strahltriebwerk für Flugmodelle heraus. Dieses zeichnet sich durch einfachste Bauart, geringes Gewicht und gute Leistung aus. Im Prinzip gleicht es den Jetex-Triebwerken. Auch hier wird ein fester, nicht explosiver Treibsatz verwendet.



Abb. 74. Strahltriebwerk „Motox 12“.

„Motox 12“ besteht aus einer gedrehten Hülse aus Aluminium von 14 mm Durchmesser mit einem Deckel, in welchem eine Spezialdüse eingepreßt ist. Beide Teile werden durch eine Asbest-Graphitscheibe abgedichtet und miteinander verschraubt.

Zum Gebrauch wird der Treibsatz bis auf den Boden der Hülse eingeführt, die Zündschnur in die an der Seite des Treibsatzes befindlichen Kerbe gesteckt und durch die Düse geführt. Sodann wird der Deckel fest zugeschraubt.

Ist die Zündschnur entzündet, herrscht nach 1-2 Sekunden in der Gas-kammer der nötige Druck zum Start. Es entsteht kein Feuerstrahl. Der Gasstrahl ist 15 cm hinter der Düse soweit abgekühlt, daß man die Hand hineinhalten kann. Das leere Triebwerk wiegt 5 g, ein Treibsatz 2,5 g. Die Schubleistung beträgt ca. 45 g bei 7-8 Sekunden Brenndauer.

Der Treibsatz und die Zündschnur sind vollkommen feuchtigkeitsunempfindlich. Der Preis beträgt ca. 6,- DM. Außer „Motox 12“ werden noch weitere Größen hergestellt.

Atomkraft-Triebwerke.

Nachdem die Atombombe ein fester Begriff geworden ist, scheint man sich auch mehr der Ausnutzung der Atomenergie für friedliche Zwecke zu widmen. Hier erwartet die Weltöffentlichkeit wahre Wunderdinge und läßt der Phantasie freien Lauf.

Zunächst sei geklärt, welche Energiemengen bei Atomspaltungen frei werden. Dazu sei vorausgeschickt, daß 1 kcal (Kilokalorie) die Wärmemenge ist, die notwendig ist, um die Temperatur von 1 kg Wasser um 1°C zu erhöhen. Hätte man nun reines Radium zur Verfügung, etwa 1 kg, so würde dieses in 1 Stunde 140 kcal erzeugen, das sind in einem Jahr rund 1 000 000 kcal. Man könnte mit diesem Kilogramm Radium eine Maschine von 0,2 PS ca. 1600 Jahre lang antreiben. Bei der Beschleunigung dieser Energieabgabe kommt man zu der von Hahn und Strassmann entdeckten Kettenelementreaktion. Nehmen wir an, wir haben 1 kg Plutonium oder Uran 235 zur Verfügung, so ergeben sich bei deren völliger Zerspaltung 15 Milliarden kcal. Da der Heizwert von einem Kilogramm guter Steinkohle rund 8000 kcal und der von flüssigen Treibstoffen wie Benzin, Alkohol oder ähnlichem rd. 13 000 kcal beträgt, so stellt man fest, daß in 1 kg Plutonium dieselbe Energiemenge sitzt wie in 2000 t Kohle oder 1100 t Benzin. Nimmt man an, der Wirkungsgrad eines Atomtriebwerkes für Flugzeuge wäre der gleiche wie der eines Benzinmotors mit Luftschraube, so könnte man also mit 1 kg Plutonium genau so weit fliegen wie mit 1100 t Benzin, das sind rd. 700 000 km oder 17 mal rund um die Erde. Bis es soweit ist, sind noch sehr viele Schwierigkeiten zu überwinden.

Eine der größten Schwierigkeiten liegt in der Abschirmung der intensiven radioaktiven Strahlen. Bei der Spaltung von 1 kg Plutonium oder Uran 235 entsteht eine β - und γ -Strahlung, die etwa einer Tonne Radium entspricht. Daher müssen die Uran-Brenner durch dicke Wände geschützt werden.

Zum Schutz gegen γ -Strahlen braucht man aber Schwermetalle, am besten Blei, gegen die freiwerdenden Neutronen dagegen wasserstoffhaltige Substanzen. Bei dem heutigen Stande der Technik braucht ein verhältnismäßig bescheidener Brenner nach Angabe von Prof. Hahn immerhin noch 100 t Abschirmmaterial.

Abb. 75 zeigt sehr vereinfacht und schematisiert einen Uran-Brenner mit „schwerem Wasser“ als Brennschubstanz als Wärmespende. Das schwere Wasser wird durch eine Pumpe an den

Uranstäben vorbeigepumpt, erhitzt sich hier stark und gibt seine Wärme in einem Wärmeaustauscher wieder ab. Leider lassen sich hierbei nur Temperaturen von einigen 100°C erzeugen, die nur unzureichend in andere Energie transformiert werden können.

1.) Atomkraft-Luftschraubenantrieb.

Für den Antrieb eines Luftschraubenflugzeugs wird ein Gas, wahrscheinlich Helium, durch die Spaltungswärme einer kleinen, aber fast unverbrauchbaren Menge Uran 235 oder Plutonium sehr hoch erhitzt. In einem mit Quecksilber gefüllten Wärmeaustauscher wird diese Wärme in Quecksilberdampf verwandelt, mit dem eine Hochleistungsturbine angetrieben wird, die wiederum über ein Untersetzungsgetriebe eine Luftschraube antreibt. Ein solches Triebwerk ist schematisch in der Abb. 76 dargestellt.

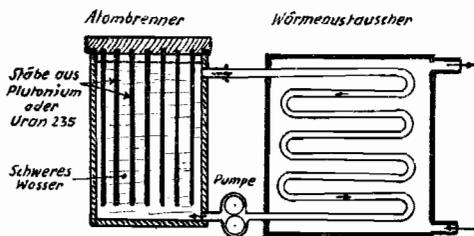


Abb. 75. Schema eines Atom Brenners mit Wärmeaustauscher.

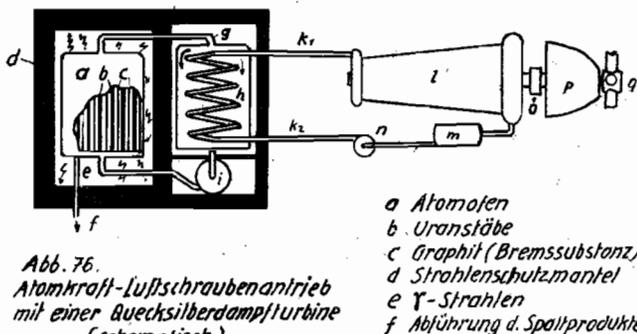


Abb. 76.
Atomkraft-Luftschraubenantrieb
mit einer Quecksilberdampfturbine
(schematisch)

2.) Atomkraft-Strahltriebwerk.

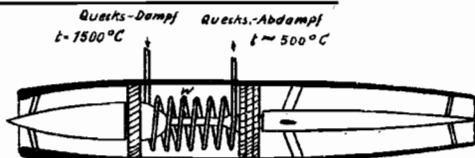


Abb. 77. Heißluftturbine.

Die vordere Turbine schafft die Druckstufe, an die Stelle des Verbrennungsraumes tritt ein Erheizungsraum mit dem Wärmeaustauscher, in dem die von vorn eintretende Luft hoch erhitzt wird. Diese wiederum treibt die hintere Turbine an und tritt als heißer Treibstrahl nach hinten aus.

Ein Flugzeugdüsenantrieb könnte den gleichen Uranbrenner verwenden, nur würde, wie die Abb. 77 zeigt, der Wärmeaustauscher zwischen den beiden Turbinen eines Turbinentriebwerks liegen. Die vordere Turbine schafft die Druckstufe, an die Stelle des Verbrennungsraumes tritt ein Erheizungsraum mit dem Wärmeaustauscher, in dem die von vorn eintretende Luft hoch erhitzt wird. Diese wiederum treibt die hintere Turbine an und tritt als heißer Treibstrahl nach hinten aus.

3.) Atomkraft-Raketenmotor.

Die wichtigste Verwendung wird das Atomtriebwerk aber wohl bei den Raketen finden. In der Abb. 78 ist schematisch ein Atomraketentriebwerk dargestellt, bei dem der Treibstrahl aus Wasserstoffgas oder Luft gebildet wird. Während die Verwendung von Luft wohl nur für den Flug in Erdnähe in Frage kommt, taucht bei der Verwendung von Wasserstoff sofort die Idee des Weltraumfluges wieder auf.

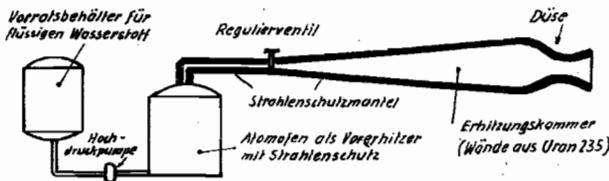


Abb. 78. Atomkraft-Raketenmotor.

Bekanntlich reichen sämtliche zur Verfügung stehenden Energiemengen aus Verbrennungsprozessen nicht aus, um den verbrennenden Stoff aus dem Bereich der Erdanziehung herauszubringen; so sind die 30 000 kcal, die bei der Verbrennung von Wasserstoff gasfrei werden, zu wenig, um dieses Kilogramm Wasserstoff z. B. von der Erde zum Mond zu befördern, geschweige denn noch etwas mitzunehmen. Erst die 500 000 mal größere Energiemenge der Atomerspaltung kann auch diesen alten Menschheitsstraum verwirklichen. Vorher muß aber noch folgendes verwirklicht werden: Schaffung einer geeigneten Bremsstoffsubstanz zur Erzeugung der notwendigen hohen Temperaturen, Entwicklung leichter Schutzstoffe zur Absorption der radioaktiven Strahlung und Entwicklung geeigneter hochtemperaturunempfindlicher Werkstoffe.

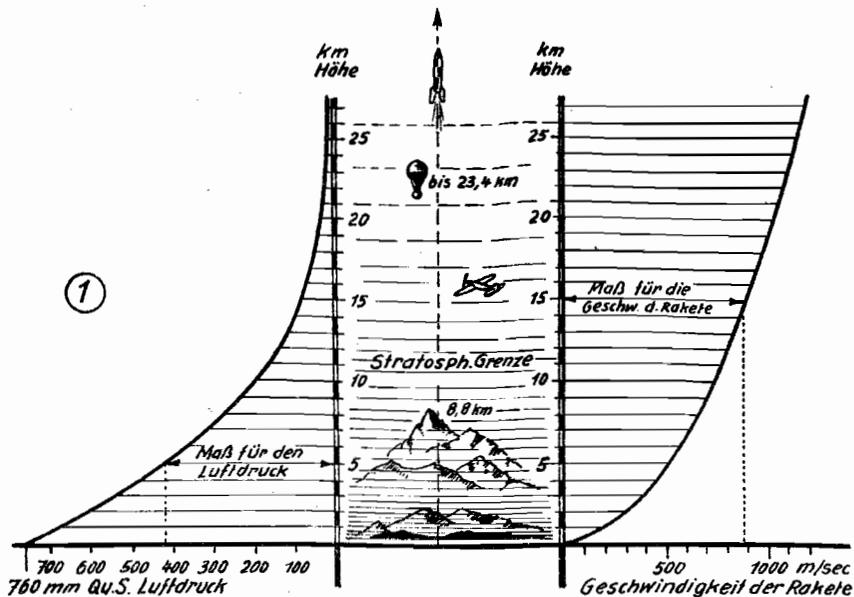


Abb. 79. Mit wachsender Höhe nehmen Luftdruck und Luftwiderstand schnell ab. Bis die Rakete auf wirklich hohes Tempo kommt, hat sie den größten Teil der hemmenden Luft bereits überwunden. Links die Kurve des abnehmenden Luftdrucks, rechts die Kurve der zunehmenden Steiggeschwindigkeit einer Rakete bei einer Beschleunigung von 25 Sekundenmetern pro Sekunde.

② Massenverhältnis (Startgewicht : Leergewicht)

| Endgeschw. der Rakete m/sec | Erforderliches Massenverhältnis bei einer Auspuffgeschwindigkeit von: | | | |
|-----------------------------|---|----------|----------|----------|
| | 2 km/sec | 3 km/sec | 4 km/sec | 5 km/sec |
| 1000 | 1,65 | 1,39 | 1,29 | 1,22 |
| 1500 | 2,12 | 1,65 | 1,45 | 1,35 |
| 2000 | 2,72 | 1,94 | 1,65 | 1,49 |
| 3000 | 4,48 | 2,72 | 2,12 | 1,82 |
| 5000 | 12,2 | 5,29 | 3,49 | 2,72 |
| 8000 | 54,6 | 14,3 | 7,36 | 4,95 |
| 10000 | 148,5 | 27,9 | 12,2 | 7,36 |
| 12000 | 402 | 54,6 | 20,1 | 11,0 |
| 15000 | 1805 | 148,5 | 42,7 | 20,1 |

③ Energiegehalt von Treibstoffen in Wärme-Einheiten (Kilo-Kalorien)

| | |
|-----------------------|-------------------|
| Lufttrackenes Holz | 1 kg: 1835-2450 |
| Preßtorf | 1 kg: 3800 |
| Braunkohlen-Briketts | 1 kg: 4800 |
| Steinkohle | 1 kg: 6500-8000 |
| Alkohol 1 Liter: 5530 | 1 kg: 7000 |
| Benzin " 7500-7800 | 1 kg: 11000 |
| Petroleum " 8700-9800 | 1 kg: 11000-12000 |
| Leuchtgas 1 cbm: 2250 | 1 kg: 5000 |
| Azetylen " : 15200 | 1 kg: 13000 |
| Methan " : 9500 | 1 kg: 13300 |
| Wasserstoff " : 3080 | 1 kg: 34200 |

| Explosivgemische mit Sauerstoff: | |
|------------------------------------|----------------|
| Rauchloses Schießpulver | 1 kg: ca. 1600 |
| Alkohol mit Sauerstoff | 1 kg: ca. 2340 |
| Benzin mit Sauerstoff | 1 kg: ca. 2500 |
| Methan mit Sauerstoff | 1 kg: ca. 2650 |
| Wasserstoff m. Sauerst. (Knallgas) | 1 kg: ca. 3800 |

| Atomkraftstoffe: | |
|-------------------------------|----------------------|
| Uranoxyd (vollst. Kernspaltg) | 1 kg: 15000 Millian. |
| Plutonium (" ") | 1 kg: 20000 Millian. |

- Amerikanische Rak-Versuche 37. intermittierende Verbr. 22
 Arbeitsfrequenz 24
 Argus-Rohr 21
 Alambrenner 43
 Atomkraft-Luftschr.-Antrieb 43
 Atomkraft-Raketentmotor 44
 Atomkraft-Strahltriebwerk 44
 Atomkraft-Triebwerke 43
 Atomofen 44
 Auspuffgeschwindigkeit 25
 A-4 - Rakete 33
 Betriebsdruckerzeugung 32
 Bremssubstanz 43
 Brennkammersysteme 32
 C-Stoff 29
 Cordite 28
 Dauerbrander 26
 Deutsche Raketenwaffen 38
 diskontinuierlich 22
 Einlaßverdümmung 22
 Einmann-Hubschrauber 21
 Enzian 39
 Escopette 24
 Federklappenventil 22
 Feuerpfeil 4
 Feuerwerksraketen 26
 Flatterventil 23
 Flugmodell-Raketen 41
 Flüssigkeitsraketen 29
 Gasturbine 15
 Geschwindigkeit 3
 Gewichtverhältnis 25
 Hydrazin-Hydrat 29
 intermittierende Verbr. 22
 Jetex - Düsenantrieb 41
 Jetmaster 150, 41
 Kampfraketen 28
 Kilocalorie (kcal) 43
 Kleindüse 23
 Leduc 070, 18
 Leergewicht 25
 Leistungsdaten 19
 Lorindüse 20
 Luftstrahltriebwerke 13
 Masse 3
 Massenverhältnis 25
 Mélotrohr 20
 Methanol 29
 Motax-Düsenantrieb 42
 Näher 38
 Newton 5
 Opel 7
 Opel-Sander-Rakete 26
 Plutonium 43
 Propellerturbine 13
 Pulvermischungen 6, 27
 Pulverraketen 26...
 Quecksilberdampf 44
 Raketenprinzip 3
 Raketenflugzeug 7
 Raketenflugplätze 29
 Raketenwagen 7
 Reaktionsmaschine 4
 Reichweiten 35
 Rheinböle 39
 Rheintochter 39
 Schmetterling 39
 Schmidt-Argus-Rohr 23
 Schubrohr 20...
 Schweres Wasser 43
 Schwerpunkt 3
 Seelenrakete 26
 Stabilisierung 27
 Staustahltriebwerke 18
 Strahlantrieb 17
 Strahltriebwerke 5...
 Stufenrakete 31
 SNECMA 24
 Taifun 38
 Treibstoff-Förderung 32
 Triebwerksarten 11...
 T-Stoff 29
 Uran 235, 43
 Überschallflugzeug 17
 V-1 22
 V-2 33
 Verpuffungsstrahl-Triebw. 20
 Viking 37
 Wac-Corporal 37
 Wac-Projekt 37
 Waller-Rakete 29
 Waller-Triebwerk 29
 Wasserfall 39
 Wasserstoffsperoxyd 29
 Wärme-Austauscher 43
 Wärme-Triebwerk 11
 White-Sands 37
 Widerstand 27
 Windfahnenwirkung 27
 Zeit-Weg-Diagramm 35,36

III. Quellen-Nachweis.

- „Atomkraft-Verkehrsflugzeug?“ (Dipl.-Ing. Schneider, München)
 „Jkarus“ 12/1952
 „Popular Science“
 „Physik der Weltraumfahrt“ (O.W. Gail)
 „Rockets and jets“ (Herbert S. Zim)
 „Rockets, Missiles, and Space Travel“ (Ley)
 „Spiegel, Der“ (29.6.50)
 „Sportflieger, Der“ (Aug. 1949)
 „Technischer Ansporn“ (5/1951)
 „Thermik“ (Aug. 1951)
 „Welt-Flug-Schau“ (Band 1)