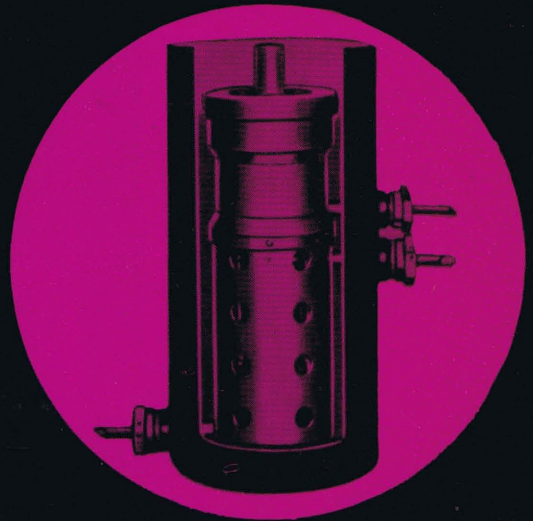
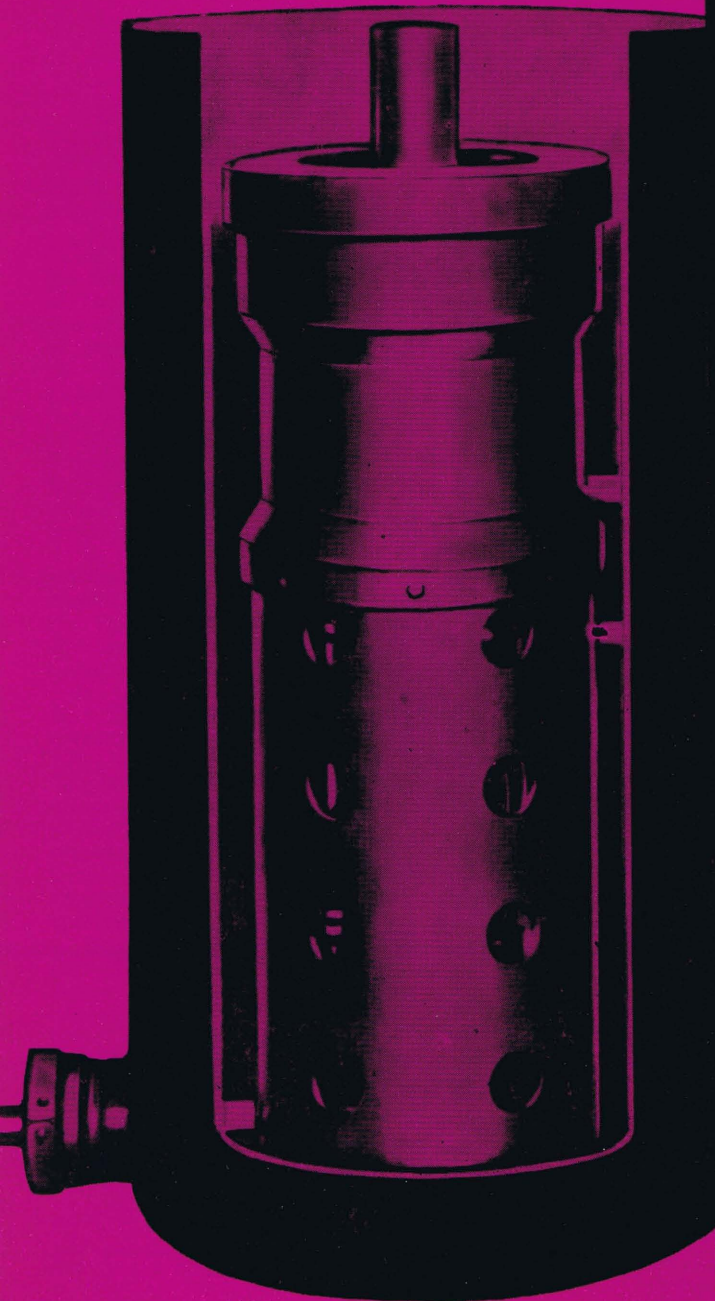
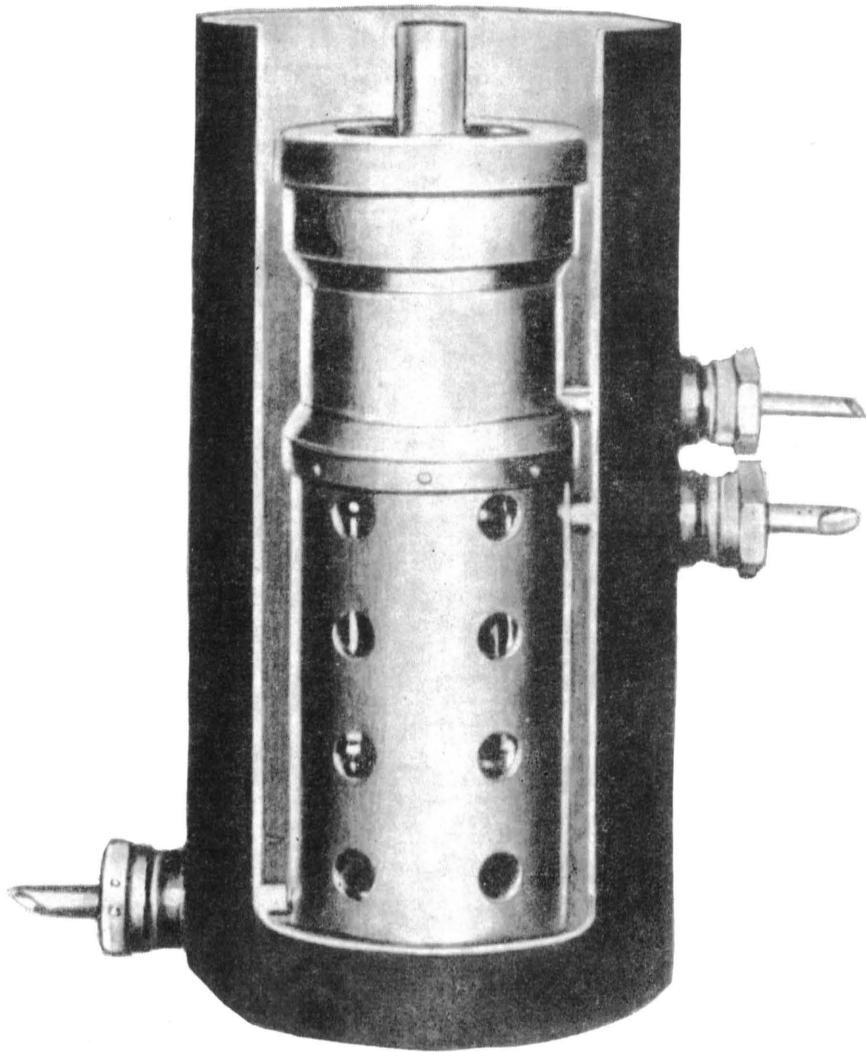


OPM-1 ROCKET ENGINE



RAKETENTRIEBWERK TYP OPM-1



**OPM-1 Liquid-Propellant Rocket Engine  
(jacket cut away)**

**Flüssigkeits-Raketen-Triebwerk Typ OPM-1  
(Mantel im Vordergrund geschnitten)**

## PERFORMANCE

Designation: experimental  
Propellant: oxidizer — nitrogen tetroxide;  
fuel — toluene; or oxidizer — li-  
quid oxygen; fuel — gasoline  
Thrust: up to 20 kg  
Cooling of chamber — by water

## OPM-1 ROCKET ENGINE

The great Russian scientist Konstantin E. Tsiolkovsky (1857—1935) was the first to advance the theories and techniques of rocket flight that have made the injection of man into outer space possible.

The classical work "Rockets into Cosmic Space" published in 1903 was a summary of the theoretical studies begun by Tsiolkovsky at the close of the nineteenth century. It presented a thorough study of the problem of engines for space rockets and suggested, on the basis of scientific data, the use of the liquid-propellant engine as the most effective type for long-range rockets.

In tsarist Russia the ideas advanced by Tsiolkovsky were completely ignored. The October Revolution made their realization possible. Tsiolkovsky was recognized as a foremost Soviet scientist.

In the Soviet Union, research aimed at realization of K. E. Tsiolkovsky's ideas in rocketry was inaugurated May 15, 1929, when the first experimental design office for the development of electric and liquid-propellant rocket engines was founded at the Gas Dynamics Laboratory in Leningrad. Before that N. I. Tikhomirov, a chemical engineer, had organized the Gas Dynamics Laboratory in 1921, in Moscow, under military auspices. Its purpose was to develop rockets fired by smokeless gunpowder and it was originally known as the laboratory for developing Tikhomirov's invention. In 1927, this laboratory was transferred to Leningrad, and in 1928 it was enlarged and renamed the Gas Dynamics Laboratory.

By 1930—31, as a result of the intensive theoretical and experimental research work begun in 1929 at the Gas Dynamics Laboratory, the world's first experimental electric rocket engine (electrothermal type) and the first Soviet experimental liquid-propellant engine designated OPM-1\* were constructed.

---

\* OPM signifies experimental rocket motor; the figure in the designation indicates the design number. During 1929—1933 the Gas Dynamics Laboratory designed 53 different modifications of the OPM liquid rocket engine of which 33 were made in metal and most of them tested for a thrust of up to 300 kg.

## HAUPTKENNDATEN

Bestimmung: Versuchstriebwerk  
Treibstoff: Oxydator-Stickstoff, Brennstoff—Toluol oder Oxydator — flüssiger Sauerstoff, Brennstoff — Benzin  
Schub: bis 20 kg  
Kammerkühlung: Wasserkühlung

## RAKETEN-TRIEBWERK TYP OPM-1

Die Voraussage des Vorstoßes des Menschen in den Weltraum war erstmalig wissenschaftlich begründet worden vom großen russischen Gelehrten Konstantin Eduardowitsch Ziolkowski (1857—1935).

Die von Ziolkowski Ende des vorigen Jahrhunderts unternommenen Studien fanden ihre Krönung in der Veröffentlichung des klassischen Werks „Erforschung des Alls mit Rückstoßapparaten“. Fragen über die Art des Raketentriebwerks werden hier eingehend erörtert, darüber hinaus wird eine wissenschaftliche Begründung geliefert dafür, daß ein Flüssigkeits-Raketentriebwerk das bestgeeignete sei für Fernflugraketen.

Im zaristischen Rußland fanden die Ideen von Ziolkowski keine Verwirklichung. Die Oktoberrevolution zündete das grüne Licht an. Ziolkowski wurde bald als einer der bedeutendsten Gelehrten des Landes anerkannt.

Der Tag des 15. Mai 1929 leitete die im Sinne der Ideen von Ziolkowski in der UdSSR unternommene experimentelle Forschungsarbeit auf dem Gebiete der Raketentechnik ein. Zur Erarbeitung von Elektro- und Flüssigkeits-Raketentriebwerken errichtete man im Rahmen des Gasdynamischen Labors (GDL) in Leningrad das erste experimentelle Konstruktionsbüro, welches unvorzüglich zur praktischen Tätigkeit schritt. Das Gasdynamische Labor war 1921 von Chemie-Ingenieur N. Tichomirov beim Militäramt in Moskau zur Entwicklung von Raketen mit rauchlosem Pulver gegründet und anfänglich „Laboratorium zur Erarbeitung der Erfindung von Tichomirov“ genannt worden. 1927 wurde das Labor nach Leningrad überführt, 1928 erweitert und ins Gasdynamische Laboratorium umgenannt.

Die hier 1929 begonnene und in der Folge recht intensiv geleistete theoretische und experimentelle Forschungsarbeit führte schon 1930—31 zur Schaffung eines in der Welt erstmaligen experimentellen Elektro-Raketentriebwerks vom elektrothermischen Typ und des ersten sowjetischen experimentellen Flüssigkeits-Raketentriebwerks vom Typ OPM-1\*.

---

\* OPM — Versuchs-Raketentriebwerk; die Ziffer nach dem Symbol „OPM“ bezeichnet die laufende Nummer der Konstruktion. Im Zeitraum 1929—1933 entwickelte man im GDL 53 verschiedene Varianten experimenteller Flüssigkeits-Raketentriebwerke, von denen 33 metallgefertigt und die meisten auf einen Schub bis 300 kg geprüft wurden.

The foundations of Soviet rocket engine construction were laid in the Gas Dynamics Laboratory. Subsequently the staff of the experimental design office that stemmed from the GDL created the powerful engines for the launch vehicles that injected into orbit all the Soviet spacecraft: the Earth, Lunar and Solar satellites; the space probes and automatic stations sent in the direction of the Moon, Venus and Mars; and the manned spaceships Vostok, Voskhod, Soyuz.

In recognition of the achievements of the experimental design office it has been decorated with two orders. The GDL-OKB created the rocket engines from the OPM-1 with a thrust of 20 kg to advanced engines with a total thrust of many hundreds of tons. The latter were incorporated in the launch vehicles of space stations and the Vostok, Voskhod and Proton spaceships.

### Engine Design

The design of the OPM-1 engine is illustrated in Figures 1—3. The key element of the engine is the combustion chamber. It consists of the cylindrical steel housing 1 and a nozzle lid with cylindrical nozzle 2. The joints of the separate elements of the chamber are sealed by means of double circular packing 3 of the knife-edge type. To ensure a steady gas flow into the nozzle, the combustion chamber head is provided with a shaped extension; in subsequent modifications of the combustion chamber the cross section of the nozzle inlet is adjusted so that a constant pressure is maintained in the combustion chamber under different working conditions of the engine by automatically moving the nozzle inlet closer to or away from the shaped extension (OPM-3).

The heat resistance is increased by lining the entire inner surface of the combustion chamber, including the nozzle, with copper.

Six jet injectors: three fuel injectors 7 supplied from check valve 8 and three oxidizer injectors 5 supplied from check valve 9, are arranged alternately along the circumference of the combustion chamber head.

The copper surfaces of the oxidizer injectors have a thin gold coating to provide adequate resistance to the attack of the propellant components. The check valves have gauze filters that keep extraneous matter from penetrating into the combustion chamber together with the propellant components.

All the engine elements mounted on cylinder 10 are installed in cylindrical steel jacket 12. During engine tests the jacket was filled with water to cool the combustion chamber at start-up.

The liquid component is delivered via duraluminium pipes 6, 11. Pipe 4 serves to measure gas pressure in the combustion

Hier, im Gasdynamischen Labor, war die Grundlage für den sowjetischen Raketentriebwerksbau geschaffen worden. Im weiteren Verlauf entwickelte das mit Doppelorden ausgezeichnete Kollektiv des Experimentellen Konstruktionsbüros, welches sich aus dem GDL herausgebildet hatte, Hochleistungs-Triebwerke für Trägerraketen, dank welchen die bekannten erfolgreichen Flüge aller künstlichen Erd-, „Mond- und Sonnensatelliten, der kosmischen Sonden, der zum Mond, zur Venus und zum Mars gelenkten automatischen Stationen sowie der bemannten Raumschiffe „Wostok“, „Woschod“ und „Sojus“ möglich wurden.

Von einem Schub von 20 kg des Versuchs-Raketen-Triebwerks vom Typ OPM-1 bis zu einem Gesamtschub von mehreren Hunderten von Tonnen der modernen Triebwerke auf den Trägerraketen der Weltraumstationen und Raumschiffe „Wostok“, „Woschod“ und „Proton“—dies der schöpferische Entwicklungsgang des Kollektivs der Raketen-Triebwerkserbauer aus dem Gasdynamischen Laboratorium und dem Experimentellen Konstruktionsbüro.

### Bauart des Triebwerks

Die Konstruktion des Triebwerks ist in Bild 1—3 veranschaulicht. Sein Hauptbestandteil ist die Brennkammer. Sie besteht aus einem zylindrischen Stahlgehäuse 1 und einem Düsendeckel mit zylindrischer Düse 2. Dichtheit der Kupplung obenerwählter Kammerteile ist mit Hilfe einer Doppelringdichtung vom Messertyp 3 gewährleistet. Um unbehinderten Fluß des Gasstroms in die Düse zu sichern, ist im Brennkammerkopf eine Profilauskragung vorgesehen. In den nachfolgenden Modifikationen wurde, um konstanten Druck in der Brennkammer bei unterschiedlicher Betriebsweise des Triebwerks (OPM-3) aufrechtzuerhalten, für einen regelbaren Düsen Eintritt gesorgt durch automatische Annäherung bzw. Entfernung zu bzw. von der erwähnten Profilauskragung.

Zur Steigerung der Wärmefestigkeit ist die gesamte Innenwandung der Brennkammer, einschließlich Düse, mit einer Kupferauslegung versehen.

Im Brennkammerkopf sind im Kreis sechs Strahldüsenbrenner gleichmäßig angeordnet: drei Düsenbrenner für den Brennstoff 7, die von Rückschlagventil 8 gespeist werden, und dazwischen drei Düsenbrenner für den Oxydator 5, welche das Rückschlagventil 9 speist.

Um eine Korrosionsbeständigkeit der Treibstoffkomponenten zu sichern, wurde auf die Kupferoberfläche der Oxydations-Düsenbrenner eine dünne Goldschicht galvanisch aufgetragen. Die Rückschlagventile sind mit Netz-

chamber during engine tests. Lead-tin alloy packings were used to seal the pipeline joints.

In all there are 93 elements in the engine design.

Since the engine served experimental purposes only and was not to be installed in space vehicles, no attempt was made to reduce to a minimum the weight of the construction as a whole.

#### **Tests of OPM-1 Engine**

The OPM-1 engine was tested in 1931 at the Gas Dynamics Laboratory on the territory of the scientific proving ground for artillery in Leningrad.

During tests the propellant components were delivered to the engine by a pressurized feed system, using compressed nitrogen.

The engine was tested with the nozzle up.

The propellant components were ignited at start-up by means of cotton saturated with alcohol placed in the combustion chamber and fired with a Bickford safety fuse.

The propellant used to test the OPM-1 engine consisted of nitrogen tetroxide and toluene or liquid oxygen and gasoline. When liquid oxygen and gasoline were used, the engine produced a thrust of up to 20 kg.

gewebefiltern versehen, um ev. Eindringen von Fremdkörpern in die Brennkammern, entlang mit Treibstoffkomponenten, zu verhindern.

Sämtliche auf dem Zylinder 10 angeordneten Triebwerksteile sind in einem zylindrischen Stahlmantel 12 montiert, welcher zwecks Kühlung der Brennkammer bei Triebwerksprüfungen wassergefüllt wurde.

Die Zuführung der flüssigen Treibstoffkomponenten erfolgte über die Duralu-Rohrleitungen 6, 11. Die Rohrleitung 4 ist zur Messung des Gasdrucks in der Brennkammer bei Triebwerksprüfungen bestimmt. Die Rohrleitungs-Teilfugen wurden mit Hilfe von Zwischenlagen aus einer Zinn-Blei-Legierung abgedichtet.

Die Konstruktion des Triebwerks schließt 93 Bauteile ein.

Das Triebwerk war lediglich für Versuchsarbeiten gedacht. Ein Einsatz auf Flugapparaten war nicht beabsichtigt gewesen. Minimalgewicht der Konstruktion wurde daher nicht angestrebt.

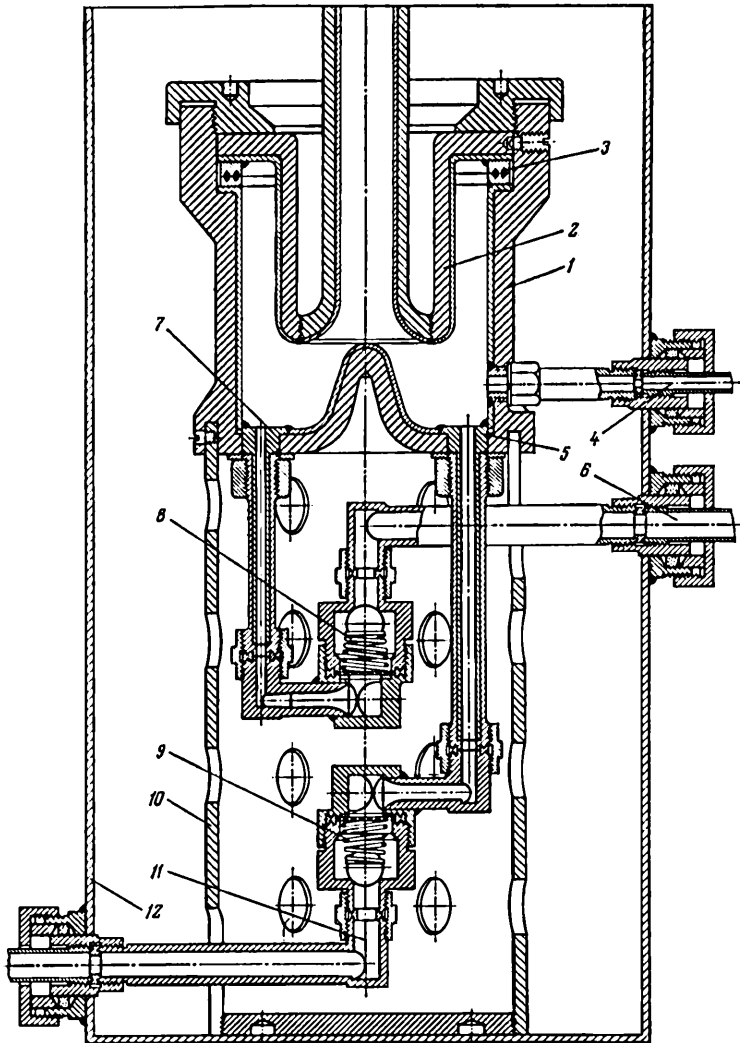
#### **Prüfung des Triebwerks Typ OPM-1**

Die Prüfung des Triebwerks geschah 1931. Sie wurde von den Mitarbeitern des Gasdynamischen Labors auf dem Gelände des Wissenschaftlich-experimentellen Artillerieschießplatzes in Leningrad durchgeführt.

Dabei gelangte zur Anwendung das Verdünnungssystem der Komponentenzufuhr mit Hilfe von Druckstickstoff.

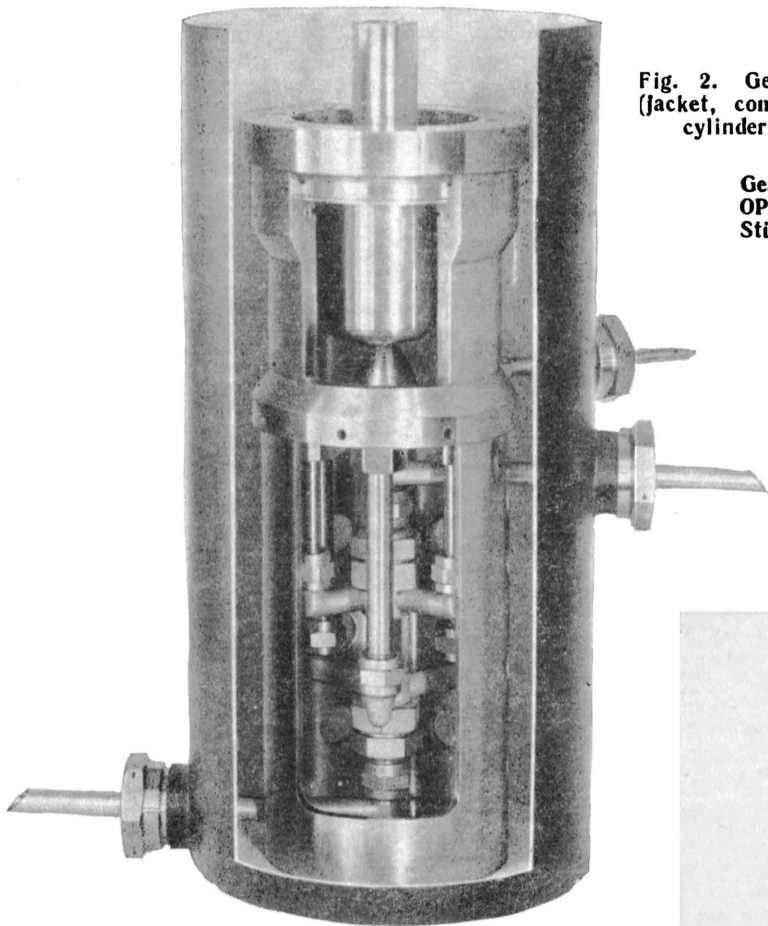
Das Triebwerk wurde mit nach oben gerichteter Düse geprüft. Die Zündung der Treibstoffkomponenten beim Anlassen des Triebwerks geschah mittels in die Brennkammer eingelegter alkoholgetränkter Watte, welche mit einer Bickford-Zündschnur entzündet wurde.

Als Treibstoff war für die Prüfungen entweder Stickstoff-Tetroxyd mit Toluol oder flüssiger Sauerstoff mit Benzin vorgesehen. Bei Verwendung von Sauerstoff und Benzin entwickelte das Triebwerk einen Schub bis 20 kg.



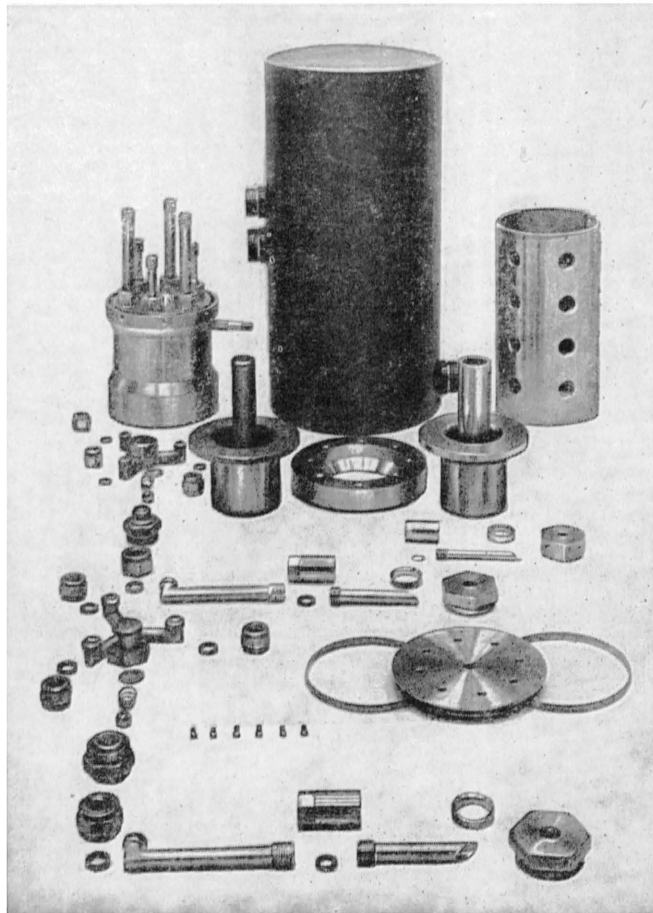
**Fig. 1. OPM-1 engine (section)**  
 1 — housing; 2 — nozzle (assembled);  
 3 — packing; 4, 6, 11 — pipelines; 5 — oxidizer injectors; 7 — fuel injectors; 8, 9 — check valves with filters; 10 — cylinder; 12 — jacket

**Triebwerk Typ OPM-1 (Querschnitt)**  
 1 — Gehäuse; 2 — Düse (zusammengebaut);  
 3 — Dichtung; 4, 6, 11 — Rohrleitungen;  
 5 — Düsenbrenner für Oxydator; 7 — Brennstoff — Düsenbrenner; 8, 9 — Rückschlagventile mit Filtern; 10 — Zylinder; 12 — Mantel



**Fig. 2. General view of OPM-1 engine (jacket, combustion chamber and supporting cylinder are shown in cross section)**

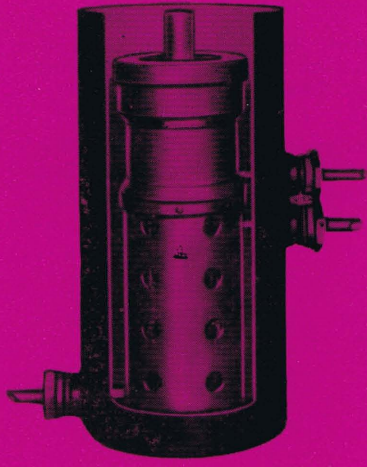
**Gesamtansicht des Triebwerks Typ OPM-1 (Mantel, Brennkammern und Stützzyylinder geschnitten)**



**Fig. 3. OPM-1 engine (disassembled)**

**Triebwerk OPM-1 in auseinandergenommenen Zustand**





# **OPM-1** ROCKET ENGINE **RAKETENTRIEBWERK TYP OPM-1**