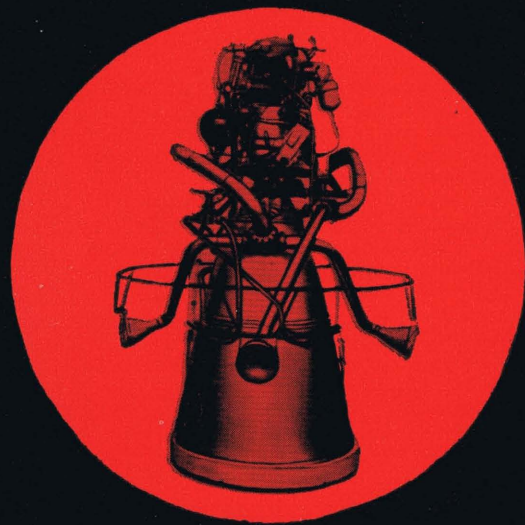
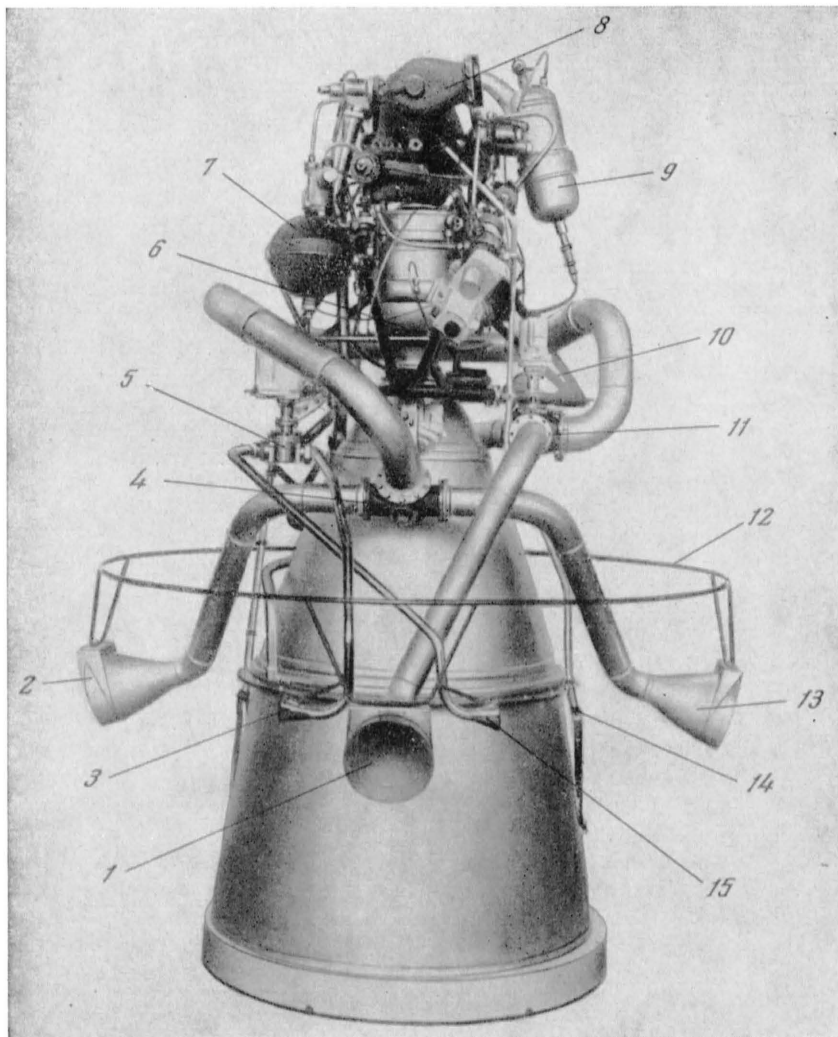


COSMOS PD-119



PD-119 «KOSMOS»



Cosmos PD-119 engine

1—pitch control nozzles (the other nozzle is behind the engine); 2, 13—yaw control nozzles; 3, 15—roll control nozzles (the other pair of nozzles is behind the engine); 4, 5, 11—electrically operated gas distributors; 6—combustion chamber; 7—spheric bottle for compressed air; 8—turbo-pump assembly; 9—gas generator; 10—thrust frame; 12—mounting ring of attitude-control system (not present in the structure); 14—removable plug

Raketentriebwerk Typ PD-119 "Kosmos"

1—Stampfbewegung-Steuerdüsen (die zweite Düse ist an der gegenüberliegenden Seite); 2, 13—Kurssteuerungsdüsen; 3, 15—Schrägeneigungssteu-erdüsen (das zweite Düsenpaar befindet sich an der gegenüberliegenden Seite); 4, 5, 11—Gasver- teiler mit EA-Antrieb; 6—Kammer; 7—Kugel- behälter für Druckluft; 8—Turbopumpensatz; 9—Gasgenerator; 10—Kraftblockgestell; 12— Montagering des Steuersystems (fehlt in der Kon- struktion des Triebwerks); 14—abnehmbarer Rohr- stöpsel

COSMOS PD-119

The Cosmos PD-119 liquid-propellant rocket engine was developed during the years 1958—1962 by the principal Soviet design office in this field which was founded at the Gas Dynamics Laboratory in 1929.

The engine is used in the second stage of the two-stage Cosmos rocket.

PERFORMANCE

| | |
|--|----------------------------------|
| Thrust in vacuum | 11 tons |
| Specific impulse in vacuum | 352 sec |
| Pressure in combustion chamber | 80 at ab |
| Gas expansion ratio | 1350 |
| Propellant components: | |
| oxidizer | liquid oxygen |
| fuel | unsymmetrical dimethyl hydrazine |

Titanium and other modern structural materials are widely utilized in the engine design. The achievements in Soviet rocketry of the early 1960s have been employed in the engine. Novel design solutions were found and subsequently used in more advanced Soviet liquid rocket engines. The Cosmos engine PD-119 is highly reliable.

It comprises a single unit including a combustion chamber with an injector head and a bell-snaped nozzle, a turbopump assembly consisting of a turbine and centrifugal oxidizer and fuel pumps, a monopropellant gas generator in which the main fuel is decomposed, an attitude-control nozzle system with gas distributors, a thrust frame for mating the engine and the rocket.

The most distinguishing feature of the engine is its excellent performance (specific impulse) which is unequalled by any other liquid rocket engine firing liquid oxygen and high-boiling fuels.

The attitude-control system is intended for in-flight guidance and orientation of the second stage of the Cosmos rocket. Guidance is performed by redistributing among the nozzles the flows of turbine exhaust gases expelled through the attitude-control system.

An automatic spaceborne system starts up, controls and cuts off the engine.

To start the engine use is made of pyrotechnic devices for initial acceleration of the turbine and turbopumps and for ignition of the propellant components in the combustion chamber.

The thrust of the engine in flight is controlled by changing the flow rate of the fuel into the gas generator. The illustration is an outer view of the engine.

PD-119 «KOSMOS»

Flüssigkeits-Raketen-Triebwerk Typ PD-119 «Kosmos» wurde in der Zeitspanne 1958—1962 von dem 1929 im Rahmen des Gasdynamischen Laboratoriums errichteten sowjetischen Spitzen-Konstruktionsbüros für Flüssigkeits-Raketen-Triebwerke entwickelt.

Das Raketentriebwerk gelangt in der zweiten Stufe der Zweistufenrakete «Kosmos» zum Einsatz.

HAUPTKENNDATEN

| | |
|---|---------------------------------|
| Schub im leeren Raum | 11 t |
| Spezifischer Schub im leeren Raum | 352 sek |
| Druck in Brennkammer | 80 ata |
| Gasausdehnungsgrad | 1350 |
| Treibstoffkomponenten: | |
| Oxydator | flüssiger Sauerstoff |
| Brennstoff | asymmetrisches dimethylhydrazin |

Für den Bau des Raketentriebwerks wurde Titan nebst anderen neuzeitlichen Werkstoffen weitgehend genutzt. Die letzten Errungenschaften im sowjetischen Raketen-Triebwerkbau Anfang der sechziger Jahre gelangten zur Anwendung. Man gelangte zu originellen Lösungen, welche in den späteren, vervollkommenen Entwicklungen der sowjetischen Flüssigkeits-Raketentriebwerke genutzt wurden.

Das Raketentriebwerk weist hohe Zuverlässigkeit auf. Es bildet einen Block aus folgenden Einheiten: Brennkammer mit Düsenbrennkopf und profilierter Düse sowie Turbo-Pumpen-Aggregat, bestehend aus einer Turbine und Schleuderpumpen für Oxydator und Brennstoff; Einkomponenten-Gasgenerator, in welchem die Hauptbrennstoffzersetzung erfolgt, sowie ein System von Steurdüsen mit Gasverteilern; Kraftblockgestell zur Stoßverbindung des Triebwerks mit der Rakete.

Eine Besonderheit des Triebwerks ist sein hoher Nutzeffekt (spezifischer Schub). Mit diesem Kennwert übertrifft es alle anderen Flüssigkeits-Raketen-Triebwerke der Sauerstoffklasse, welche schwersiedende Brennstoffe nutzen.

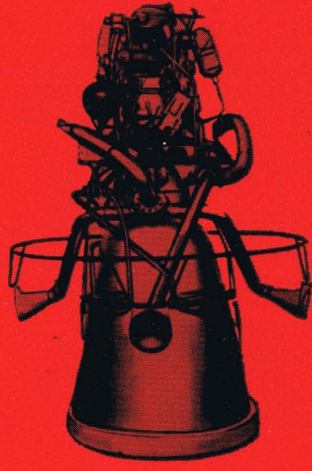
Das Steuerungssystem des Raketentriebwerks ist für die Lenkung und Orientierung der zweiten Stufe der Rakete «Kosmos» im Flug bestimmt. Die Lenkung erfolgt dank einer Neuverteilung unter den Steuerungsdüsen der über das Steuerungssystem abgeleiteten Abgase der Turbine.

Das Anlassen des Triebwerks, die Kontrolle seiner Funktion und das Abstellen geschieht selbsttätig durch Kommandogabe von Bord der Rakete aus.

Die Erst-Auftreibung der Turbine und Pumpen sowie die Entzündung der Treibstoffkomponenten in der Brennkammer beim Anlassen des Triebwerks erfolgt im pyrotechnischen Verfahren.

Der Triebwerkschub im Flug wird durch Änderung der Verbrauchsmenge des dem Gasgenerator zugeführten Brennstoffs geregelt.

Die Außenansicht des Raketentriebwerks ist im Bild veranschaulicht.



COSMOS РД-119
РД-119 «КОСМОС»