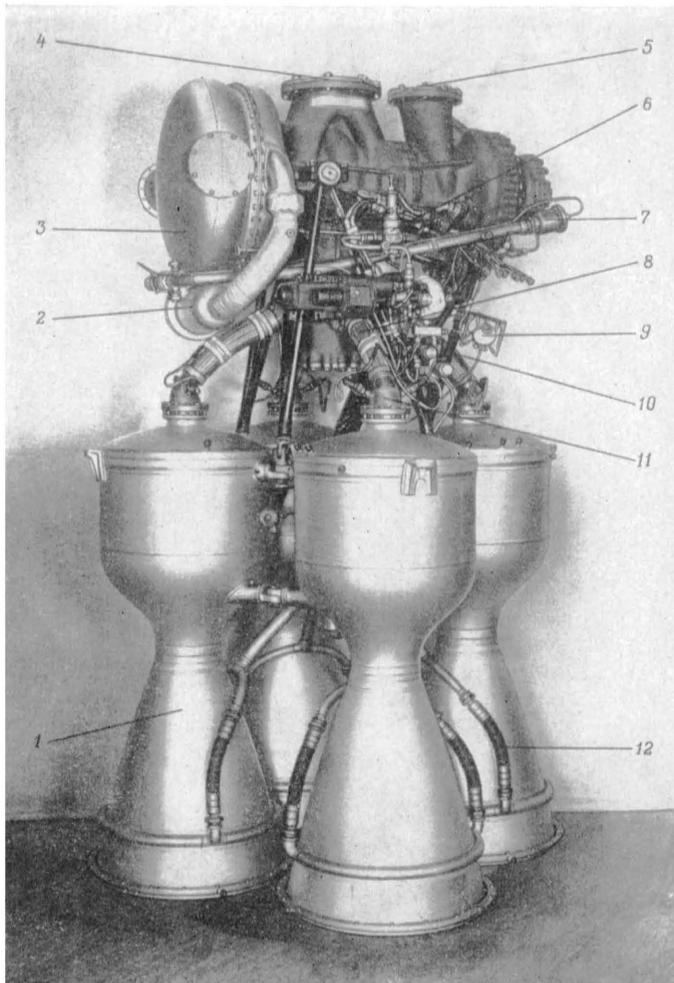


ROCKET ENGINE РД-214



RAKETENTRIEBWERK РД-214



РД-214 Engine

1 — combustion chamber; 2 — gas generator; 3 — turbine; 4 — oxidizer pump (inlet); 5 — fuel pump (inlet); 6 — air reducer; 7 — hydrogen peroxide pressure regulator; 8 — oxidizer-feed pipe; 9 — pressure relay; 10 — frame; 11 — oxidizer shutoff valve; 12 — fuel-feed pipe.

Triebwerk РД-214

1) Brennkammer; 2) Gasgenerator; 3) Turbine; 4) Oxydatorpumpe (Eingangrohr); 5) Brennstoffpumpe (Eingangrohr); 6) Luftreduktor; 7) Druckregler des Wasserstoffperoxyds; 8) Oxydatorrohrleitung; 9) Druckrelais; 10) Rahmen; 11) Schlußventil des Oxydators; 12) Brennstoffleitung.

PD-214 LIQUID-PROPELLANT ROCKET ENGINE FOR COSMOS VEHICLE FIRST STAGE

The powerful PD-214 liquid-propellant rocket engine was developed in 1952—1957 by the chief Soviet experimental office for designing liquid rocket engines founded as far as 1929 within the framework of the Gas Dynamics Laboratory (GDL). The PD-214 is one of the series of Soviet engines in the nitric acid class and the country's first powerful engine put into serial production. It operates on high-boiling nitric acid as oxidizer, and kerosene products as fuel. The thrust and specific impulse of the PD-214 engine is greater than that developed by any other known engine in this class.

The PD-214 and its modifications have been used since March 16, 1962, to power the first stage of the *Cosmos* carrier vehicle designated to place spacecraft in circumterrestrial orbit. The PD-214 engine has been installed on prototypes of the *Cosmos* rocket since 1957.

PERFORMANCE

1. Thrust in vacuum 74 tons
2. Specific impulse in vacuum 264 sec
3. Gas pressure in combustion chambers 45 at ab
4. Gas expansion ratio in combustion chambers 64

The PD-214 is a four-chamber engine with a common turbopump unit comprising a turbine and two centrifugal pumps for oxidizer and fuel.

The turbopump unit also has a centrifugal pump for hydrogen peroxide feed to the gas generator.

The oxidizer and fuel pumps supply the respective propellant components to the injector heads and, through numerous single-component injectors, into the combustion chambers.

In addition to its prime purpose, the fuel is used to cool the inner walls of the combustion chambers: before entering the injector heads, it is pumped through the space outside the chamber jacket and cools the inner walls (outside cooling of the chamber). The chamber walls are also cooled by a fuel film produced by peripheral injectors. This combination guarantees reliable cooling of the internal walls of the chamber when combustion temperature and gas pressure are high.

The turbine is driven by steam-gas, the products of catalytic decomposition of hydrogen peroxide. Turbine exhaust steam-gas ejected from the rocket through the exhaust pipe creates an additional thrust.

The thrust vector is controlled by means of gas vanes.

Starting, operation control and cut-off of the engine are effected automatically by electric signals sent to the appropriate element of the engine by a rocket-borne system. No preliminary-thrust stage is used to start the engine. Initial ignition of the propellant components is effected by a special starting fuel that ignites spontaneously on contact with the oxidizer; the starting fuel is poured into the main pipeline before the fuel pump.

Engine operation is controlled by changing the flow rate of hydrogen peroxide fed to the gas generator.

The engine is cut-off through the final-stage thrust, i. e., the engine is switched from the rated thrust to the final-stage thrust and then shut off.

BESCHREIBUNG DES FLÜSSIGKEITSRAKETENTRIEBWERKS PD-214 DER ERSTEN STUFE DER TRÄGERRAKETE «KOSMOS»

Das mächtige Flüssigkeitsraketentriebwerk PD-214 wurde entwickelt in den Jahren 1952—1957 von der führenden sowjetischen Konstruktionsanstalt auf diesem Gebiet, welche 1929 dem GDL (Gasdynamische Laboratorium) angehörte. Das Triebwerk PD-214 gehört zu der Serie der sowjetischen Triebwerken der Salpetersäure-Klasse und ist das erste starke Serienraketentriebwerk der UdSSR das die hochsiedende Salpetersäure als Oxydator und die Produkte der Verbrennung von Petroleum als Brennstoff benutzt. Das Triebwerk hat den stärksten Schub und spezifischen Schub unter den bekannten Triebwerken dieser Klasse für Salpetersäureoxydator und Kohlenwasserstoffbrennstoff.

Die Triebwerke PD-214 und ihre Modifikationen werden seit dem 16. März 1962 in der ersten Stufen der Trägerraketen «Kosmos» benutzt, die für die Beförderung von kosmischen Apparaten auf die erdnahen Umlaufbahnen bestimmt sind. Das Triebwerk PD-214 fliegt seit 1957 mit dem Prototyp der Rakete «Kosmos».

HAUPTKENNDATEN

1. Schub im luftleeren Raum 74 t
2. Spezifischer Schub im luftleeren Raum 264 sec
3. Gasdruck in den Brennkammern 45 ata
4. Erweiterungsgrad der Gase in den Brennkammern 64

Das Triebwerk PD-214 hat eine Vierkammerkonstruktion. Die Speisung der Kammern mit den Treibstoffkomponenten erfolgt von einem Turbinenpumpenaggregat (TNA), welches aus einer Turbine und zwei Zentrifugalpumpen besteht:

- Pumpe für Oxydator.
- Pumpe für Brennstoff.

Die Konstruktion des TNA sieht außerdem eine Zentrifugalpumpe für die Speisung des Gasgenerators des Triebwerks mit Wasserstoffperoxyd.

Die Pumpen des Oxydatoren und des Brennstoffs führen entsprechende Treibstoffkomponenten den Einspritzdüsen der Brennkammern zu. Aus den Einspritzdüsen gelangen die Treibstoffkomponenten in die Brennkammern über eine Vielzahl der Ein-Komponentendüsen.

Im Triebwerk wird der Brennstoff neben seiner direkten Bestimmung für die Abkühlung der Innenwände der Brennkammern benutzt; bevor er in die Einspritzdüsen gelangt, passiert er die Mantelhöhlungen der Brennkammern und kühlt dabei die Innenwände (Außenkühlung der Brennkammer); über die Ränddüsen der Einspritzdüsenköpfe wird der Innenkühlungsschleier für die Wände der Brennkammer geschaffen. Die Vereinigung der Innen- und der Außenkühlung sichert die zuverlässige Kühlung der Innenwände der Brennkammern bei hoher Brenntemperatur und hohem Gasdruck.

Der Antrieb der Turbine für die Rotation erfolgt durch Dampf- und Gas-Produkte der katalytischen Zer-



legung des Wasserstoffperoxyds. Der Dampfgas wird nach dem Passieren der Turbine über ein Auspuffrohr nach außen entfernt was den zusätzlichen Schub für die Rakete sichert.

Die Schubvektorkontrolle des Triebwerks erfolgt mit Hilfe der Gasstrahlruder.

Das Anlassen, die Steuerung und die Ausschaltung des Triebwerks erfolgen automatisch auf elektrisches Kommando von Bord der Rakete für die entsprechenden Automations-elemente des Triebwerks. Das Anlassen des Triebwerks geht ohne Zwischenschubstufe vor sich. Für die Anfangszündung der Treibstoffkomponenten wird ein spezieller Startbrennstoff benutzt, welcher bei Kontakt mit Oxydator von selbst entzündet; der Startbrennstoff wird in die Hauptleitung vor der Brennstoffpumpe getankt.

Der Betriebszustand des Triebwerks (Schub) wird mittels der Änderung des Verbrauchs von Wasserstoffperoxyds eingehalten bzw. geändert, welches dem Gaserzeuger zugeleitet wird.

Das Triebwerk wird über die Endschubstufe ausgeschaltet: d. h. das Triebwerk geht vom Nominalschub zum Endschub über und wird dann vollkommen ausgeschaltet.

ROCKET ENGINE RD-214

RAKETENTRIEBWERK PД-214