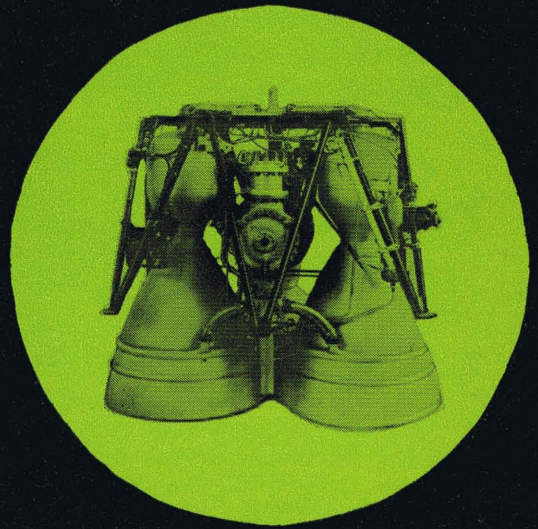
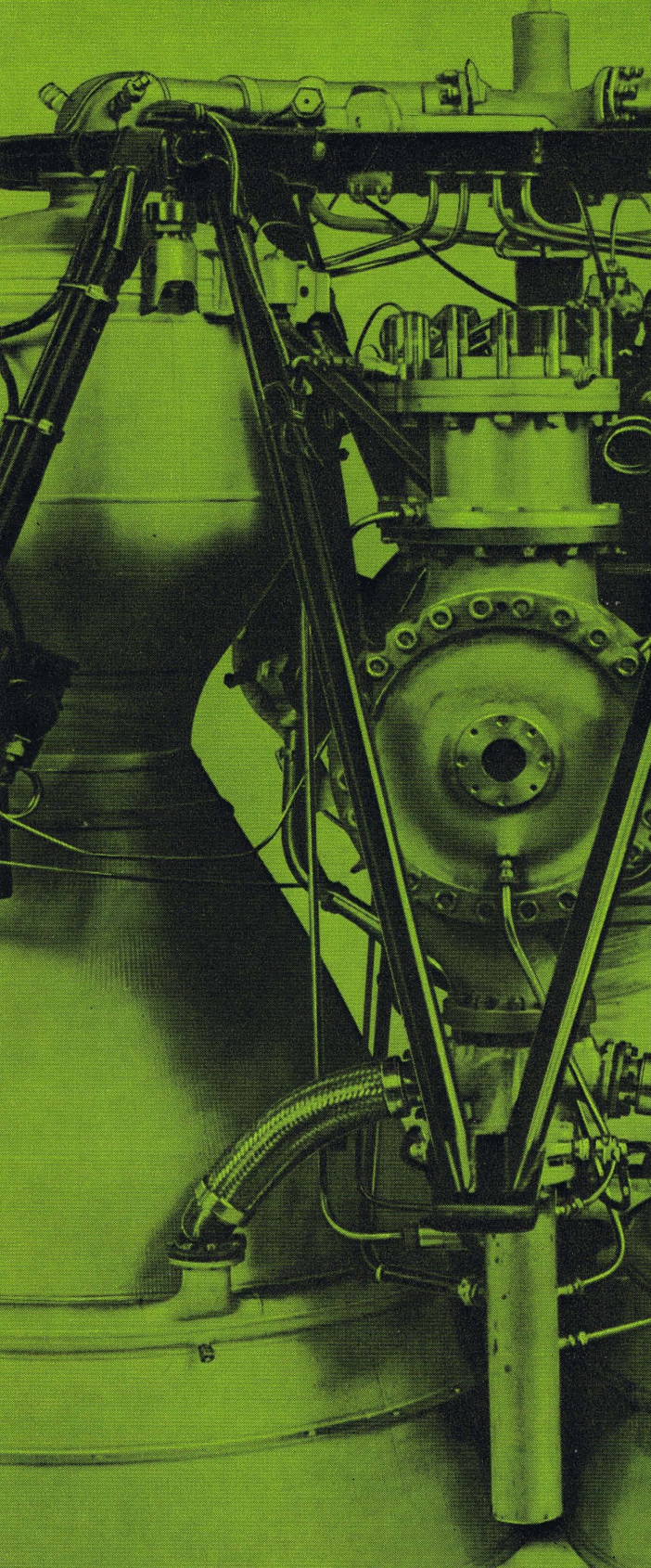
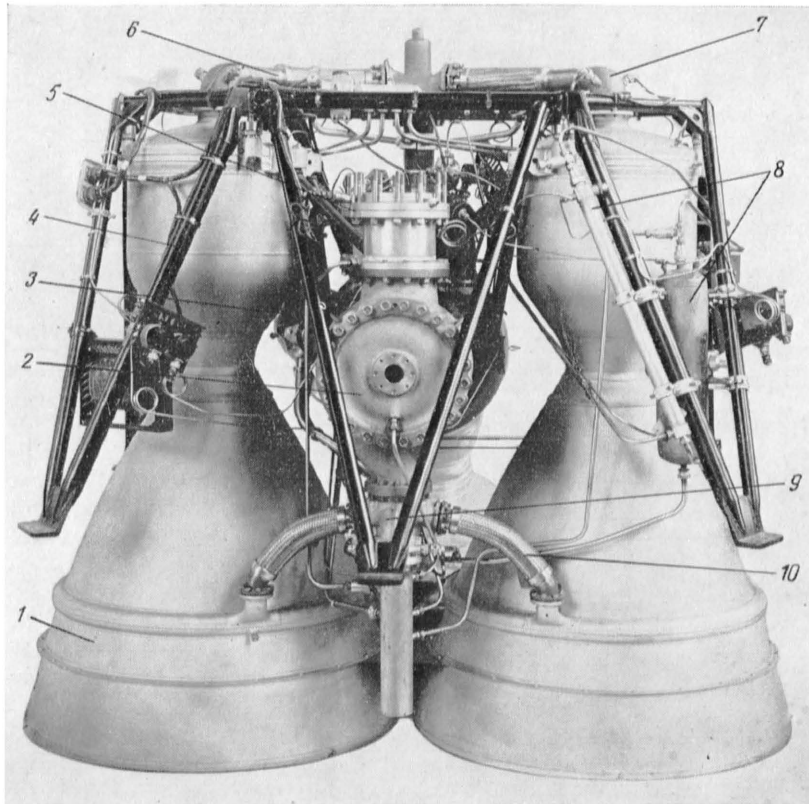


ROCKET ENGINE PD-219



RAKETENTRIEBWERK PD-219



PD-219 engine

- 1 — combustion chamber;
- 2 — fuel pump; 3 — gas generator;
- 4 — thrust frame; 5 — oxidizer pump;
- 6 — oxidizer manifold; 7 — oxidizer cut-off valve;
- 8 — starting tanks; 9 — fuel valve;
- 10 — fuel manifold

Triebwerk PD-219

- 1—Brennkammer; 2 — Brennstoffpumpe;
- 3 — Gasgenerator; 4—Tragrahmen; 5—Oxydatorpumpe;
- 6 — Oxydatorrohrleitung; 7 — Oxydator-Absperrventil;
- 8 — Anlaßbehälter; 9 — Brennstoffventil;
- 10 — Brennstoffrohrleitung

The PD-219 liquid-propellant rocket engine was developed in the period of 1958-1961 by the leading Soviet experimental office for designing liquid-propellant rocket engines, founded as far back as 1929 within the framework of the Gas Dynamics Laboratory (GDL).

The engine powers the second stage of a space rocket.

PERFORMANCE CHARACTERISTICS

- | | |
|-----------------------------------------------------------------------------------------|---------|
| 1. Thrust in vacuum | 90 tons |
| 2. Specific impulse | 293 s |
| 3. Gas pressure (absolute) in combustion chamber | 75 atm |
| 4. Gas expansion ratio in the nozzle | 268 |
| 5. Propellants:
oxidizer, nitric-acid type
fuel, unsymmetrical dimethyl hydrazine | |

PD-219 is a two-chamber engine. The propellants are fed to the combustion chambers from a single turbopump assembly

Das Flüssigkeitsraketenriebwerk vom Typ PD-219 wurde von dem 1929 im Rahmen des Gasdynamischen Laboratoriums gegründeten sowjetischen Spitzen-Konstruktionsbüro für Flüssigkeitsraketenriebwerke in der Zeitspanne von 1958-1961 entwickelt.

Das Triebwerk kommt in der zweiten Stufe der Weltraumrakete zum Einsatz.

HAUPTKENNDATEN

- | | |
|-----------------------------------------------------------------------------------------------------|--------|
| 1. Schub im leeren Raum | 90 Mp |
| 2. Spezifischer Impuls | 293 s |
| 3. Brennkammerdruck | 75 ata |
| 4. Entspannungsverhältnis | 268 |
| 5. Treibstoffkomponenten:
Oxydator: Salpetersäure
Brennstoff: asymmetrisches Dimethylhydrazin | |

Das Triebwerk vom Typ PD-219 ist nach dem Zweikammerprinzip aufgebaut. Die Speisung der Brennkammern mit den Treibstoffkomponenten erfolgt von einem Turbopumpenaggregat, das zwischen den

which, for the sake of saving the engine dimensions, is located between the combustion chambers. The turbopump assembly comprises a gas turbine and two centrifugal pumps delivering the oxidizer and fuel to the combustion chambers. A certain proportion of the propellants is bled into the gas generator and burnt there, the thus produced working gas being directed to the turbine. The turbine exhaust gases are ejected through an auxiliary exhaust nozzle and add to the engine thrust.

The combustion chambers of the engine are cooled by passing the fuel through the space outside the chamber jacket (external cooling); there are also provisions for film cooling, which presumes fuel injection through the peripheral row of injectors adjacent to the chamber walls. This combination of external and internal types of cooling guarantees a reliable cooling of the chamber inner walls under high temperatures of combustion and high pressure of gases.

Starting, operation control, and cut-off of the engine are effected automatically in response to electric signals sent to the appropriate elements of engine control from a rocket-borne source.

The engine ignition requires no preliminary stage; starting is achieved by pressure-feeding the main propellants into the gas generator. The propellants ignite spontaneously on contact (hypergolically) in the gas generator and produce gases which begin rotating the turbine. The latter starts driving the pumps, thus delivering the propellants from the tanks to both the gas generator and the combustion chambers. As the engine uses a hypergolic fuel/oxidizer combination, no special igniters are provided in the combustion chambers or gas generator. The engine operation (thrust) is maintained at a constant level or changed by automatically controlling the propellant flow rate into the gas generator.

The engine is cut off by simultaneously stopping the propellant supply to the gas generator and combustion chambers.

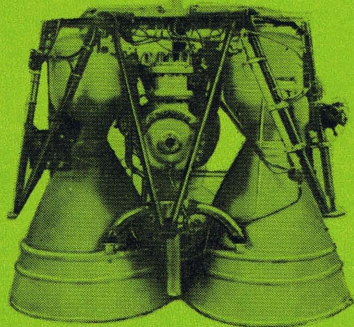
The engine features the largest thrust of all engines burning nitric-acid oxidizer.

Brennkammern liegt. Eine solche Anordnung setzt die Abmessungen des Triebwerks herab. In das Turbopumpenaggregat gehen eine Gasturbine und zwei Kreiselpumpen für die Förderung von Oxydator und Brennstoff in die Brennkammern ein. Ein Teil der Treibstoffkomponenten wird nach den Pumpen in einen Gasgenerator abgeleitet, wo sie zu einem Arbeitsgas verbrannt werden, das in die Gasturbine gelangt. Die Turbinenabgase strömen über die Ausströmdüse ins Freie heraus und entwickeln eine zusätzlich Schubkraft.

Die Außenkühlung der Brennkammern geschieht durch einen Brennstoffstrom, der in einem Kühlmantel der Brennkammern herumgeführt wird. Darüber hinaus ist eine Innenkühlung der Brennkammerwände durch einen Kühlschleier aus Brennstoff vorgesehen, der aus einer Reihe von Einspritzdüsen an der Peripherie der Brennkammerwände in die Brennkammern eintritt. Die Kombination der Außen- und Innenkühlung gewährleistet eine zuverlässige Kühlung der Innenwände der Brennkammern bei einer hohen Verbrennungstemperatur und einem hohen Verbrennungsdruck.

Anlassen, Steuerung und Abschalten des Triebwerks läuft selbsttätig nach den elektrischen Kommandos von Bord der Rakete an die entsprechenden Elemente der Triebwerksautomatik ab.

Der Anlaßvorgang erfolgt ohne Schubvorstufe durch die Zuführung der Hauptkomponenten des Treibstoffs aus den Anlaßbehältern in den Gasgenerator im Verdrängerverfahren. Der Oxydator und der Brennstoff entzünden sich im Gasgenerator selbst und die Verbrennungsgase gelangen in die Turbine. Die Turbine läuft an und die Pumpen beginnen die Treibstoffkomponenten aus den Behältern der Rakete sowohl in den Gasgenerator als auch in die Brennkammern zu fördern. Da sich die im Triebwerk eingesetzten Treibstoffkomponenten beim Kontakt selbstentzünden, werden spezielle Zündeinrichtungen in den Brennkammern und im Gasgenerator nicht angewendet. Die Aufrechterhaltung und Veränderung des Schubverlaufs des Triebwerks kommt auf dem Wege der automatischen Regelung der Arbeitsweise des



Gasgenerators durch die Änderung des Durchsatzes der ihm zuzuführenden Treibstoffkomponenten zustande.

Das Abschalten des Triebwerks geschieht durch die gleichzeitige Unterbrechung (Absperrung) der Förderung von Treibstoffkomponenten in den Gasgenerator und die Brennkammern.

Das Triebwerk besitzt den größten Schub unter allen mit einem Salpetersäureoxydator betriebenen Triebwerken.

ROCKET ENGINE RD-219

RAKETENTRIEBWERK RD-219