

**MOTEURS-
FUSÉES
GDL-OKB
(1929-1969)**

РД-119



**MOTORES
COHETE
GDL-OKB
(1929-1969)**

LES MOTEURS-FUSÉES GDL—OKB

MOTORES COHETE GDL—OKB
(1929—1969)

«Pour le succès de l'entreprise il faut en premier lieu créer un moteur-fusée de haute fiabilité et aux performances élevées.»

«Toute l'attention doit être concentrée sur le moteur-fusées.»

S. P. KOROLEV

Le degré de perfectionnement des moteurs-fusées et les propriétés caractéristiques des structures de fusées représentent un facteur essentiel du succès des vols spatiaux. La vitesse d'éjection d'une fusée est avant tout fonction de la réponse énergétique de son moteur. C'est pourquoi la mise en œuvre de propulseurs suffisamment puissants et d'un fonctionnement sûr est un prélude nécessaire au développement de la construction des fusées ainsi qu'à la mise au point de leurs différentes variantes.

Les premiers propulseurs et fusées de conception soviétique, utilisant la poudre sans fumée, furent étudiés au Laboratoire gazodynamique (GDL) créé près du Département de guerre au début de 1921 à Moscou par l'ingénieur chimiste N. Tikhomirov.

Le Laboratoire mena d'abord ses recherches expérimentales à Léninград puis y transféra toute son activité en 1927. A cette époque le GDL avait déjà mis au point un bloc de poudre sans fumée à base de dissolvant involatil (trotylpyroxyline) utilisable sur des fusées. En 1927—33 furent mises au point des fusées auxiliaires pour avions lourds et légers ainsi que des roquettes de divers calibres et emplois, pouvant servir, en particulier, à l'armement des avions militaires. Après certains affinages ces roquettes furent utilisées durant la guerre de 1941—45 sur des installations à réaction appelées « Katioucha ». Parmi les ingénieurs dont l'art a contribué à la mise au point de ces engins citons N. Tikhomirov, V. Artémiev, B. Piétropavlovsky, G. Languemak, J. Kleimenov, etc.

Le 15 mai 1929 le GDL, pour la première fois en URSS, entreprit des

«Para el éxito de esta operación es necesario, en primer orden, un motor cohete seguro y de alta calidad según sus datos.»

«El centro de la atención está en el motor cohete.»

S. P. KOROLIOV

El nivel de perfección de los motores cohete y las actuaciones constructivas del mismo cohete son los factores determinantes para realizar vuelos en el espacio cósmico. La velocidad obtenida por el cohete depende, en primer lugar, de los parámetros energéticos de sus propulsores. Por esto, la creación de los motores cohete suficientemente potentes y fiables es una etapa inicial de nacimiento de la cohetaría y que permite diseñar cohetes de diferentes clases.

Los primeros motores cohete y proyectiles soviéticos a base de pólvora sin humo se elaboraron en el GDL (Laboratorio de Dinámica de los Gases) del Departamento militar, que fue creado por el ingeniero químico N. I. Tijomirov al principio de 1921, en Moscú.

El laboratorio practicaba sus investigaciones experimentales en Léninград y en 1927 se trasladó completamente a esta ciudad. Para este tiempo en el GDL fue creada la pólvora sin humo de granos compactos a base de un disolvente no volátil (trinitrotolueno de nitrocelulosa) para cohetes. En 1927—33 se elaboró el despegue con el cohete de pólvora de avionetas y aviones pesadas, proyectiles de varios calibres para diferentes aplicaciones, en particular, para armar aviones. Estos proyectiles, después de cierto perfeccionamiento, fueron utilizados durante la guerra de 1941—45 en los lanzacohetes «Katiusha». En estos trabajos participaron principalmente N. I. Tijomirov, V. A. Artemiev, B. S. Petropavlovski, G. E. Languemak, I. T. Kleimenov y otros.

El 15 de mayo de 1929 en el GDL, por primera vez en la URSS, empeza-

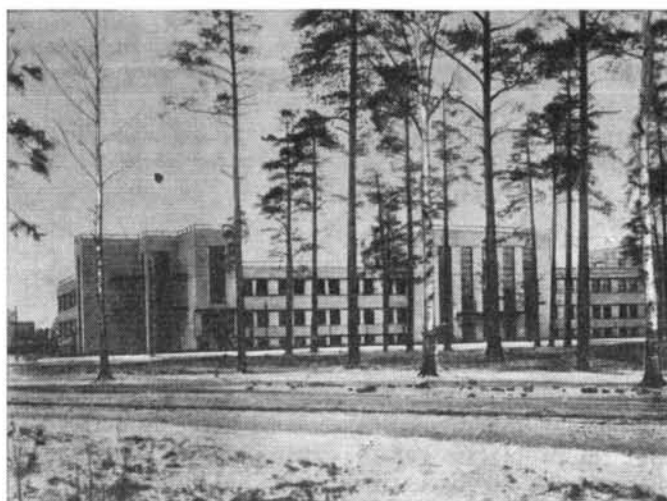


Fig. 1. En 1929—30 la mise en œuvre du moteur-fusée électrique par le GDL s'effectuait dans les locaux de l'Institut Electrophysique (Léningrad, Lesnoïé).

Fig. 1. En 1929—30 la elaboración del MCE se realizaba por el LDG en el edificio del Instituto Electrofísico (Leningrado, Lesnoe).

recherches expérimentales dans le but de mettre en œuvre des propulseurs électriques et à liquide pour fusées.

Un groupe d'ingénieurs, techniciens et mécaniciens de valeur (A. Maly, V. Sérov, I. Koulaguine, E. Kouzmine, E. Pétrou, N. Tchernychov, P. Minaïev, B. Koutkine, V. Youkov, V. Timofeïev, N. Moukhine, I. Pankine, etc.) ont collaboré avec enthousiasme aux recherches menées par le constructeur des moteurs qui était le fondateur du Laboratoire et directeur des travaux de recherche.

En 1929—30 des études théoriques et des essais au laboratoire ont montré qu'en principe la fusée pouvait être mue par un moteur électrique utilisant comme propulsif des conducteurs solides ou liquides (fils métalliques ou jets liquides amenés d'une manière continue) mis en explosion électriquement à une fréquence asservie dans une chambre avec tuyère. L'injecteur et le carter de la chambre de combustion munis d'un isolateur étaient réunis par des fils électriques à un générateur d'impulsion de grande puissance dont les éléments principaux étaient : un transformateur de haut voltage, quatre redresseurs et des condensateurs à l'huile d'une capacité de $4 \mu\text{F}$ chargés à 40 kV. Les propulsifs utilisés étaient des filaments en carbone, des fils

ron a practicar las investigaciones experimentales para crear motores cohete eléctricos (MCE) y motores de propulsante líquido (MCPL).

Junto con el fundador y jefe de estos trabajos, diseñador de propulsores, trabajaban con inspiración los ingenieros, técnicos y mecánicos: A. L. Maly, V. I. Serov, I. I. Kulaguin, E. N. Kuzmin, E. S. Petrov, N. G. Chernishov, P. I. Minaev, B. A. Kutkin, V. P. Yukov, V. A. Timofeev, N. M. Mujin, I. M. Pankin y otros.

En 1929—30 fue demostrada, en general, teórica e experimentalmente la capacidad de trabajar del motor cohete eléctrico que utiliza conductores sólidos o líquidos, como fluido de trabajo, (alambres metálicos alimentados ininterrumpidamente, a sea chorros líquidos) explorados, con la frecuencia preestablecida, en una cámara con tobera por corriente eléctrica. Al inyector y al cuerpo de cámara, separados por un aislador, se conectaron conductores de una instalación de impulso eléctrica de gran potencia. Sus elementos principales fueron: el transformador de alto voltage, cuatro rectificadores y condensadores de aceite de 4 microfaradios, cargados hasta de 40 kV. Se sometieron a explosión hilos de carbón, alambres de aluminio,



Fig. 2. En 1930—32 la mise en œuvre des moteurs-fusées électriques et à propergol liquide par le GDL s'effectuait au Polygone expérimental des artilleurs (Léningrad, Rjevka).

Fig. 2. En 1930—32 la elaboración de los MCE y MCPL se realizaba por el GDL en el edificio del Polígono de investigaciones científicas de Artillería (Leningrado, Rshevka).

d'aluminium, de nickel, de tungstène, de plomb et d'autres métaux aussi bien que des liquides : mercure et électrolytes. En 1932—33 les essais du moteur furent menés sur un pendule balistique.

En 1930 les chercheurs du GDL suggérèrent pour la première fois d'employer comme comburants des moteurs à liquide l'acide nitrique, ses solutions dans du tétr oxyde d'azote, l'eau oxygénée, l'acide perchlorique, le tétranitrométhane et leurs solutions mutuelles et comme combustible le béryllium, le propergol à trois constituants béryllium — oxygène — hydrogène et des poudres contenant des éléments pulvérolents de béryllium, etc.

Des tuyères à profil exponentiel et des revêtements thermiques pour chambres de combustion en bioxyde de zirconium, en oxyde de manganèse ainsi que d'autres compositions ont également été mis au point et essayés sur des moteurs. En 1930—31 le Labo-

rique, volframio, plomo y de otros metales, así como, líquidos: mercurio, electrolitos. En 1932—33 se ensayó un MCE montado en el péndulo balístico.

En 1930, en el GDL fueron practicados, por primera vez, como oxidantes para motores de propulsante líquido: ácido nítrico, sus soluciones con tetróxido de nitrógeno, peróxido de hidrógeno, ácido de cloro, tetranitrometano y sus soluciones, uno en otro; y como combustibles: berilio; propulsante tribásico, berilio con oxígeno y hidrógeno; pólvoras con berilio dispersado y otros.

Fueron elaborados y ensayados en motores los perfiles de tobera exponenciales y recubrimientos termoaisladores de bióxido de circonio, de óxido de magnesio y de otras composiciones, para las cámaras de combustión. En 1930—1931, en el GDL fueron diseñados y fabricados los primeros, en la URSS, motores cohete de propulsante

ratoire étudia et réalisa pour la première fois en URSS des moteurs-fusées à propergol liquide : « OPM », « OPM-1 » et « OPM-2 ». En 1931 furent soumis à plus de 50 essais au banc les moteurs à liquide utilisant du tétróxido d'azote associé à du toluène et de l'essence. A la même époque furent proposés un propergol « hypergolicité », un système d'allumage chimique et une suspension à cardan du moteur à pompes.

En 1931—32 le GDL mit en œuvre et essaya des pompes d'alimentation à piston expérimentales entraînées par des moteurs mus par du gaz soutiré à la chambre de combustion du moteur-fusée et en 1932, une série de propulseurs expérimentaux (de « OPM-4 » à « OPM-22 ») dans le but de mettre au point les dispositifs d'allumage, la méthode d'amorçage et les systèmes d'injection de différents composants du propergol. Durant les essais au banc de ces moteurs-fusées on utilisa comme comburants : l'oxygène liquide, le tétróxido d'azote, l'acide nitrique, des solutions du tétróxido d'azote dans de l'acide nitrique et comme combustible : l'essence, le benzol, le toluène et le kérosène. En 1933 fut réalisée et essayée au banc une série de propulseurs (de « OPM-23 » à « OPM-52 ») munis d'un allumage pyrotechnique et chimique utilisant de l'acide nitrique associé à du kérosène. Les moteurs expérimentaux « OPM-50 » et « OPM-52 » de 150 et 300 kg de poussée respectivement subirent en 1933 des essais d'homologation. La même année fut mis au point un groupe de turbopompes avec centrifugeurs pour l'alimentation en composants liquides du propergol du moteur-fusée d'une poussée de 300 kg.

Les propulseurs électriques et de la série « OPM » furent mis en œuvre dans les ateliers mécaniques du GDL (au Polygone expérimental des artilleurs), dans les ateliers de l'Ecole d'artillerie et de l'Amirauté et ailleurs, et enfin dans les ateliers mécaniques du GDL installés dans la Forteresse Pierre et Paul. Les essais des moteurs électriques furent d'abord effectués à l'Institut Electrophysique (à partir de 1929), puis à la Forteresse Pierre et Paul (à partir de 1933) ; ces essais des moteurs à blocs de poudre

líquido: OPM (motor cohete experimental), OPM-1 y OPM-2. En 1931, fueron practicadas cerca de 50 pruebas de los motores de propulsante líquido empleando tetróxido de nitrógeno con tolueno y gasolina. En el mismo año fue propuesto propulsante de inflamación espontánea, encendido químico y también suspensión cardánica del motor junto con grupos de bombeo montados.

Las bombas de émbolo de propulsante, accionadas por un motor alimentado por los gases que se derivan de la cámara de combustión del motor cohete, fueron elaborados y probadas en 1931—32. Para perfeccionar el tipo de encendido, la puesta en marcha y los sistemas de formación de mezcla, usando diferentes componentes de propulsante, fueron elaborados y ensayados, en 1932, construcciones de los motores experimentales (desde OPM-4 hasta OPM-22). En el proceso de ensayos en el banco de estos motores se emplearon como oxidante: oxígeno líquido, tetróxido nítrico, soluciones del tetróxido nítrico en ácido nítrico; y como combustible: gasolina, benceno, tolueno, keroseno. En 1933 fueron fabricados y ensayados en el banco los motores cohete (de OPM-23 a OPM-52) con propulsante de ácido nítrico y keroseno. En 1933 pasaron las pruebas en el banco oficiales los motores experimentales OPM-50, un empuje de 150 kg, y OPM-52, un empuje de 300 kg. Fue elaborada también una turbobomba centrífuga para suministrar los componentes de propulsante líquido al motor con un empuje de 300 kg.

Los propulsores MCE y los de la serie OPM se fabricaban en los talleres de maquinaria del GDL situados en el Polígono científico experimental de Artillería, en los talleres de la Escuela de Artillería y del Almirantazgo Principal y de otros, y, por fin, en los talleres de maquinaria del GDL en la Fortaleza de Pedro y Pablo. Los ensayos del MCE se practicaron en el Instituto electrofísico (desde 1929), y luego en la Fortaleza de Pedro y Pablo (desde 1933). Las pruebas de los motores cohete de pólvora sin humo en granos con el fin de perfeccionar los perfil y grado de expansión óptimas de

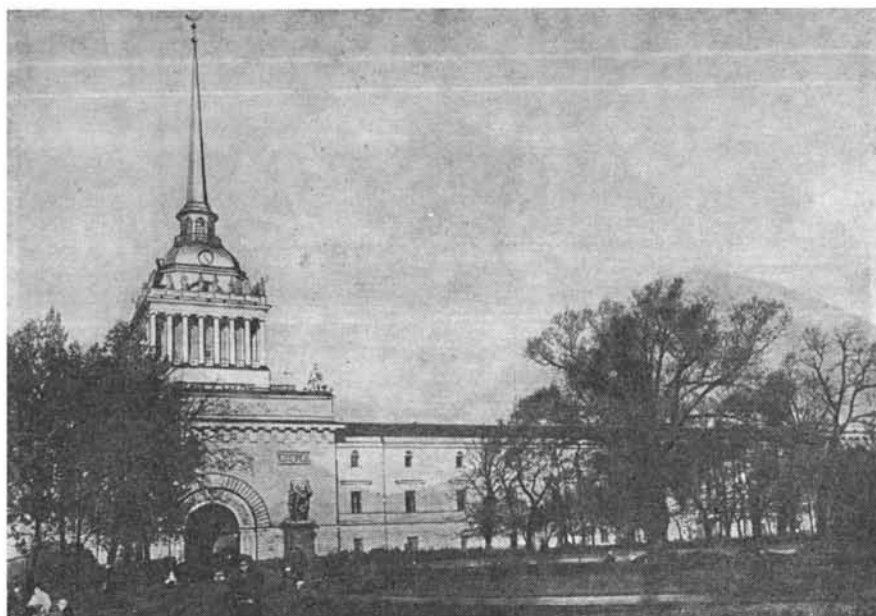


Fig. 3. Le Bureau d'étude des moteurs-fusées électriques et à propergol liquide du GDL occupait durant les années 1932—33 le deuxième étage à droite de l'arc du bâtiment de l'Amirauté (Léningrad).

Fig. 3. En el Almirantazgo Principal, a la derecha del arco, en el segundo piso, en 1932—33 se situaba la oficina de diseños del GDL que elaboraba proyectos de MCE y MCPL (Leningrado).

sans fumée dans le but d'affiner le profil optimal et l'évasement de la tuyère, l'isolement céramique des chambres, le système d'alimentation en propergol liquide sous l'effet des gaz soutirés aux chambres de combustion ainsi que d'autres structures du moteur à liquide furent réalisés au banc du GDL au Polygone expérimental des artilleurs (en 1930); les moteurs de la série « OPM » furent essayés aux bancs du GDL d'abord sur le polygone des artilleurs (à partir de 1931), puis à la Forteresse Pierre et Paul (jusqu'à la fin de 1933).

En été 1932 et au mois de janvier 1933 le GDL a reçu la visite des dirigeants du GIRD, organisation pour l'étude de fusées créée à Moscou au mois de juin 1932 par arrêté du Présidium du Conseil Central de l'OSOAVIAKHIME (le GIRD avait obtenu un local dans la cave de l'immeuble situé au n° 15 de la rue Sadovo-Spasskaïa et deux machines-outils). Parmi les visiteurs citons : S. Korolev, chef du GIRD, F. Tsander, M. Tikhonravov, I. Pobiédonostsev, etc. On leur démontra le fonctionnement au banc du

la tobera, termoaislamiento cerámico de la cámara, sistemas de alimentación de propulsante líquido por medio de los gases derivados de la cámara de combustión y otros elementos de la estructura del MCPL, se realizaron en el banco del GDL en el Polígono científico experimental de Artillería (en 1930). En este Polígono (desde 1931) y después en la Fortaleza de Pedro y Pablo (hasta el fin de 1933) se practicaron las pruebas de fuego de los MCPL de la serie OPM.

En el verano de 1932 y en enero de 1933 al GDL llegaron los jefes del GIRD (Grupo del Estudio de Movimiento a reacción) creado en junio de 1932 según la resolución del C.C. del Presidium de la Sociedad de cooperación con defensa y construcción de aviación y química (ASOVIAJIM) para diseñar y elaborar cohetes (GIRD recibió un local de trabajo en el sótano de la casa N19 en la calle Sadovo-Spasskaya y dos máquinas herramientas). Entre los llegados se encontraban: jefe del GIRD S. P. Korolev, F. A. Tsander, M. K. Tikhonravov, Yu. A. Pobedonostsev y otros. Les demostró

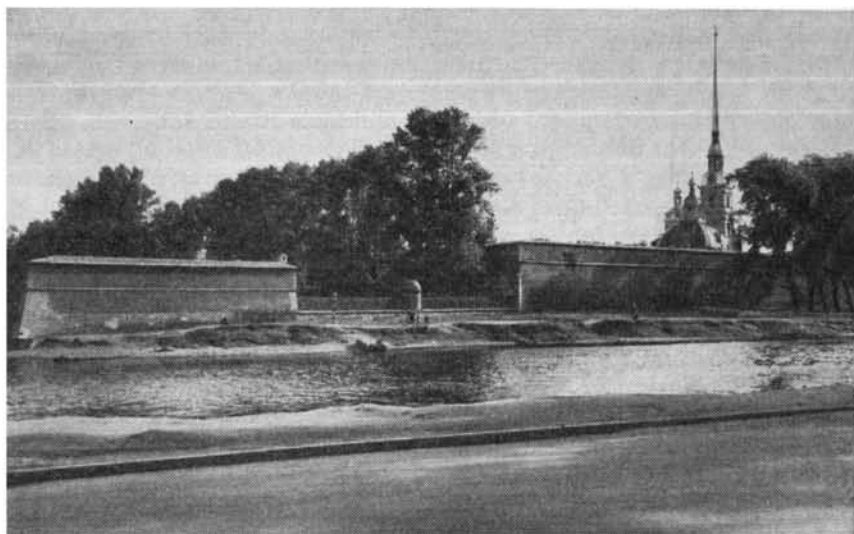


Fig. 4. Les bancs d'essais des moteurs-fusées électriques et à propergol liquide et les ateliers mécaniques du GDL se disposaient dans le fortin Joannovsky de la Forteresse Pierre et Paul.

Fig. 4. En la Fortaleza de Pedro y Pablo, en el Ravelino de Joann, en 1932-33, se encontraba la estación de pruebas de los MCE y MCPL, y talleres de maquinaria de GDL (Leningrado).

moteur à liquide. Ce fut la première rencontre des collaborateurs du GDL et du GIRD qui amorça leur coopération future. Durant tout le tiers du siècle toutes les fusées ailées, roquettes d'avion, fusées de longue portée et de portée intercontinentale, les puissantes fusées météorologiques et géophysiques, de même que toutes les fusées spatiales conçues par S. Korolev furent équipées de moteurs élaborés par les constructeurs de talent formés au GDL de Léningrad.

V. Vetchinkine, professeur de l'Institut Aérohydrodynamique (ZAGI) après avoir visité le GDL en 1932 et assisté aux essais au banc du moteur « OPM-9 » avait déclaré : « Le Laboratoire a accompli la majeure partie des travaux relatifs à la mise en œuvre de la fusée, autrement dit de son propulseur à liquide. De ce point de vue les réalisations du Laboratoire sont excellentes ».

Après avoir assisté au début de 1933 à des essais au banc d'un moteur-fusée le chef de l'armement de l'Armée Rouge M. Toukhatchevsky, dont le GDL relevait, avait hautement apprécié les réalisations de cette organisation. Deja l'année d'avant, en 1932, dans une lettre adressée au Chef de l'Acadé-

el trabajo de MCPL en el banco. Así, tuvo lugar el primer encuentro de los colaboradores del GDL y del GIRD que fundó una base para el trabajo colectivo ulterior. Durante un tercio de siglo en todos los cohetes alares, cohetes para aviones, cohetes de gran alcance e intercontinentales, potentes meteorológicos y geofísicos, y al fin en todos los cósmicos, diseñados por S. P. Korolev, fueron instalados motores cohete que se creaban los constructores ingeniosos de motores cohete que llegaron a ser del GDL de Leningrado.

El profesor V. P. Vetchinkin del Instituto Central de aerohidrodinámica (TsAGI) en diciembre de 1932 visitó al GDL y asistió durante la prueba en el banco del motor cohete de propulsante líquido OPM-9. En su referencia escribió: «En el GDL ha sido cumplida la parte fundamental del trabajo para crear un cohete, es decir, el motor cohete de propulsante líquido... De este lado, los adelantos del GDL hay que considerarlos brillantes».

A principios de 1933 el Jefe de Armamentos del Ejército Rojo M. N. Tujachevsky, al que fue subordinado el GDL, asistió a una prueba en el banco

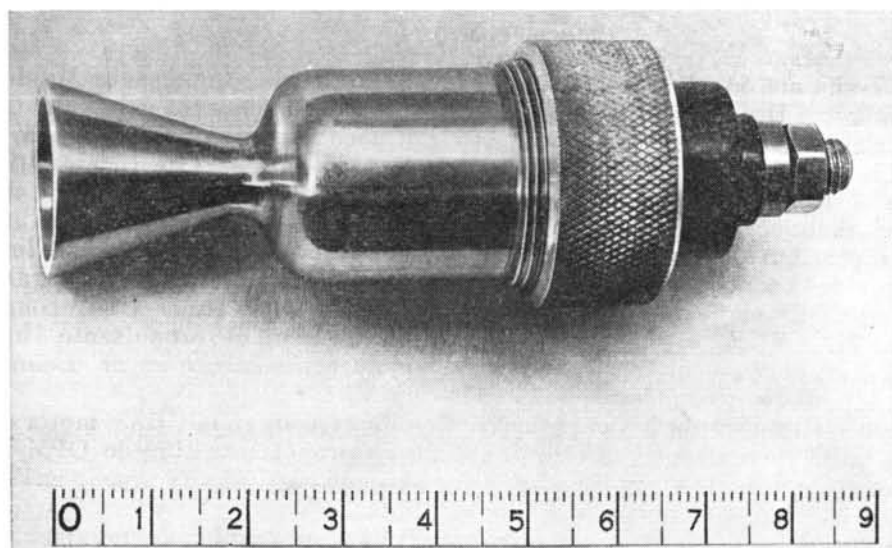


Fig. 5. Le premier au monde propulseur électrique expérimental du genre électrothermique, mis au point par le GDL en 1929—33.

Fig. 5. Primer en el mundo motor cohete eléctrico (MCE), tipo electotérmico, elaborado en el GDL en 1929—33.

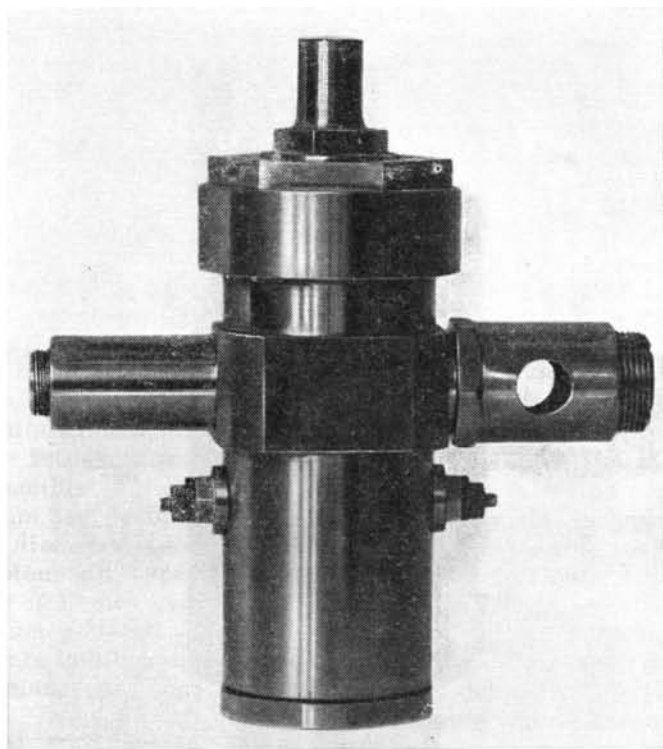


Fig. 6. « OPM » — moteur-fusée expérimental utilisant un propergol liquide à un seul constituant : solution de benzol, toluène et essence dans du tetroxyde d'azote. En 1931 le moteur avait subi près de 50 essais au banc. La chambre de combustion est dotée d'un jeu de buses, d'un dispositif d'allumage, d'un appareil de mesure de pression et d'une soupape de sûreté.

Fig. 6. OPM, motor cohete experimental de propulsante líquido: disolución de benceno, tolueno, gasolina en tetróxido de nitrógeno. En 1931 fueron realizados cerca de 50 ensayos de fuego en el banco. La cámara de combustión fue equipada con juego de toberas, dispositivo de encendido, manómetro y válvula de seguridad.

mie Technique de l'Armée Rouge il écrivait : « Des perspectives d'une importance particulière sont liées aux expériences portant sur le moteur-fusée à liquide réalisé ces derniers temps au Laboratoire ».

Le premier moteur-fusée à propergol liquide expérimental « OPM-1 » fut créé en URSS en 1930 et construit en 1930—31.

Il était conçu pour fonctionner un court laps de temps au tétróxide d'azote avec du toluène ou à l'oxygène liquide avec de l'essence. En brûlant de l'oxygène liquide et de l'essence le moteur développait une poussée d'environ 20 kg.

Les surfaces intérieures de la chambre de combustion et de la tuyère qui étaient en acier reçurent un placage de

del motor de propulsante líquido y apreció altamente los éxitos del GDL. Un poco antes, en 1932 en su carta al jefe de la Academia de Técnica Militar del Ejército Rojo de Obreros y Campesinos M. N. Tujachevsky comunicó: «Las perspectivas especialmente importantes están enlazadas con trabajos experimentales en el GDL sobre el motor cohete de propulsante líquido creado últimamente en el Laboratorio».

El primer, en la URSS, motor cohete de propulsante líquido OPM-1 fue diseñado en 1930 y fabricado en 1930—1931.

Fue destinado a trabajar corto tiempo con el propulsante líquido: tetróxido de nitrógeno y tolueno o oxígeno líquido y gasolina. Al traba-

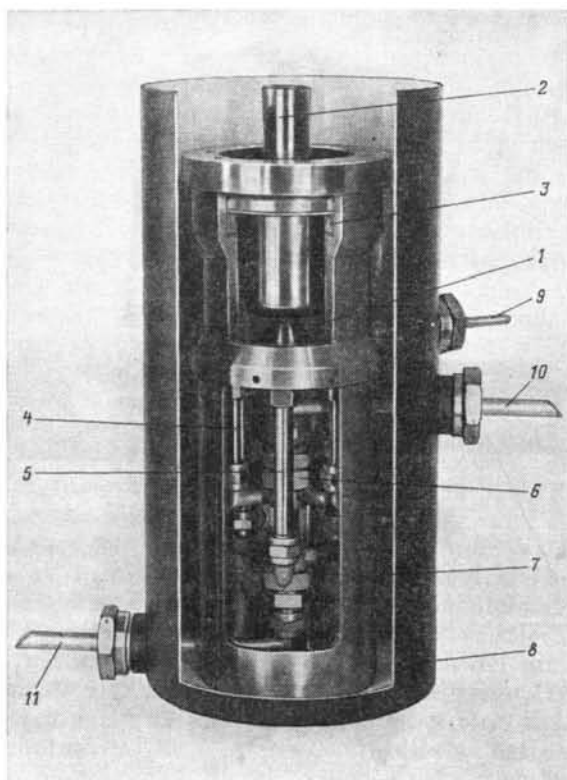


Fig. 7. « OPM-1 ». Le premier moteur-fusée à liquide de conception soviétique, mis en œuvre par le GDL en 1930—31 (la chemise, la chambre de combustion et le cylindre d'appui sont écorchés) :

1 — chambre de combustion ; 2 — tuyère ; 3 — étanchéité en double couteau du couvercle et de la tuyère ; 4 — injecteurs de combustible ; 5 — injecteurs de comburant ; 6 — soupapes de retenue avec filtres ; 7 — cylindre d'appui ; 8 — chemise ; 9 — prise de pression de la chambre de combustion ; 10 — admission du combustible ; 11 — admission du comburant.

Fig. 7. OPM-1. Primer motor cohete de propulsante líquido creado en el GDL, en 1930—31, (camisa, cámara de combustión y cilindro de apoyo están cortadas):

1, cámara; 2, tobera; 3, empaquetadura doble, tipo de cuchillo, entre la tapa y tobera; 4, inyectores de combustible; 5, inyectores de oxidante; 6, válvulas de retorno (hidráulicas); 7, cilindro de apoyo; 8, camisa; 9, nipple para medir la presión en la cámara de combustión; 10, entrada del combustible; 11, entrada del oxidante.

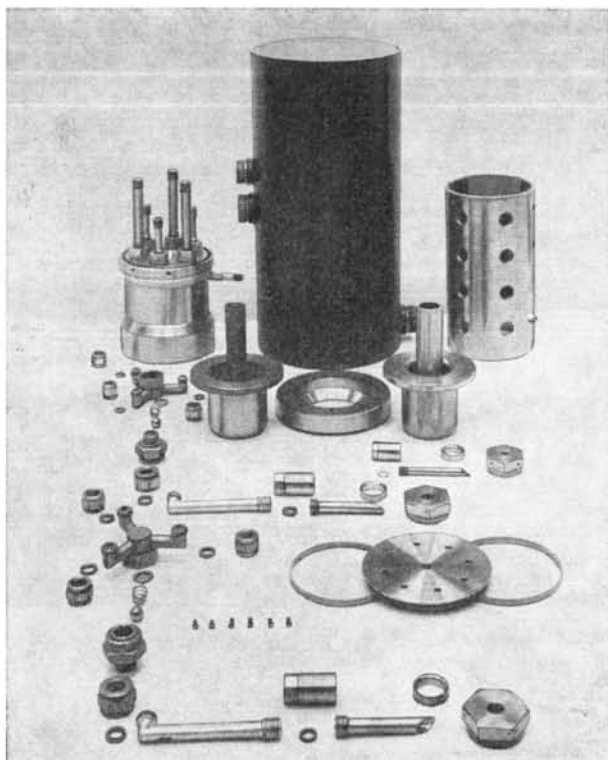


Fig. 8. Vue éclatée du moteur « OPM-1 ».

Fig. 8. Despiece del motor OPM-1.

cuiivre rouge tandis que les surfaces cuivrées de six injecteurs à trou furent recouvertes par galvanisation d'une fine couche d'or afin de les prémunir des attaques de la corrosion.

Les trous des injecteurs de comburant et de combustible comportaient des soupapes de retenue à ressort avec filtres. La chambre de combustion était munie d'un jeu de buses de 10, 15, 20 mm de diamètre. Le refroidissement du moteur du type statique était assuré par de l'eau versée dans la chemise. L'allumage était obtenu à l'aide d'une ouate imbibée de combustible et inflammée par une mèche lente.

Le propergol était amené depuis les réservoirs sous la pression de l'azote comprimé. Au cours des essais du moteur la tuyère était dirigée vers le haut. Le « OPM-1 » comportait 93 organes ou pièces.

Les moteurs « OPM-4 », « OPM-5 », « OPM-9 » et « OPM-12 » mis en œuvre en 1932 furent essayés au banc plusieurs dizaines de fois dans le but de

rejar con oxígeno líquido y gasolina desarrollaba un empuje de hasta 20 kg.

Las superficies interiores de la cámara de combustión y de la tobera, practicadas de acero, se plaquearon con cobre rojo. Las superficies de cobre de seis inyectores a chorro tenían dorado galvánico para asegurar la resistencia a la acción corrosiva de los componentes de propulsante.

En la entrada de los inyectores de oxidante y de combustible se instalaron válvulas de muelle hidráulicas con filtros. La cámara de combustión fue dotada de un juego de toberas con diámetro del orificio de 10, 15, 20 mm. La refrigeración del motor fue estática por agua llenada en camisa. El encendido se realizó con algodón mojado en propulsante y mecha Bickford.

El suministro de los componentes de propulsante de los tanques a la cámara se realizaba por medio de nitrógeno comprimido. Se experimentó con tobera dirigida hacia arriba. OPM-1 consta de 93 piezas.

Para investigar problemas del encen-

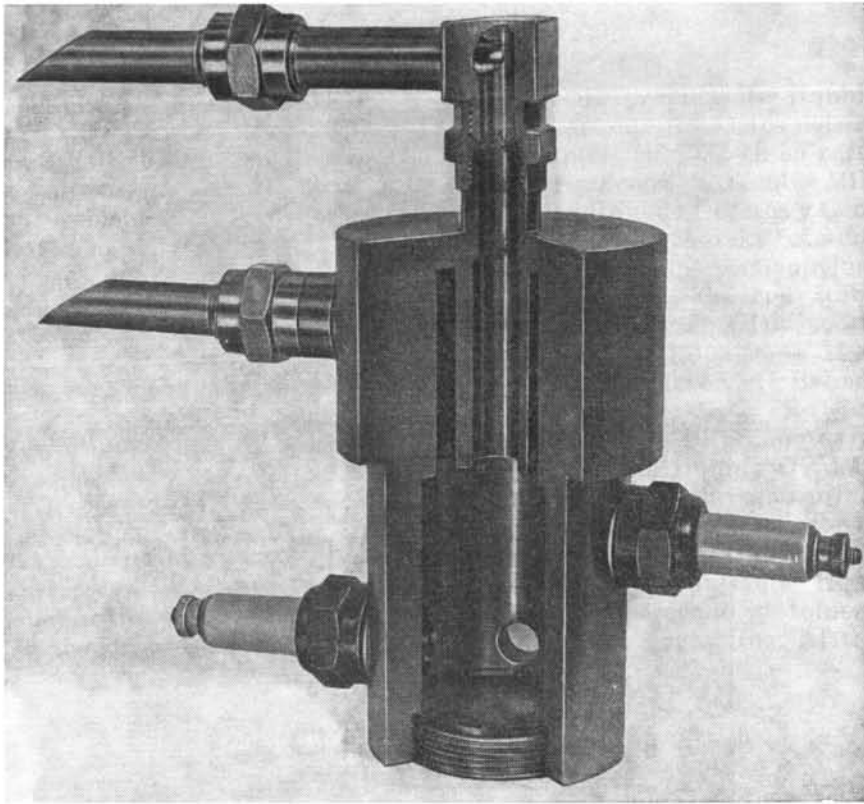


Fig. 9. Moteur « OPM-4 » avec injecteurs à fentes.

Fig. 9. Motor cohete OPM-4 con los inyectores de ranura.

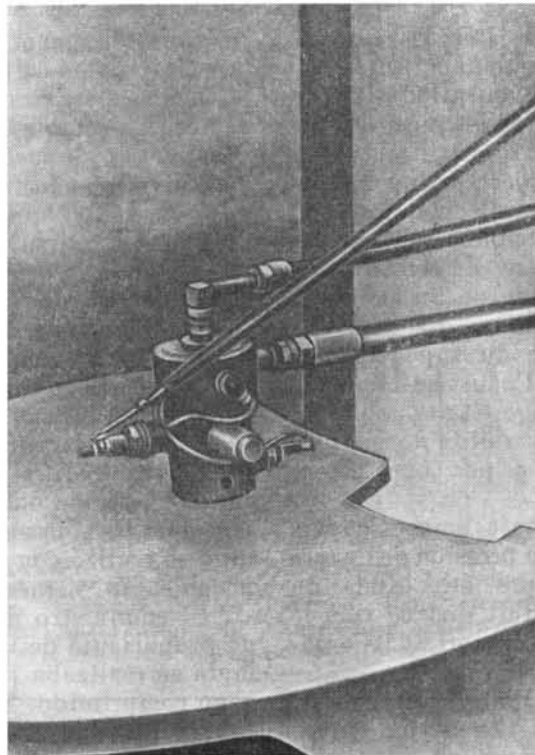


Fig. 10. Moteur « OPM-5 » avec injecteurs à trous et fentes.

Fig. 10. Motor cohete OPM-5 con los inyectores de ranura a chorro.

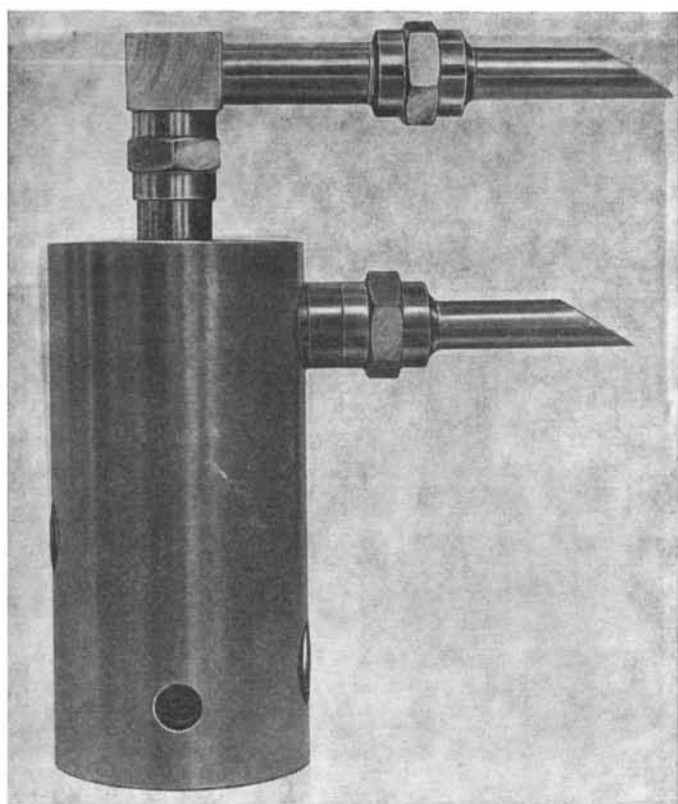


Fig. 11. Moteur « OPM-8 » avec injecteurs à trous.

Fig. 11. Motor cohete OPM-8 con los inyectores a chorro.

rechercher les méthodes d'allumage, d'amorçage et d'injection des composants de divers proergols. On utilisait comme comburant: l'air liquide, l'oxygène liquide, l'acide nitrique, le tétróxide d'azote et les solutions du tétróxide d'azote dans de l'acide nitrique et comme combustible: l'essence, le mélange de 50% d'essence avec 50% de benzol, le toluène. La pression dans la chambre de combustion atteignait 50 atm; la durée des essais était de 1 mn. Allumage: par décharge électrique et explosifs (blocs de poudre, nitrato-métalliques pour des comburants de température d'ébullition élevée et blocs en trotyl-pyroxylene pour des comburants cryogènes). Le diamètre intérieur des chambres de combustion cylindriques (en acier) des « OPM-4 » à « OPM-8 » était de 40 mm. La chambre de combustion en acier du « OPM-9 » d'un diamètre et d'une hauteur de 90 mm était recouverte à l'intérieur d'une couche d'iso-

dido, arranque y formación de mezcla de los componentes de diferentes propulsores fueron creados motores OPM-4, OPM-5, OPM-8, OPM-9 y OPM-12 que pasaron algunas decenas de ensayos de fuego en 1932. Se usaron como oxidante: aire y oxígeno líquidos, ácido nítrico, tetróxido de nitrógeno y su disolución en ácido nítrico; y como combustible: gasolina, mezcla de 50% de gasolina y benceno, tolueno. La presión en la cámara alcanzaba a 50 atm, tiempo de experimento, de hasta 1 min. El encendido se realizaba mediante bujías eléctricas y medios pirotécnicos (granos: nitrato-metálicos para oxidantes de alto punto de ebullición y de tolueno con piroxilina para los criogénicos). El diámetro inferior de las cámaras de combustión cilíndricas de OPM-4-8 fue igual a 40 mm. La cámara de combustión de acero de OPM-9, con el diámetro interior y la altura iguales a 90 mm, fue recubierta por interior con termoaislación cerámica de espesor

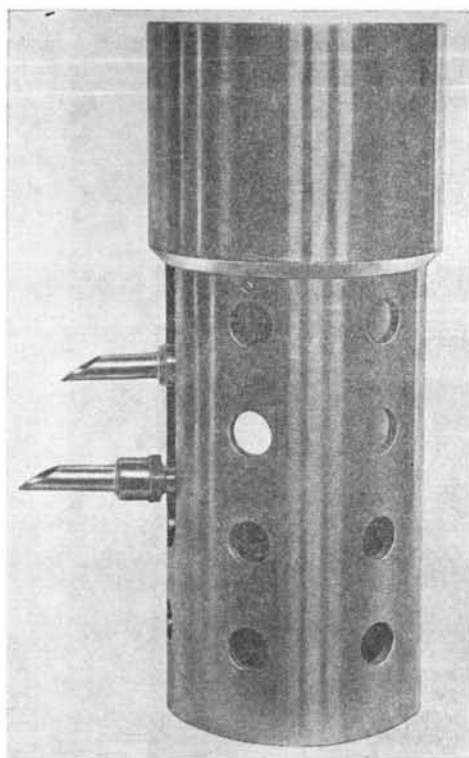


Fig. 12. Moteur « OPM-9 » avec injecteur à trous.

Fig. 12. Motor cohete OPM-9 con inyector-
es centrífugos dotados.

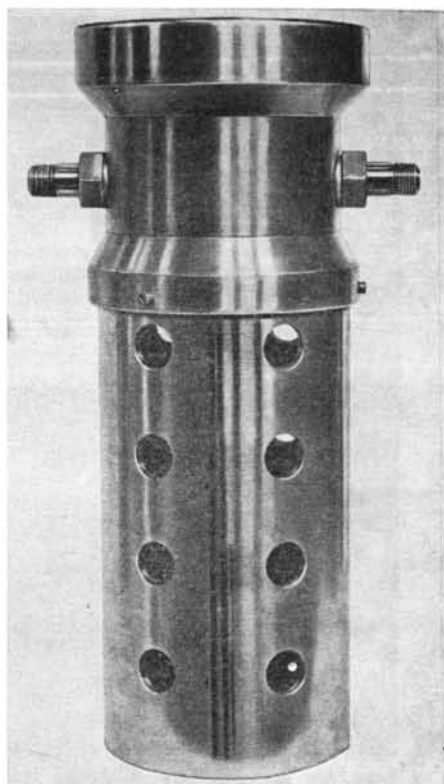


Fig. 13. Moteur « OPM-12 » avec injecteurs
centrifuges munis de soupapes de retenue.

Fig. 13. Motor cohete OPM-12 con inyector-
es centrífugos dotados de válvulas de retorno.

lacion thermique épaisse de 10 mm (bioxyde de zirconium ou oxyde de magnésium avec verre soluble), la tuyère portait un placage de cuivre rouge épais de 8 mm; le diamètre du col de la tuyère était de 15 mm. La chambre de combustion et la tuyère du « OPM-12 » étaient de dimensions analogues à celles du « OPM-9 » et comportaient un placage de cuivre rouge.

Le moteur « OPM-50 » de 150 kg de poussée, à allumage chimique et brûlant de l'acide nitrique et du kérosène était destiné à la fusée « 05 ». Il fut plusieurs fois essayé au banc et en 1933 passa ses essais de réception. Sa chambre de combustion en acier de 120 mm de diamètre intérieur possédait une tuyère conique avec des nervures en spirale et un couvercle refroidis par la régénération de l'acide; le col de la tuyère avait 23 mm de diamètre. La chambre comportait quatre injecteurs centrifuges avec des soupapes de retenue.

de 10 mm (bioxyde de zirconio o óxido de magnesio con vidrio soluble), la tobera fue plaqueada por cobre rojo de 8 mm de espesor; el diámetro del orificio de la tobera igualó a 15 mm. La cámara de combustión y la tobera de OPM-12, de iguales dimensiones como las de OPM-9, se plaquearon con cobre rojo.

El motor cohete OPM-50, con un empuje de 150 kg, para el propulsante de ácido nítrico y keroseno y con encendido químico fue destinado al cohete 05. Pasó las pruebas de entrega en el banco en 1933. Permitía realizar las pruebas repetidas. La cámara de combustión cilíndrica y de acero, con al diámetro interior de 120 mm, tenía la tapa y la tobera cónica espiralmente acostillada que se refrigeraban mediante regeneración; el diámetro de seccion crítica de la tobera fue igual a 23 mm. La cámara fue equipada por

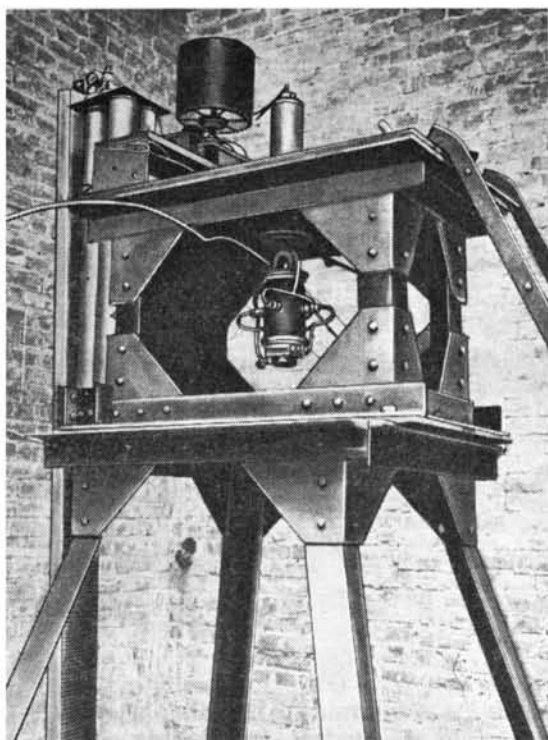


Fig. 14. Moteur « OPM-50 » au banc d'essai.

Fig. 14. Motor OPM-50 en el banco de pruebas.

Le moteur « OPM-52 » de 300 kg de poussée, à allumage chimique, brûlant de l'acide nitrique et du kérosène était destiné à des fusées et des torpilles marines. En 1933 il passa les essais de réception. Impulsion spécifique : 210 s ; pression dans la chambre de combustion : 25 atm. La chambre de combustion cylindrique en acier d'un diamètre intérieur de 120 mm et à tête sphérique possédait un système de refroidissement intérieur, tandis que son couvercle et la tuyère étaient refroidis par régénération de l'acide.

La tuyère était de forme conique (20°) avec un col de 32 mm de diamètre. Les injecteurs avec soupapes de retenue étaient au nombre de 6. Poids du moteur : 14,5 kg.

A la fin de 1933 les chercheurs du GDL et du GIRD furent englobés dans l'Institut de recherches scientifiques sur la propulsion par réaction (RNII) dirigé par les anciens chefs du GDL I. Kleimenov puis G. Langemak ; à la fin de 1933 S. Korolev fut nommé directeur adjoint de l'Institut. On vit se créer au sein du RNII un

quatre injecteurs centrifuges avec vannes de retour.

El motor cohete OPM-52, con un empuje de 300 kg, para propulsante de ácido nítrico y keroseno, con el encendido químico, debía utilizarse en los cohetes y torpedos marítimos. En 1933 pasó las pruebas de entrega en el banco. OPM-52 tenía el impulso específico, 210 seg, la presión en la cámara de combustión, 25 atm. La cámara de acero cilíndrica, con el diámetro interior 120 mm y cabezal esférico, se refrigeraba por interior; la tapa de la cámara y la tobera con acostillado espiral, por regeneración, por el ácido.

La tobera era cónica (20°) con el diámetro de la sección crítica de 32 mm. Tenía seis inyectores con válvulas hidráulicas. Peso, 14,5 kg.

Al final de 1933 los colectivos del GDL y del GIRD fueron unidos en el Instituto de Investigación Científica del Movimiento de Reacción RNII a cuya cabeza se colocó la dirección del GDL; I. T. Kleimenov y después G. E. Langemak. En aquél tiempo S. P. Korolev fue subjefe del RNII.

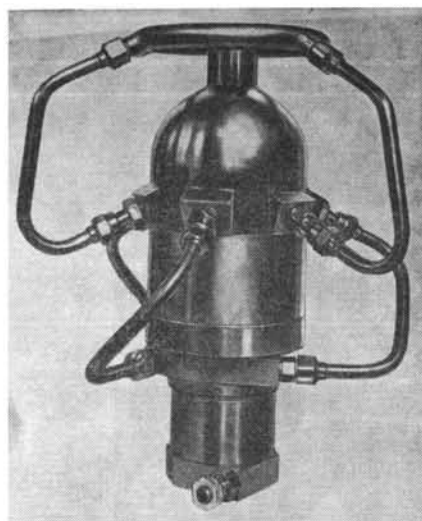


Fig. 15. Moteur « OPM-52 ».

Fig. 15. Motor OPM-52.

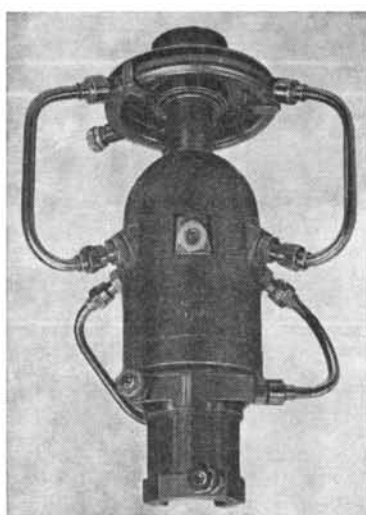


Fig. 16. Moteur « OPM-64 ».

Fig. 16. Motor OPM-64.

groupe de chercheurs très féconds auquel on doit une série de fusées expérimentales balistiques et ailées et des moteurs pour ces dernières.

Un groupe de constructeurs de moteurs à liquide issu du GDL mit au point au RNII (1934—38) une série de moteurs expérimentaux de l'« OPM-53 » à l'« OPM-102 » utilisant de l'acide nitrique et du tétranitrométhane comme comburant ainsi que le premier générateur de gaz « ГГ-1 » de conception soviétique.

Le moteur « OPM-64 » de 150 kg de poussée et de 216 s d'impulsion spécifique utilisant de l'acide nitrique associé à du kérosène passa avec succès en 1936 les essais au banc.

Le moteur « OPM-65 » d'une poussée variant de 50 à 175 kg et réglable en vol et d'une impulsion spécifique de 210 à 215 s, brûlant de l'acide nitrique et du kérosène était destiné à la fusée plane « ПИ-318 » et à la fusée ailée « 212 » mise en œuvre par S. Korolev. Le moteur passa les essais d'homologation en 1936. C'était le meilleur moteur de conception soviétique pour l'époque. Son système de démarrage était automatique ou à main. Il fut amorcé avec succès jusqu'à 50 fois et fonctionna au total près de 30 mn. La pression dans la chambre de combustion était de 25 atm. Les chambres de combus-

En este Instituto se formó un colectivo creador de cohetes soviéticos que creyó una serie de cohetes experimentales, balísticos, alares y propulsores para ellos.

El colectivo de especialistas del MCPL fundado en el GDL, elaboró en el RNII (1934—1938) una serie de motores experimentales desde OPM-53 hasta OPM-102 para ácido nítrico y tetranitrometano como oxidantes, y el primer generador de gas (gasógeno) soviético ГГ-1 (GG-1).

El motor cohete OPM-64, con un empuje de 150 kg, el impulso específico de 216 seg., para propulsante de ácido nítrico y keroseno, en 1936 pasó con éxito las pruebas en el banco.

El motor OPM-65, con el empuje controlado de 50 kg a 175 kg e impulso específico de 210—215 segundos, de propulsante de ácido nítrico y keroseno, fue destinado para el planeador cohete ПИ-318 y cohete alar «212» construidos por S. P. Korolev. Las pruebas oficiales en el banco pasó en 1936. El motor cohete OPM-65 fue mejor propulsor soviético de aquel tiempo. Sostenía arranque múltiple (hasta 50), funcionando hasta de 30 minutos, con arranque automático y a mano. La presión en la cámara de combustión, 25 atm. La cámara de combustión (diámetro interior,

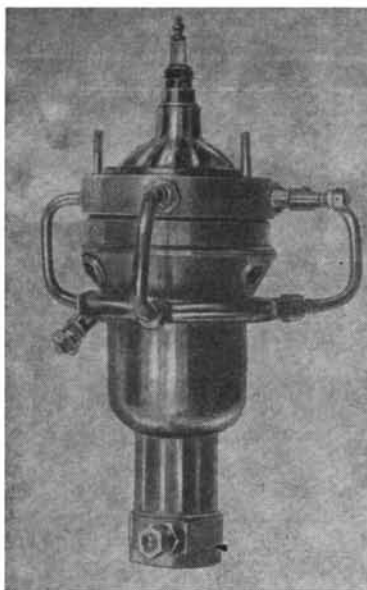


Fig. 17. Moteur « OPM-65 ».

Fig. 17. Motor OPM-65.

tion en acier (d'un diamètre intérieur 100 mm) et la tuyère conique à 20° (au col de 23 mm) possédaient des nervures en spirale, le refroidissement s'opérant par régénération de l'acide. Les injecteurs étaient au nombre de trois par composant et du type centrifuge. L'amenée du propergol se faisait sous pression d'un gaz comprimé.

En 1935—36 fut mis au point et en 1937 passa ses essais d'homologation le premier générateur de gaz «ГГ-1» conçu pour entraîner une turbine ou un moteur à piston. Son débit était de 40 à 70 l/s sous 20—25 atm et à 450° à 580° C, la température maximale atteignant 800° C. Il avait fonctionné des heures durant à l'acide nitrique et au kérosène avec injection d'eau en fournissant un gaz neutre pur. Son démarrage était automatique. En 1937 on élabora le projet d'un générateur de gaz plus puissant «ГГ-2» (débit : 100 l/s sous 30 atm et à 450—600° C).

Le responsable des travaux sur le moteur-fusée à liquide à GDL (1929—33) puis à RNII (1934—38) fonda en 1939 un organisme autonome qui par la suite (depuis 1941) devient le Bureau d'Etudes Expérimentales (OKB) pour les moteurs-fusées à liquide. A côté du Constructeur Général des moteurs à l'OKB ont collaboré à l'époque en qualité d'adjoint S. Korolev (essais en vol 1942—46), G. Giritsky, D. Se-

100 mm) y la tobera cónica (20°) (diámetro de la sección crítica, 23 mm), fabricadas de acero, fueron dotadas con acostillado espiral, refrigeración de regeneración por oxidante. Los inyectores fueron centrífugos, tres para cada componente. El suministro de propulsante se practicaba por gas comprimido.

En 1935—36 fue elaborado y en 1937 pasó las pruebas oficiales en el banco el primer gasógeno ГГ-1 destinado para accionamiento de la turbina o del motor de émbolo. El rendimiento de ГГ-1 fue de 40—70 litros del gas por segundo a 20—25 atm y 450—580° C y a la temperatura máxima hasta de 800° C. Trabajaba algunos horas, usando ácido nítrico y keroseno con inyección de agua, y produciendo un gas puro neutral; la puesta en marcha, automática. En 1937 fue diseñado generador de gas más potente ГГ-2 (rendimiento 100 l/seg del gas a 30 atm y 450—600° C).

En 1939 por el jefe de los trabajos con MCPL en el GDL (1929—33) y que continuaba este trabajo en el RNII (1934—38), fue creada una organización independiente que luego se convirtió en la (OKB) Oficina de Diseños y experimentos para MCPL (desde 1941). En aquel tiempo, en la OKB como subjefes trabajaban: S. P. Korolev (de pruebas de vuelo, en

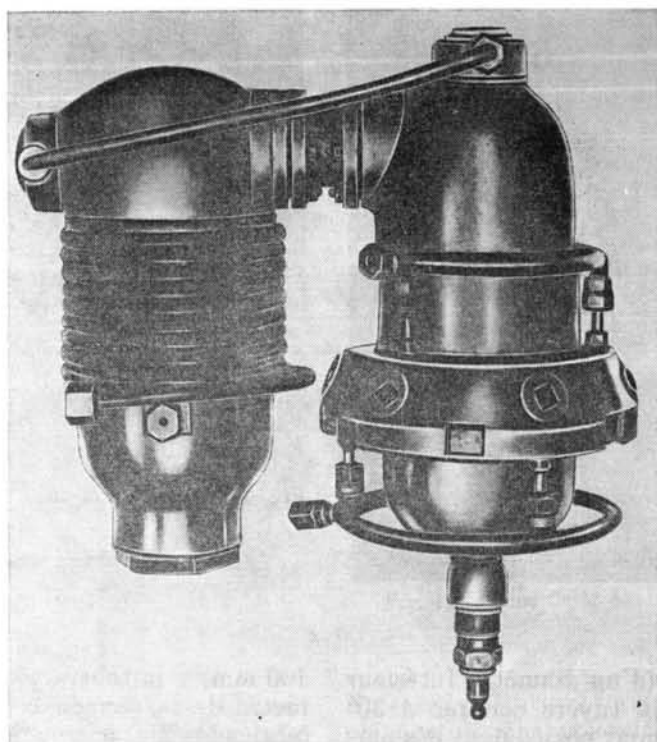


Fig. 18. Générateur de gaz « ГГ-1 ». Fig. 18. Gasógeno ГГ-1.



Fig. 19. Fusée ailée à guidage automatique « 212 » avec le moteur « OPM-65 ». Elle fut essayée 13 fois au sol en 1937—38 et 2 fois en vol en 1939.

Fig. 19. Cohete alar, con mando automático, «212»; con motor OPM-65, paso, en 1937—38, 13 pruebas de fuego en la Tierra y, en 1939, dos pruebas de vuelo.

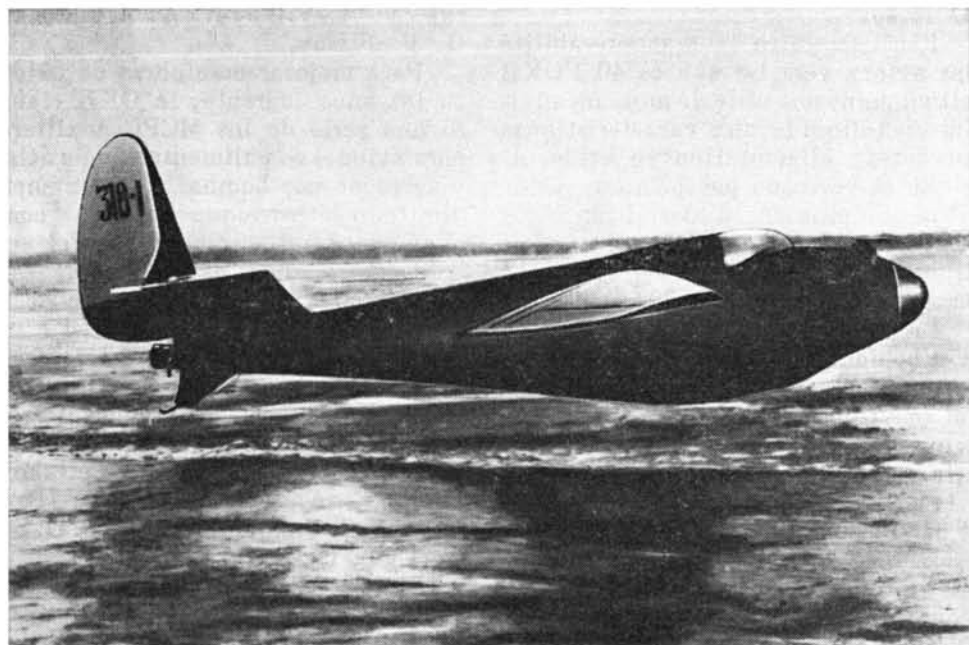


Fig. 20. Fusée plane « PII-318-1 » essayée en 1937—38 avec le moteur « OPM-65 » 30 fois au sol. Equipée de la version « OPM-65 » elle réalisa un vol en 1940.

Fig. 20. Cohete planeador PII-318-1. En 1937—38 pasó 30 pruebas de fuego en la Tierra con OPM-65. En 1940 realizó el vuelo con el motor que fue una modificación de OPM-65.

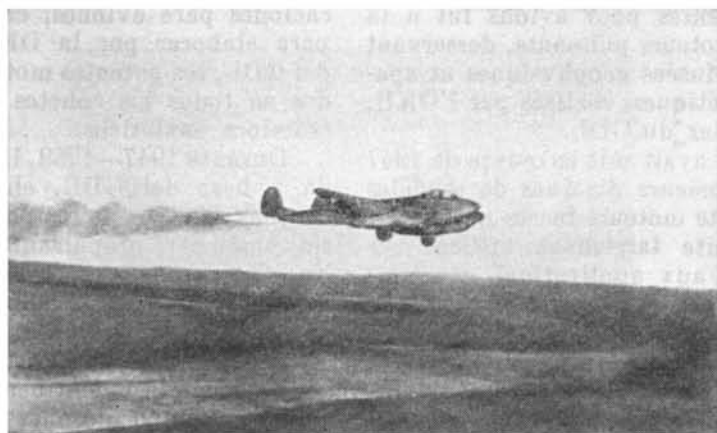


Fig. 21. Avion « Пе-2 » avec moteur « РД-1 » en marche (1943). L'avion totalisa 169 lancements avec les moteurs « РД-1 » et « РД-1Х3 » (1943—45).

Fig. 21. Avión Пе-2 con motor cohete РД-1 (1943) que funciona.

vrouk, V. Vitka, N. Artamonov, G. Firsov.

Pour accroître la manœuvrabilité des avions vers les années 40 l'OKB mit au point une série de moteurs auxiliaires à liquide aux caractéristiques suivantes : alimentation au acide nitrique et kérosène par pompes, possibilité de procéder à des démarrages complètement automatisés un nombre illimité de fois, poussée variable avec un maximum au sol de 300 à 900 kg.

En plus des essais de mise au point et d'homologation ces moteurs subirent en 1943—46 des essais au sol et en vol (environ 400 démarrages) sur des avions conçus par V. Pietliakov «Пе-2», par S. Lavotchkine «Ля-7P» et «120P», par A. Yakovlev «Як-3» et par P. Soukhoï «Cy-6», «Cy-7».

Le «PД-1» à une chambre (poussée 300 kg) et le «PД-3» à trois chambres (poussée 900 kg) possédaient un dispositif d'allumage éthère-air s'inflammant d'une bougie à incandescence, quant aux moteurs à une chambre «PД1X3» (poussée 300 kg) et «PД-2» (poussée 600 kg), ils étaient munis d'un allumage chimique amorcé par le liquide de démarrage (combustible : carbonyle). Pression dans la chambre de combustion : 22,5 atm, durée de service jusqu'à la première révision : 1 h. Impulsion spécifique au sol : 200 s.

La riche expérience acquise durant la mise en œuvre des moteurs à liquide de la série «PД-1» à «PД-3» et de leurs variantes pour avions fut à la base des moteurs puissants, desservant toutes les fusées géophysiques et spatiales soviétiques, réalisés par l'OKB, ce successeur du GDL.

L'OKB avait mis en œuvre de 1947 à 1969 plusieurs dizaines de modèles de puissants moteurs-fusées qui furent par la suite largement utilisés sur des fusées aux applications diverses.

En 1957 le monde entier fut témoin de vols réussis par la première fusée intercontinentale lancée en URSS et qui à bref délai mit sur l'orbite les trois premiers satellites de la Terre. Les deux étages de la fusée étaient propulsés par des moteurs mis en œuvre par le GDL-OKB, utilisant de l'oxygène associé au kérosène.

L'indice essentiel de haute perfor-

1942—46), G. S. Zhiritsky, D. D. Sevruk, V. A. Vitka, N. N. Artamonov, G. F. Firsov.

Para mejorar maniobras de avión, en los años cuarenta, la OKB elaboró una serie de los MCPL auxiliares para aviones con alimentación de ácido y keroseno por bomba, con el número ilimitado del arranque reiterado y completamente automatizado, con el empuje controlado y el empuje máximo cerca de la Tierra desde 300 hasta 900 kg.

Estos motores, además de las pruebas de acabado y oficiales en el banco, pasaron, en 1943—46, pruebas terrestres y de vuelo (cerca de 400 arranques) en las aviones de V. M. Petlakov, Пе-2; S. A. Lavochkin, Ля-7P y 120P; A. S. Yakovlev, Як-3 y P. O. Sujoy Cy-6, Cy-7.

El motor de una cámara PД-1, con el empuje de 300 kg, y el de tres cámaras PД-3, con el empuje de 900 kg, tenían el encendido de éter y aire por la bujía de candencia, y los motores de una cámara PД-1X3, con el empuje de 300 kg, y PД-2, con el empuje de 600 kg, tenían el encendido químico mediante un líquido de puesta en marcha (combustible de carbonilo). La presión en la cámara de combustión, 22,5 atm; el recurso, hasta primer reparación, 1 hora. Impulso específico, cerca de la Tierra, 200 seg.

La gran experiencia, obtenida durante los trabajos con la serie de MCPL, PД-1 — PД-3 y sus modificaciones para aviones, creó una base para elaborar por la OKB, fundada del GDL, los potentes motores empleados en todos los cohetes geofísicos y cósmicos soviéticos.

Durante 1947—1969, la ODE, creada a base del GDL, elaboró varias decenas de tipos de los potentes motores cohete para propulsante líquido que han encontrado amplio uso en los cohetes de diferentes aplicaciones.

En 1957 todo el mundo llegó a saber que en la URSS voló por primera vez el cohete intercontinental balístico y poco tiempo después este cohete colocó en órbita tres primeros satélites artificiales de la Tierra. En sus dos etapas fueron instalados motores de construcción del GDL—OKB para propulsante de oxígeno y keroseno.



Fig. 22. Essai au sol du moteur « ПД-1X3 » sur l'avion « Cy-7 ». L'avion totalisa 84 lancements avec ce moteur en vol et au sol (1945).

Fig. 22. Pruebas en la Tierra del motor ПД-1X3 instalado en el avion Cy-7. En la Tierra y en el vuelo fueron realizadas en Cy-7 84 pruebas de fuego (1945).

mance et de grande efficacité d'un moteur-fusée est son impulsion spécifique. L'impulsion spécifique dans le vide du moteur « ПД-107 » du premier étage de la fusée-lanceuse « Vostok » utilisé pour les recherches spatiales depuis 1957 se monte à 314 s pour 102 t de poussée. Les moteurs d'appoints ne réduisent l'impulsion spécifique que de 1 s. Cette impulsion spécifique dépasse d'environ 30 s celle du moteur amé-

Un índice general de perfección y eficiencia de un motor cohete es su impulso específico (rendimiento). El impulso específico, en vacío, del motor ПД-107 de la primera etapa del cohete portador « Vostok », que se emplea para investigaciones cósmicas desde 1957, es igual a 314 unidades con el epuje de 102 toneladas. Los motores de control disminuyen el impulso específico en 1 unidad. Este impulso



Fig. 23. Avion « 120P » avec le moteur « ПД-1X3 ». L'avion totalisa 64 lancements avec le moteur (1946). Le 18 août 1946, à la journée de l'aviation ayant pris part à la Revue l'avion survola l'aérodrome de Touchino avec le moteur « ПД-1X3 » en marche.

Fig. 23. Avión 120P, con ПД-1X3, en el que fueron realizadas 64 puestas en marcha de este motor cohete (1946). El 18 de agosto de 1946, en el día de la Aviación, el avión 120P durante la parada aerea, voló, con ПД-1X3 en marcha, sobre el aeropuerto de Tushino.

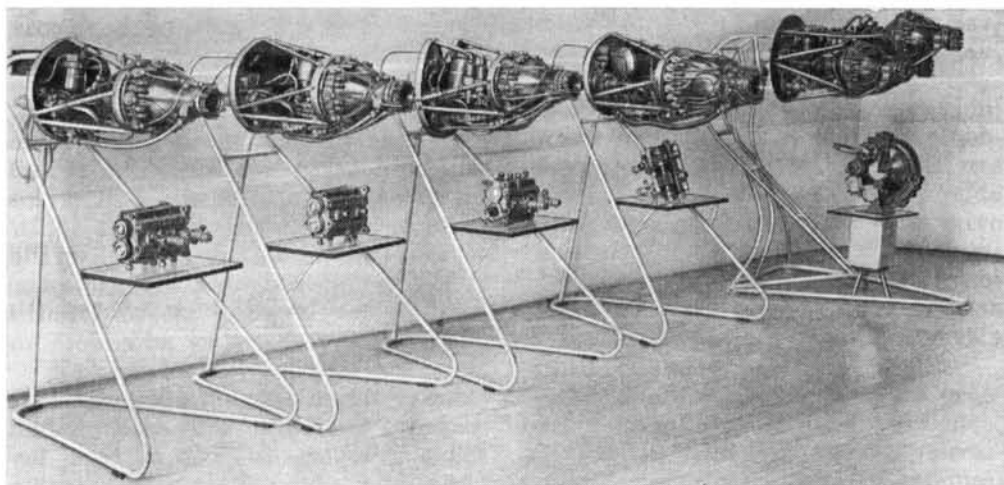


Fig.24. Série de moteurs-fusées à liquide pour des avions dotés d'un système d'alimentation par pompe (propergol : acide nitrique associé à du kérosène) : « ПД-1 », « ПД-1Х3 » (deux versions), « ПД-2 » et « ПД-2 » avec un groupe de turbopompe (1940—1946). Les groupes de pompes sont disposés sous les moteurs.

Fig. 24. Una serie de los motores cohete de avión con alimentación de propulsante de ácido nítrico y keroseno: ПД-1, ПД-1Х3 (dos modificaciones), ПД-2 y ПД-3 con grupo de turbobombas (1940—1945). Bajo los motores se sitúan grupos de bomba.

ricain « H-1 » de la même classe de poussée mis récemment au point et utilisant le même propergol (oxygène-kérosène). Depuis 1966 le moteur « H-1 » constitue le premier étage de la fusée « Saturne-1B ».

Le « ПД-107 » est un moteur à quatre chambres et deux chambres oscillantes alimentées en combustible par le même groupe de turbopompes. La structure en plusieurs chambres permet de réduire sensiblement la longueur du moteur et, partant, le poids de la fusée. La turbopompe possède deux pompes centrifuges principales (pour le comburant et le combustible) et deux pompes auxiliaires entraînées par l'intermédiaire d'un multiplicateur de tours et qui alimentent en eau oxygénée le générateur de gaz et en azote liquide le système de mise sous pression des réservoirs de propergol de la fusée. La turbopompe est pourvue en outre d'un échangeur de chaleur tubulaire (chauffé par les gaz et vapeur s'échappant de la turbine) qui pourvoit à la gazéification de l'azote liquide.

La turbine est mise en rotation par des produits de décomposition de l'eau oxygénée sous l'effet d'un catalyseur solide dans le générateur de gaz. Le gaz et la vapeur s'échauffants de la

específico es casi en 30 unidades más del impulso específico del motor perfeccionado norteamericano H-1 de la misma clase del empuje y para el mismo propulsante que se emplea desde 1966 en la primera etapa de « Saturn-1B ».

El motor ПД-107 de cuatro cámaras con dos cámaras de control (de timón) a las que los componentes de propulsante se alimentan por uno de los grupos de turbobombas (GTB). La multitud de cámaras permite considerablemente disminuir la longitud de motor, es decir, disminuir el peso del cohete. El GTB tiene dos bombas centrifugas principales para oxidante y combustible, dos bombas auxiliares, accionadas por el multiplicador de rotaciones, para suministrar el peróxido de hidrógeno al gasógeno y el nitrógeno líquido al sistema de sobrealimentación de los depósitos de propulsante del cohete. Para la gasificación de nitrógeno líquido en el GTB se preve el intercambiador de calor calentado por el vapor de gas usado en la turbina.

El accionamiento de la turbina se realiza por los productos de descomposición por medio de un catalizador sólido del peróxido de hidrógeno en el

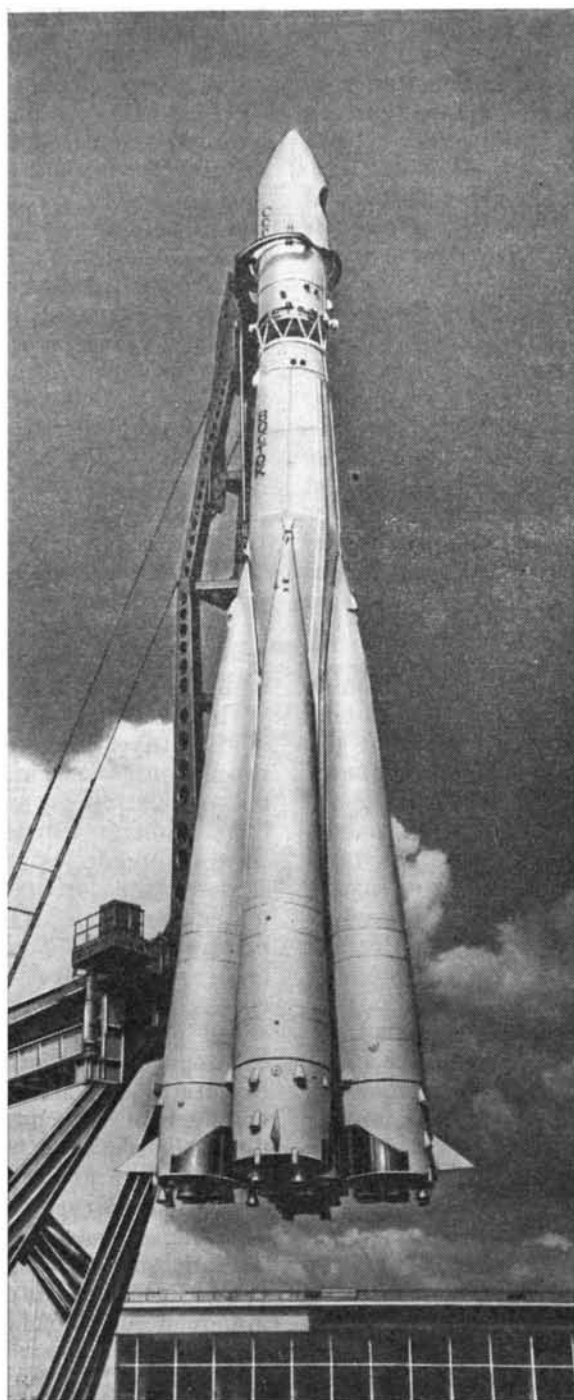


Fig. 25. Fusée-lanceuse à trois étages du type « Vostok » dotée de moteurs « РД-107 » et « РД-108 ». Une variante de cette fusée est en service depuis 1957.

Fig. 25. Cohete portador «Vostok» de tres etapas con motores РД-107 y РД-108. Su prototipo vuela desde 1957.

turbine sont éjectés à travers une tubulure d'échappement à l'air libre en créant un appoint de poussée.

Les chambres de combustion sont de forme cylindrique à injecteurs en pomme d'arrosoir. Elles possèdent une structure soudée ; leur diamètre intérieur dans la partie cylindrique est de 430 mm ; le col de la tuyère est de 166 mm. La paroi de flamme de la chambre, le long des secteurs mis le plus à l'épreuve, est faite en bronze avec des nervures fraisées dont les sommets sont fixés à la chemise extérieure par brasage à haute température. Dans les secteurs moins surchargés la paroi en bronze est liée à la chemise au moyen d'une gaufrure facilitant l'écoulement du combustible et se substituant aux nervures. Cette construction permet de réaliser des chambres de poids fort réduit et supportant des températures et des pressions élevées.

Les injecteurs en bronze à double débit assure la qualité de la combustion. Les chambres sont refroidies par le courant du combustible régénéré ou un écran intérieur créé par les injecteurs périphériques. La combinaison des circuits de refroidissement intérieur et extérieur, associée aux parois intérieures en bronze de haute conductibilité thermique, garantit un refroidissement sans défaillance de la chambre à des températures de combustion et des pressions de gaz élevées.

Les chambres de manœuvre servent au guidage de la fusée. La mise en marche, le contrôle et l'arrêt du moteur s'effectuent automatiquement par des commandes partant du bord de la fusée. Le système d'allumage est du type pyrotechnique avec un avertisseur électrique et un système de blocage. Le démarrage du moteur se fait au moyen d'une poussée de départ assurée par l'amenée des composants du propergol aux chambres de combustion sous pression créée dans les réservoirs. Le passage à la poussée de mouvement se fait automatiquement après la mise en action du générateur de gaz.

Les modifications de la poussée et du rapport de mélange des composants du propergol en vol sont opérées par des réglages du moteur sous la com-

gasógeno. El vapor de gas usado en la turbina se tira a fuera del cohete a través del tubo de escape, creando un empuje complementario.

Las cámaras de combustión (de empuje) son cilíndricas con el cabezal de inyectores plano. El diámetro interior de la parte cilíndrica de las cámaras principales es igual a 430 mm, la sección crítica de tobera, 166 mm. Las cámaras del motor son de estructura soldada. La pared de fuego de cámara en las secciones más expuestas al calor se practica de bronce con costillas fresadas. En sus cúspides se suelda la camisa de refuerzo exterior mediante soldadura de alta temperatura. En los lugares menos expuestas al calor, la pared de fuego se une con la camisa por medio de una junta ondulada, que sustituye acostillado, y forma canales para circulación de un componente de propulsante. Este estructura permite crear cámaras de un peso extremadamente pequeño a muy altas presiones y flujos térmicos.

Los inyectores de bronce para dos componentes aseguran alta plenitud de combustión de propulsante. La refrigeración de cámaras se realiza por flujo de uno de los propulsores, y que se denomina cortina interior. La última se forma por la hilera de periferia de inyectores. La combinación de la refrigeración exterior y interior, el empleo de las paredes de bronce interiores y de alta conductibilidad térmica aseguran refrigeración segura de la cámara a elevadas temperaturas de combustión y considerable presión de los gases.

Las cámaras de timón (de control) articuladas sirven para el mando de vuelo del cohete. El arranque, control de funcionamiento y parada del motor se efectúan automáticamente por mando desde el cohete. El encendido es pirotécnico con señalización eléctrica y bloqueo. La puesta en marcha del motor se realiza a través de una etapa de empuje previa, en el proceso de la cual los componentes de propulsante se alimentan a las cámaras de combustión por sobrecompresión en los depósitos de propulsante del cohete.

El paso del motor a la etapa de empuje general se efectúa automáticamente por medio de la puesta en mar-

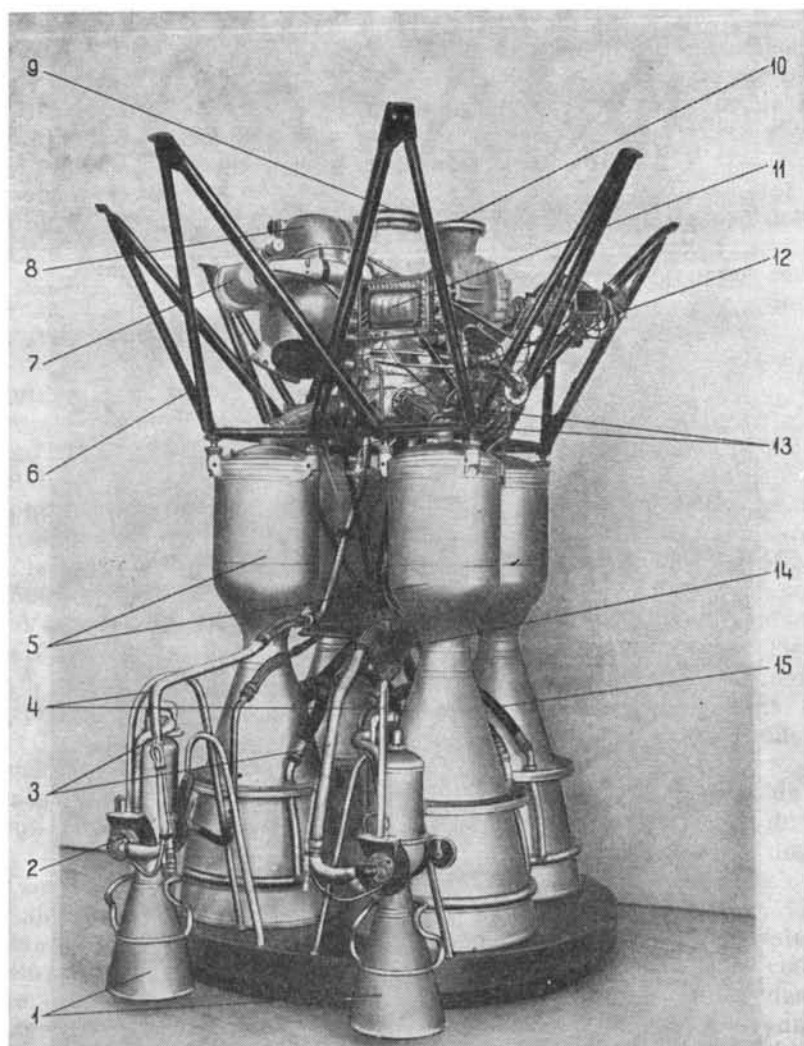


Fig. 26. Moteur «РД-107» à oxygène et kérosène à quatre chambres du 1-er étage de la fusée-lanceuse «Vostok» et autres; poussée (dans le vide) 102 t; impulsion spécifique 314 s (GDL—OKB, 1954—1957); pression dans la chambre de combustion 60 atm; rapport de détente des gaz dans la tuyère 150:

1 — chambres de manœuvre; 2 — bloc de pompage et d'amenée du comburant; 3 — tuyauteries à comburant pour chambres de manœuvre; 4 — supports de maquette (la structure en est dépourvue); 5 — quatre chambres principales; 6 — cadre de raccordement; 7 — générateur de gaz; 8 — carter d'entrée de la pompe à comburant; 9 — tubulure d'entrée de la pompe à combustible; 10 — tubulure d'entrée de la pompe à combustible; 11 — capteur de pression de la chambre de combustion; 12 — soupape principale du circuit de comburant; 13 — tuyauteries à comburant; 14 — soupape principale du circuit de combustible; 15 — tuyauteries de combustible.

Fig. 26. Motor cohete de quatre câmaras, para oxígeno y keroseno, РД-107, usado en la primera etapa del cohete portador «Vostok» u otros: empuje (en vacío), 102 t; impulso específico, 314 seg. (GDL—OKB, 1954—1957); presión en la câmara de combustión, 60 atm; grado de expansión de los gases en la tobera, 150:

1, câmaras de combustión de timón; 2, grupo de bombeo y suministro de oxidante; 3, tuberías de oxidante de las câmaras de timón; 4, soportes de maqueta (en la construcción no se emplean); 5, cuatro câmaras de combustión generales; 6, bastidor de refuerzo; 7, generador de gas; 8, carcasa de intercambiador de calor de la turbina; 9, tubuladura de entrada de la bomba para oxidante; 10, tubuladura de entrada de la bomba para combustible; 11, captador de la presión en la câmara de combustión; 12, válvula principal de oxidante; 13, tuberías de oxidante; 14, válvula principal de combustible; 15, tuberías de combustible.

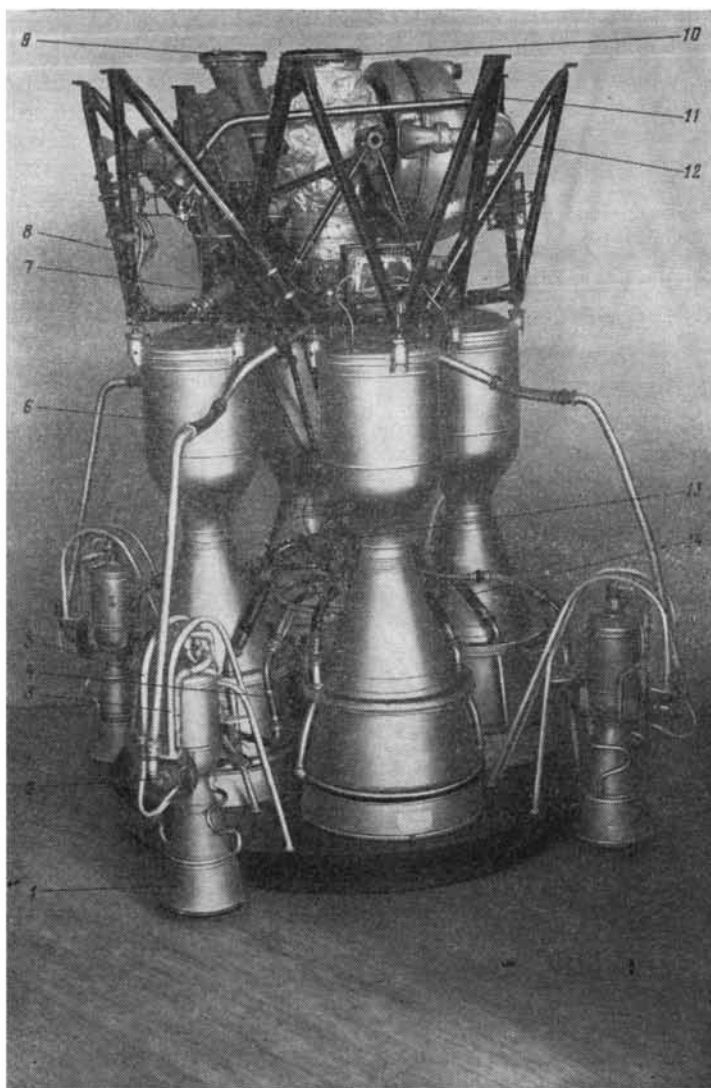


Fig. 27. Moteur-fusée « PD-108 » à oxygène et kérosène à quatre chambres du 2^e étage de la fusée-lanceuse « Vostok » et autres ; poussée (dans le vide) 96 t ; impulsion spécifique 315 s (GDL—OKB, 1954—1957) ; pression dans la chambre de combustion 52 atm ; rapport de détente des gaz dans la tuyère 150 :

1 — chambres de manœuvre (quatre) ; 2 — bloc de pompage et d'amenée du comburant ; 3 — tuyauterie à combustible pour chambre de manœuvre ; 4 — tuyauterie à combustible pour chambre de manœuvre ; 5 — support de maquette (la structure en est dépourvue) ; 6 — chambre de combustion principale ; 7 — tuyauterie à comburant ; 8 — cadre de raccordement ; 9 — tubulure d'entrée de la pompe à combustible ; 10 — tubulure d'entrée de la pompe à comburant ; 11 — carter d'échangeur de chaleur sur la turbine ; 12 — générateur de gaz ; 13 — soupape principale du circuit de combustible ; 14 — tuyauterie de combustible.

Fig. 27. Motor para oxígeno y keroseno, PD-108, de cuatro cámaras, usado en la segunda etapa del cohete portador «Vostok» y en otros; empuje (en vacío), 96 toneladas; impulso específico, 315 seg. (GDL—OKB, 1954—1957); presión en la cámara de combustión 52 atm; grado de expansión de los gases en la tobera 150:

1, cámaras de dirección (cuatro); 2, conjunto de bombeo de oxidante; 3, tubería de oxidante de la cámara de dirección; 4, tubería de combustible de la cámara de dirección; 5, soporte para maqueta (en el cohete no se emplea); 6, cámara de combustión principal; 7, tubería de oxidante; 8, armazón de refuerzo; 9, tubuladura de entrada de la bomba de combustible; 10, tubuladura de entrada de la bomba de oxidante; 11, carcasa del intercambiador de calor de la turbina; 12, generador de gas; 13, válvula principal de combustible; 14, tubería de combustible.

mande des systèmes de guidage et d'épuisement des réservoirs.

La structure du « ПД-108 » utilisé au 2^e étage de « Vostok » est analogue à celle déjà décrite plus haut. Elle n'en diffère que par l'apparition de quatre chambres de manœuvre et des modifications dans le système de commandes automatiques du fait des changements apportés aux schémas de mise en marche et d'arrêt et par un service prolongé car le « ПД-108 » est lancé au départ avec les moteurs du premier étage.

Les moteurs « ПД-107 », « ПД-108 » ont été mis en œuvre en 1954—57. Des fusées-lanceuses équipées de moteurs « ПД-107 », « ПД-108 » et de leurs versions ont assuré le succès des missions de nombreux satellites de la Terre, de la Lune, du Soleil, des stations automatiques en direction de la Lune, de Vénus et Mars et des vaisseaux pilotés « Vostok », « Voskhod » et d'autres.

Le premier modèle de lanceurs de la série « Cosmos » est une fusée à deux étages qui accomplit des missions cosmiques depuis le 16 mars 1962.

Le premier étage est muni d'un moteur « ПД-214 » d'une poussée dans le vide de 74 t. C'est le premier moteur puissant de conception soviétique utilisant comme comburant de l'acide nitrique à température d'ébullition élevée et comme combustible des produits de raffinage du kérosène. Parmi tous les moteurs de cette classe c'est celui qui possède la plus grande poussée et impulsion spécifique.

Le « ПД-214 » est un moteur à quatre chambres muni d'un groupe de turbopompes commun comportant turbine, pompes centrifuges pour comburant et combustible (une pour chacun des composants) et pompe pour l'eau oxygénée alimentant le générateur de gaz. La turbine est mise en mouvement par les produits de décomposition catalytique de l'eau oxygénée dans le générateur de gaz. Le gaz et la vapeur s'échappent de la turbine à l'air libre en créant une poussée supplémentaire. Les chambres sont refroidies par le courant du combustible régénéré et un écran intérieur créé par des injecteurs périphériques. Le diamètre intérieur de la chambre de combustion est

cha del gasógeno. La variación de empuje y de la relación de mezcla de los componentes de propulsante durante el vuelo se realiza por los reguladores según los mandos de los sistemas de control del vuelo y vaciado de los depósitos.

La construcción del motor cohete ПД-108 de la segunda etapa del cohete « Vostok » es semejante a la descrita. La diferencia principal se reduce al empleo de: cuatro cámaras de timón; otros grupos automáticos en relación de otro esquema de arranque y parada; el mayor recurso, ya que el ПД-108 se pone en marcha, durante el lanzamiento, simultáneamente con las motores cohete de la primera etapa.

Los motores ПД-107 y ПД-108 fueron elaborados en 1954—57. Los cohetes portadores con ПД-107 y ПД-108 y con sus modificaciones se aseguraron vuelos con éxito de muchos satélites artificiales de la Tierra, de la Luna, del Sol; de las estaciones automáticas hacia la Luna, Venus, Marte; y las naves cósmicas pilotadas « Vostok » y « Vosjod » y otros.

El primer representante de los diferentes cohetes portadores de la serie « Kosmos » es cohete de los de dos etapas que empezó a realizar vuelos cósmicos desde 16 de marzo de 1962.

En la primera etapa de este cohete se instala el motor ПД-214, con el empuje (en vacío) de 74 toneladas que es un primer motor potente, producido en serie, de la URSS para oxidante de ácido nítrico de alto punto de ebullición y combustible, productos de tratamiento de keroseno. El motor tiene empuje y impulso específico mayores entre los motores conocidos de esta clase que usan semejante propulsante.

El motor ПД-214 es de 4 cámaras con el grupo de turbobomba común que consta de la turbina, bombas centrifugas de oxidante y combustible (por uno) y también de la bomba de peróxido de hidrógeno para alimentar al generador de gas. Los productos de la descomposición catalítica del peróxido de hidrógeno en el gasógeno sirven para accionar la turbina. Los vapores de gas usados en la turbina se echan a fuera del cohete creando un empuje adicional. La refrigeración de cámaras es regenerativa por medio

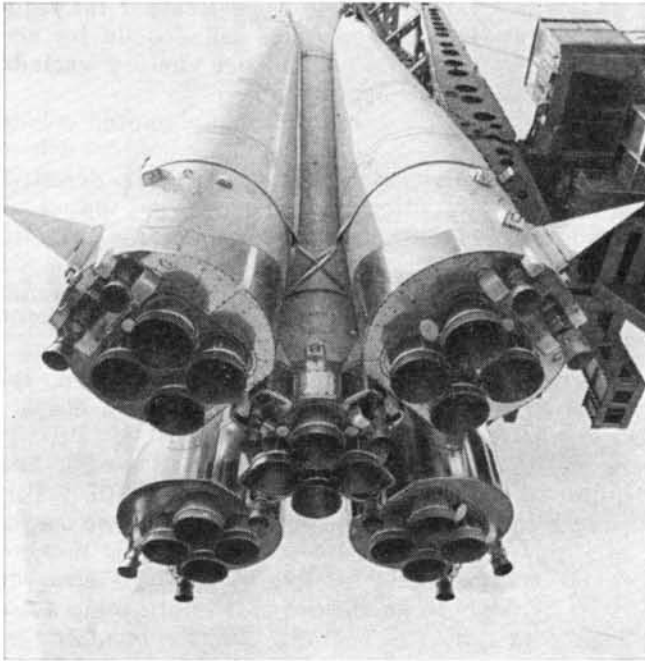


Fig. 28. Quatre moteurs « ПД-107 » du 1-er étage et moteur central « ПД-108 » du 2-ème étage utilisés dans la fusée « Vostok ».

Fig. 28. Cuatro motores ПД-107 de la primera etapa y motor cohete central ПД-108 de la segunda etapa montados en el cohete portador «Vostok».

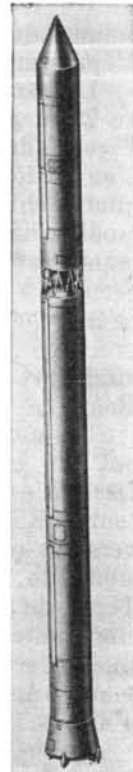


Fig. 29. Fusée-lanceuse « Cosmos » à deux étages équipée de moteurs « ПД-214 » et « ПД-119 », remplissant des missions cosmiques depuis 1962.

Fig. 29. Cohete portador de dos etapas «Kosmos» can los motores ПД-214 y ПД-119. Se coloca en las órbitas cósmicas desde 1962.

de 480 mm, le col de la tuyère de 176 mm. L'allumage est du type chimique, avec un combustible de démarrage dont le contact avec le comburant principal déclenche la combustion; le combustible de démarrage est amené dans le circuit principal en amont de la pompe de combustible. Le lancement s'effectue sans intermédiaire étape. Le réglage de la poussée en vol est obtenu par variation du débit d'eau oxygénée amenée au générateur de gaz. L'arrêt du moteur est opéré en passant au régime final. Quant au réglage du vecteur de poussée il est réalisé au moyen de jets de contrôle.

Le moteur « ПД-214 » équipe depuis 1957 les fusées de la série « Cosmos » ; c'est une des premiers variantes des moteurs de ce type.

Le second étage du lanceur « Cosmos » est équipé du moteur « ПД-119 »,

del combustible y también, interior por película (cortina) que se forma por inyectoras de perifería del cabezal de la cámara de combustión. El diámetro interior de la cámara es igual a 480 mm; diámetro de la sección crítica de tobera, 176 mm; el encendido es químico mediante el combustible de arranque que se inflama espontáneamente en el medio de oxidante principal; este combustible se llena en la tubería principal ante la bomba de combustible. El arranque se realiza sin etapa intermedia. Durante el vuelo, el control de empuje se obtiene por la variación del gasto de peróxido de hidrógeno en el generador de gas. La parada del motor se produce a través de la última etapa. La dirección del vector de empuje del motor se practica con ayuda de los timones de gas.

El motor ПД-214 vuela desde 1957

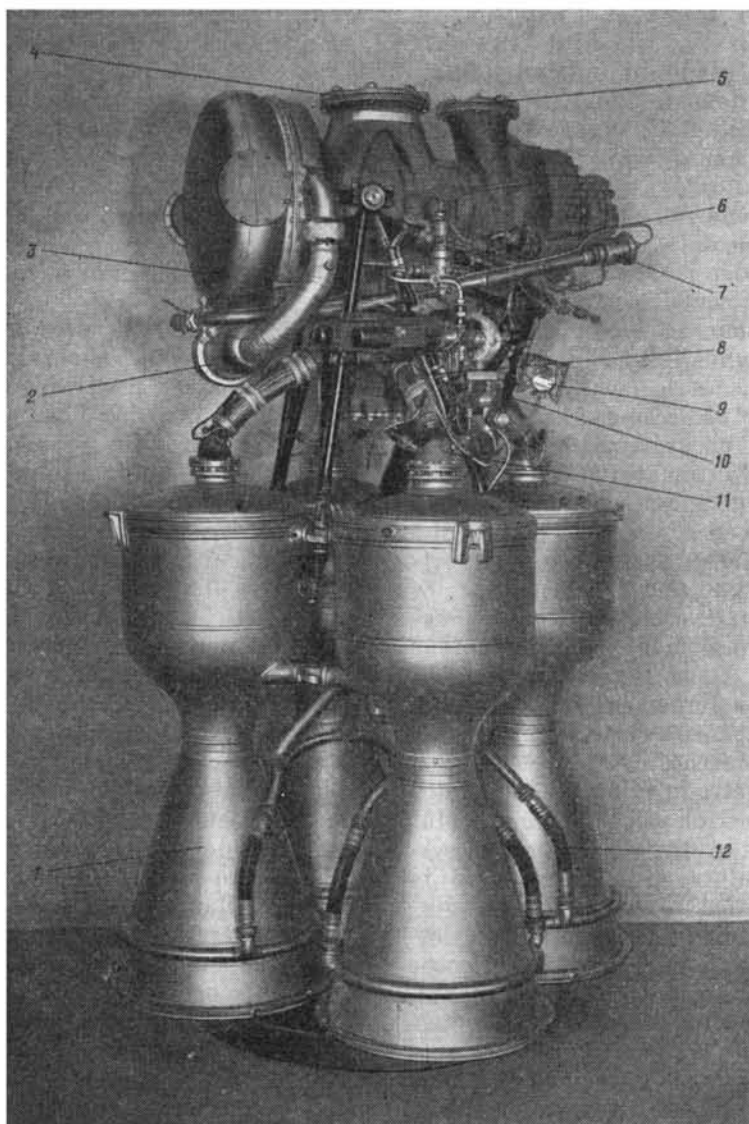


Fig. 30. Moteur-fusée « PD-214 » à l'acide nitrique et hydrocarbure à quatre chambres du 1^{er} étage de la fusée-lanceuse « Cosmos ». Poussée (dans le vide) 74 t ; impulsion spécifique 264 s (GDL—OKB, 1952—57) ; pression dans la chambre de combustion 45 atm ; rapport de détente des gaz dans la tuyère 64 :

1 — chambre de combustion ; 2 — générateur de gaz ; 3 — turbine ; 4 — secteur d'entrée de pompe à comburant ; 5 — secteur d'entrée de pompe à combustible ; 6 — détendeur d'air ; 7 — régulateur de pression d'eau oxygénée ; 8 — tuyauterie à comburant ; 9 — relais de pression ; 10 — cadre ; 11 — soupape de retenue du comburant ; 12 — tuyauterie à combustible.

Fig. 30. Motor de ácido nítrico e hidrocarburos PD-214 de cuatro cámaras, usado en la primera etapa del cohete portador «Kosmos»; empuje (en vacío), 74 toneladas; impulso específico, 264 seg. (GDL—OKB, 1952—57); presión en la cámara de combustión, 45 atm; grado de expansión de los gases en la tobera, 64:

1, cámara de combustión; 2, generador de gas; 3, turbina; 4, bomba de oxidante (tubuladura de entrada); 5, bomba de combustible (tubuladura de entrada); 6, reductor de aire; 7, regulador de la presión del peróxido de hidrógeno; 8, tubería de oxidante; 9, relé de presión; 10, armazón; 11, válvula de corte de oxidante; 12, tubería de combustible.

mis en œuvre durant les années 1958—1962. Sa poussée est de 11 t et il utilise le propergol associant l'oxygène au diméthylhydrazine. Le « PД-119 » possède la plus grande impulsion spécifique (352 s dans le vide) de tous les moteurs associant l'oxygène à un combustible de haute température d'ébullition.

Il comprend : une chambre de combustion avec dispositif d'injection et tuyère profilée ; un groupe de turbopompe avec centrifugeurs d'alimentation (un pour le comburant et un pour le combustible) ; un générateur de gaz utilisant le combustible principal qui y subit une décomposition thermique ; un système d'appareils à commande automatique comprenant régulateurs de poussée et du rapport de mélange des composants du propergol ; un jeu de buse d'éjection avec distributeurs de gaz ; un cadre portant les appareils auxiliaires et servant d'ossature d'accomplissement pour le moteur et la fusée. Dans la construction du moteur on a largement fait appel au titan et aux autres matériaux de construction modernes.

Le diamètre intérieur de la chambre de combustion est de 210 mm, celui du col de la tuyère, de 93 mm. Un système de pilotage, dont est doté le moteur, permet le contrôle et le guidage du second étage de la fusée « Cosmos » en vol. Le pilotage s'effectue par redistribution des gaz s'échauffant de la turbine entre les buses d'éjection fixes.

Le démarrage, le réglage et l'arrêt du moteur sont réalisés par commande automatique du bord de la fusée.

L'allumage est du type pyrotechnique garantissant un amorçage sûr et avec contrôle automatique en haute altitude. Le démarrage de la turbine et des pompes est réalisé au préalable par une charge d'explosif disposé dans le générateur de gaz. Le réglage de la poussée en vol s'effectue par des variations du débit du combustible alimentant le générateur de gaz.

Les moteurs-fusées mis au point par le GDL-OKB durant les années qui suivirent, en particulier, les puissants moteurs de la fusée-lanceuse « Proton » réalisés suivant un schéma optimal possèdent des indices de poussée, d'im-

instalado en un prototipo del cohete «Kosmos» y pertenece a las primeras modificaciones.

En la II etapa del cohete portador «Kosmos» se instala el motor PД-119, con el empuje de 11 toneladas, para el propulsante de oxígeno y dimetilhidrasina (asimétrico). Fue creado en 1958—1962. De los motores de oxígeno con el combustible de alto punto de ebullición el motor PД-119 posee el impulso específico mayor (en vacío), 352 seg.

El motor PД-119 consta de: cámara de combustión con el cabezal de inyector y la tobera perfilada; grupo de turbobombas con dos bombas centrífugas para oxidante y combustible; generador de gas (monobásico) que trabaja sobre el combustible principal que se descompone termicamente; equipo automático constituido por los reguladores del empuje y de la proporción del consumo de los componentes de propulsante; sistema de las toberas de dirección con los distribuidores de gas; armazón de refuerzo en la que se fijan los grupos auxiliares y que sirve para acoplar el motor al cohete. En la estructura del motor se usan ampliamente el titanio y otros materiales de construcción modernos.

Diámetro interior de la cámara, 210 mm. Diámetro de la sección crítica de tobera, 93 mm. El sistema de dirección del motor está destinado para el mando y orientación de la II etapa del cohete «Kosmos» durante el vuelo. La dirección se realiza debido a la distribución de los gases de turbina entre las toberas de dirección fijas.

La puesta en marcha del motor, el mando de su funcionamiento y la parada se producen automáticamente según los mandos desde el cohete.

El encendido se obtiene por medio de un dispositivo pirotécnico que asegura el funcionamiento fiable y automáticamente controlado en grandes alturas. La aceleración inicial de la turbina y de las bombas se realiza por una pirocarga alojada en el generador de gas. Durante el vuelo, el control de empuje se basa a la variación del consumo de propulsante suministrado al gasógeno.

Los índices más elevados del empuje, del impulso específico, de la pre-

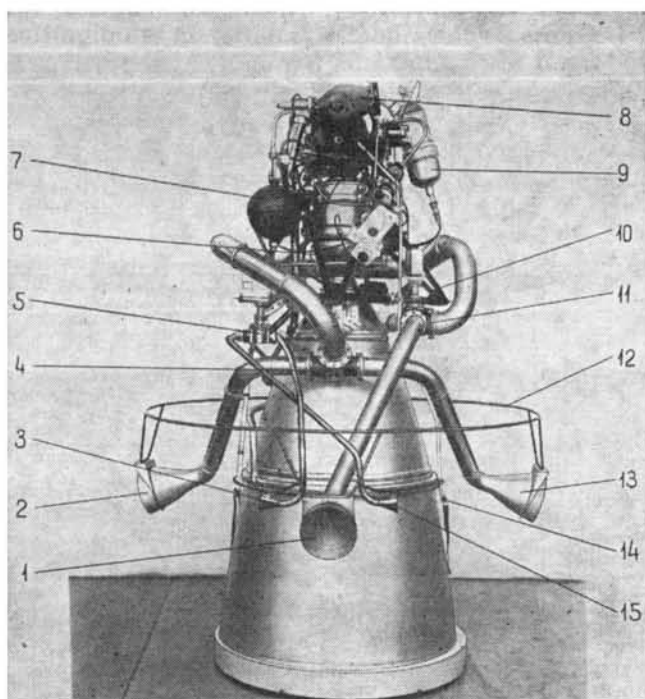


Fig. 31. Moteur « PD-119 » à l'oxygène-diméthylhydrazine du 2-e étage de la fusée-lanceuse « Cosmos », poussée (dans le vide) 11 t ; impulsion spécifique 352 s (GDL—OKB, 1958—62) ; pression dans la chambre de combustion 80 atm, rapport de détente des gaz dans la tuyère 1350 :

1 — tuyères de manœuvre en tangage (la deuxième tuyère est de l'autre côté) ; 2, 13 — tuyères de manœuvre en lacet ; 3, 15 — tuyères de manœuvre en roulis (la deuxième paire de tuyères est de l'autre côté) ; 4, 5, 11 — distributeurs de gaz avec entraînements électriques ; 6 — chambre de combustion ; 7 — ballon d'air comprimé ; 8 — groupe de turbopompe ; 9 — générateur de gaz ; 10 — cadre porteur ; 12 — bague de montage du système de manœuvre (la structure en est dépourvue) ; 14 — obturateur amovible

pulsion spécifique, de pression à l'intérieur de la chambre de combustion encore plus élevés que ceux des moteurs « PD-107 », « PD-108 », « PD-214 » et « PD-119 ». Grâce à la grande pression réalisée dans le groupe moteur, le haut niveau de combustion de même qu'à l'écoulement régulier et équilibré des tuyères des produits de combustion, avec rapport de détente élevé on a pu mettre au point des moteurs peu encombrants et aux caractéristiques élevées.

Pour la mise en œuvre de ces moteurs on a utilisé les dernières acquisitions de la thermodynamique, de l'hydrodynamique, de la dynamique de gaz, des théories de la transmission de

Fig. 31. Motor PD-119, para oxígeno y dimetilhidrasina, de II etapa del cohete portador «Kosmos»; empuje (en vacío), 11 toneladas; impulso específico, 352 seg. (GDL—OKB, 1958—62); presión en la cámara de combustión, 80 atm; grado de expansión de los gases en la tobera, 1350:

1, toberas de dirección de cabeceo (segunda tobera del lado opuesto); 2, 13, toberas de dirección de guiñada; 3, 15, toberas de dirección de inclinación (segunda par de toberas del lado opuesto); 4, 5, 11, distribuidores de gases con accionamientos eléctricos; 6, cámara de combustión; 7, balón esférico para el aire comprimido; 8, grupo de turbobombas; 9, generador de gas; 10, bastidor de refuerzo; 12, anillo de montaje del sistema de dirección (en la estructura del motor no se emplea); 14, tapa ciegadesmontable.

la sión en la cámara de combustión, del grado de expansión de los gases en las toberas, del peso específico del motor que los de PD-107, PD-108, PD-119 y PD-214, tienen los motores cohete elaborados por el GDL—OKB en los años posteriores. Por ejemplo, potentes motores del cohete portador «Proton», producidos según el esquema de alta perfección. La gran presión en el motor y el aseguramiento del alto grado de plenitud de combustión, así como el flujo regular y equilibrio de los productos de combustión de la tobera con alto grado de expansión permitieron crear los potentes motores de pequeñas dimensiones con las características muy altas.

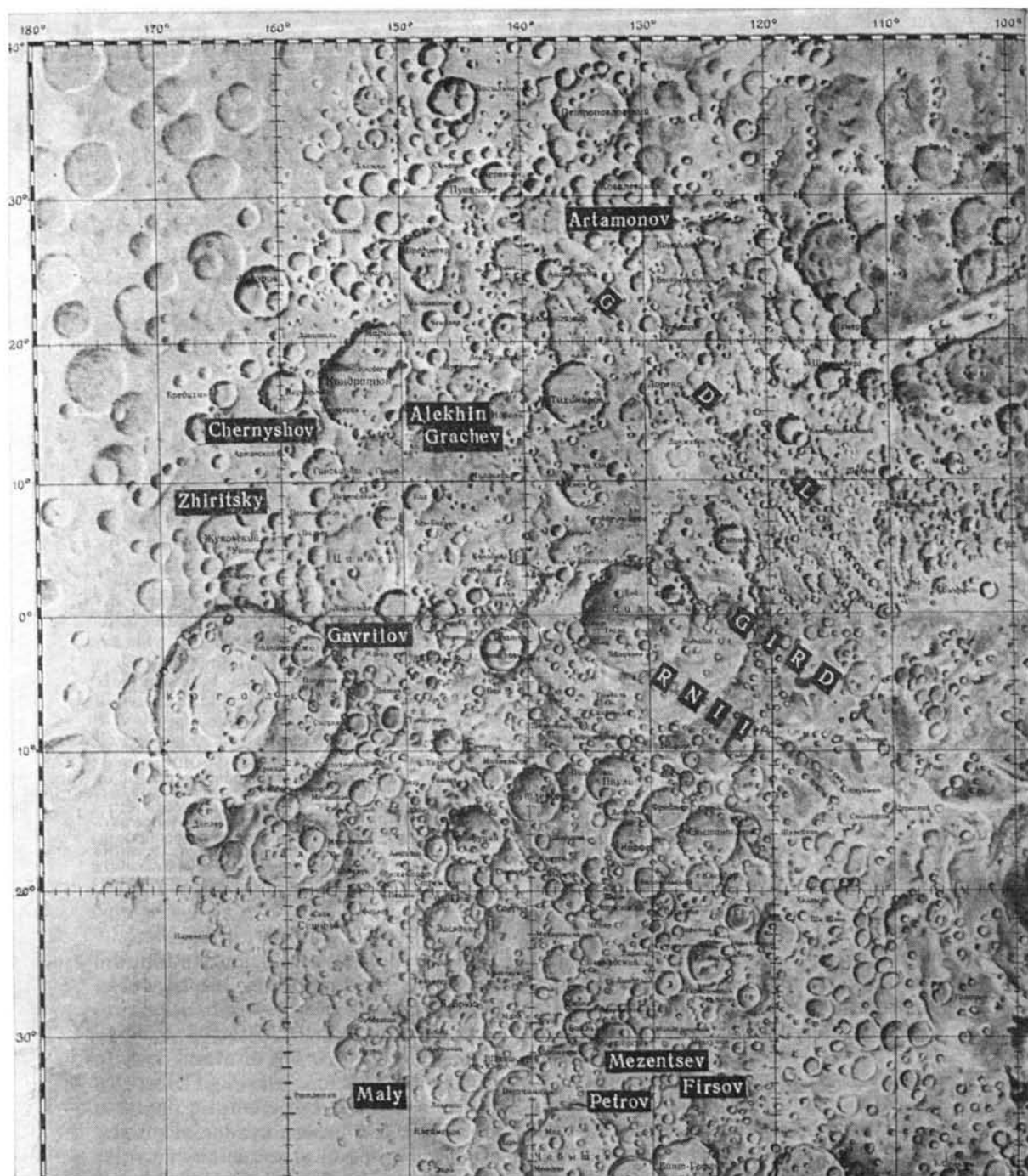


Fig. 32. Carte de la face cachée de la Lune, dressée d'après des vues prises par la station automatique interplanétaire «Sonde-3» en 1965.

Fig. 32. Mapa del lado opuesto de la Luna trazado según las fotografías obtenidas por la estación automática interplanetaria Sond-3 en 1965.

la chaleur et de la résistance des matériaux, de la métallurgie des matériaux résistants et réfractaires, de la chimie, des techniques du calcul électronique, de la technique de la mesure, de la technologie électronique, du vide et des plasmas.

La mise en œuvre de ces moteurs a permis à l'Union Soviétique d'occuper dans l'exploration du Cosmos une place de premier rang.

Les puissants moteurs réalisés par le GDL-OKB ont été largement utilisés durant les années 1947—1969 sur des fusées à longue portée, intercontinentales, géophysiques et spatiales mis au point en URSS.

Le développement des activités se rapportant à la technique des fusées spatiales a abouti dans la suite à la création en URSS d'autres Bureaux d'études des moteurs-fusées à propergol liquide qui ont su tirer partie de la riche expérience et utiliser les principales réalisations du GDL — OKB.

En hommage à la contribution du GDL—OKB au développement de l'industrie des moteurs-fusées en URSS on a donné à la guirlande de cratères s'étirant sur 1100 km sur la face cachée de la Lune le nom de GDL et à la série de cratères, celui des collaborateurs du GDL — OKB: Pétrov, Tchernychev, Giritskii, Artamonov, Maly, Gavrilov, Firsov, Aliokhine, Gratchiov, Mezentsev, etc.

A l'occasion du 40^e anniversaire du GDL—OKB (1929—1969) des plaques commémoratives ont été posées sur les murs de l'Amirauté et fortin Joannovsky de la forteresse Pierre et Paul où durant les années 30 a séjourné le GDL. Sur la plaque commémorative de la forteresse Pierre et Paul on lit:

En 1932—1933 fortin Joannovsky abritait les stands et les ateliers du premier en URSS établissement expérimental de mise en œuvre de moteurs-fusées du Laboratoire gazodynamique (GDL) appartenant au Bureau militaire de recherches scientifiques auprès du Conseil Révolutionnaire de Guerre de l'URSS.

On y réalisa des essais au banc du premier au monde moteur-fusée électrique et des premiers moteurs-fusées à

Durante el diseño y trabajos de elaboración fueron utilizados nuevos adelantos de la termo y hidrodinámica, de la de los gases, de la conductibilidad de calor, de la teoría de rigidez, de la metalurgia de los materiales de gran resistencia al alta calor, de la química, de la electrónica y de computación, de la técnica de medición, de la tecnología del vacío, de la electrónica, y de plasma.

La creación de estos motores es uno de los éxitos que aseguran el papel principal de la URSS en el dominio del Cósmos.

Los motores potentes creados por el GDL—OKB se utilizaron ampliamente en 1947—1969 para los cohetes continentales, intercontinentales, para todos los cohetes geofísicos y cósmicos empleados en la URSS.

El desarrollo de temario de la cohetería cósmica ha conducido posteriormente a la organización en la URSS de otras OKB para la elaboración de nuevos MCPL utilizando la gran experiencia y las resoluciones de estructura principales del GDL—OKB.

Teniendo en cuenta la aportación fundamental del GDL—ODE al desarrollo de la industria de producción de motores cohete, la cadena de cráteres del lado opuesto de la Luna con longitud de 1100 km fue denominada GDL y una serie de cráteres fueron denominados por nombres de los colaboradores del GDL—OKB: Petrov, Chernyshev, Zhiritsky, Artamonov, Maly, Gavrilov, Mezentsev y otros.

Con motivo del 40 aniversario del GDL—OKB (1929—1969) en los edificios de Almirantazgo Principal y Ravelín Ioanovski de la Fortaleza de Pedro y Pablo, donde en los años 30 se había alojado GDL, se instalaron las placas conmemorativas.

El texto de la placa conmemorativa de la Fortaleza de Pedro y Pablo es:

Los años 1932—1933 aquí, en Ravelín Ioanovski, estuvieron los bancos de prueba y los talleres de la organización, primera en la URSS, de construcción y ensayo de motores cohetes, el laboratorio gasodinámico (GDL) del Comité Militar de Investigación Científica adjunto al Consejo Revolucionario Militar de la URSS.



В 1932 · 1933 гг. ЗДЕСЬ
В ИОАННОВСКОМ РАВЕЛИНЕ
РАЗМЕЩАЛИСЬ ИСПЫТАТЕЛЬНЫЕ СТЕНЫ И МАСТЕРСКИЕ
ПЕРВОЙ В С С С Р
ОПЫТНО · КОНСТРУКТОРСКОЙ ОРГАНИЗАЦИИ
ПО РАЗРАБОТКЕ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ-
ГАЗОДИНАМИЧЕСКОЙ ЛАБОРАТОРИИ /ГДЛ/
ВОЕННО · НАУЧНО · ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОГО КОМИТЕТА
ПРИ РЕВВОЕНСОВЕТЕ СССР

З Д Е С Ь
ПРОИЗВОДИЛИСЬ СТЕНДОВЫЕ ИСПЫТАНИЯ
ПЕРВОГО В МИРЕ
ЭЛЕКТРОТЕРМИЧЕСКОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ И
ПЕРВЫХ СОВЕТСКИХ ЖИДКОСТНЫХ
РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ
РАЗРАБОТАННЫХ В ГДЛ В 1929 · 1933 ГГ.

В ГДЛ БЫЛИ ЗАЛОЖЕНЫ ОСНОВЫ
ОТЕЧЕСТВЕННОГО
РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЯ

ВЫРОСШИЙ ИЗ ГДЛ КОЛЛЕКТИВ
ДВАЖДЫ ОРДЕНОНОСНОГО
ОПЫТНО · КОНСТРУКТОРСКОГО БЮРО
СОЗДАЛ МОЩНЫЕ ДВИГАТЕЛИ
РАКЕТ · НОСИТЕЛЕЙ,
ВЫВОДИВШИХ НА ОРБИТЫ ИСКУССТВЕННЫЕ

СПУТНИКИ
ЗЕМЛИ, ЛУНЫ И СОЛНЦА,
АВТОМАТИЧЕСКИЕ СТАНЦИИ НА ЛУНУ, ВЕНЕРУ И МАРС,
ПИЛОТИРУЕМЫЕ КОРАБЛИ
ВОСТОК · ВОСХОД · СОЮЗ

Fig. 33. Plaque commémorative posée sur le mur de la cathédrale Joannovsky à la forteresse Pierre et Paul (Léningrad)

Fig. 33. Placa conmemorativa colocada en el edificio de Ravelino Ioanovski de la Fortaleza de Pedro y Pablo (Leningrado)

liquide soviétiques, mis au point au GDL de 1929 à 1933.

C'est au GDL que furent posées les bases d'une industrie soviétique des moteurs-fusées.

La promotion du GDL, Bureau d'Etudes Experimentales de moteurs-fusées déjà deux fois décoré, a conçu des puissants moteurs pour lanceurs qui ont mis des satellites artificiels sur les orbites de la Terre, de la Lune et du Soleil, envoyé des stations automatiques vers la Lune, Venus et Mars ainsi que les véhicules pilotés Vostok, Voskhod, Soïouz.

Le professeur *G. Petrovitch*

Aquí

se realizaron los ensayos de banco del primer motor cohete electrotérmico en el mundo y de los primeros motores cohetes de propulsante líquido soviéticos elaborados en GDL en los años 1929—1933.

En GDL se pusieron los cimientos de la industria soviética de la construcción de motores cohetes.

El colectivo de especialistas formado en el seno del GDL, dos veces condecorado con órdenes, creó los potentes motores de los cohetes portadores que colocaron en órbita a los satélites artificiales de la Tierra, la Luna y el Sol, las estaciones automáticas dirigidas a la Luna, Venus y Marte, las naves piloteadas «Vostók», «Vosjod», «Soiuz».

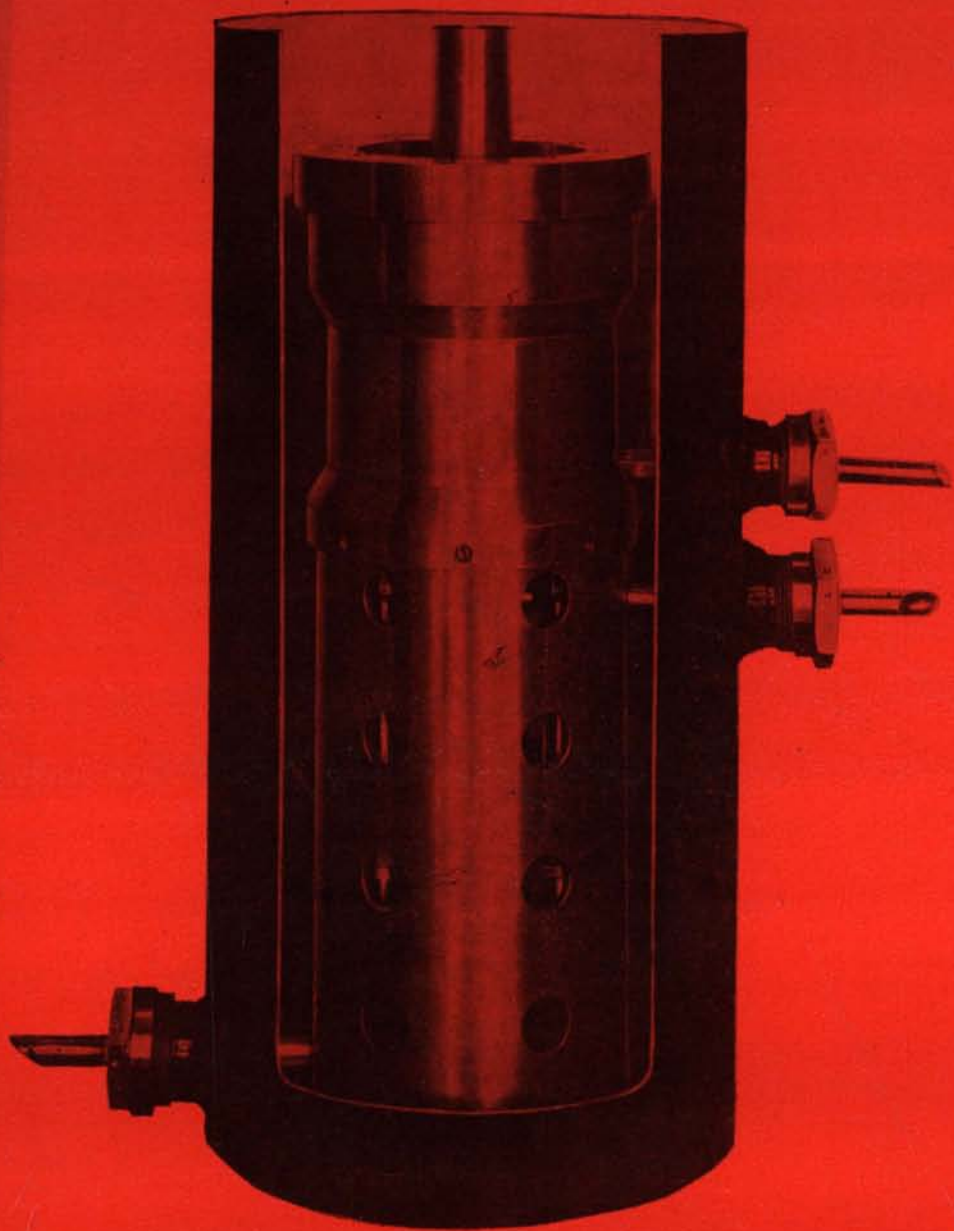
Profesor *G. V. Petróvich*

Ракетные двигатели ГДЛ-ОКБ
(на французском и испанском языках)

Заказ № 88.

ИЗДАТЕЛЬСТВО «МИР»
Москва, 1-й Рижский пер., 2

Ордена Трудового Красного Знамени
Первая Образцовая типография
имени А. А. Жданова
Главполиграфпрома Комитета по печати
при Совете Министров СССР.
Москва, М-54, Валовая, 28.



OPM-1