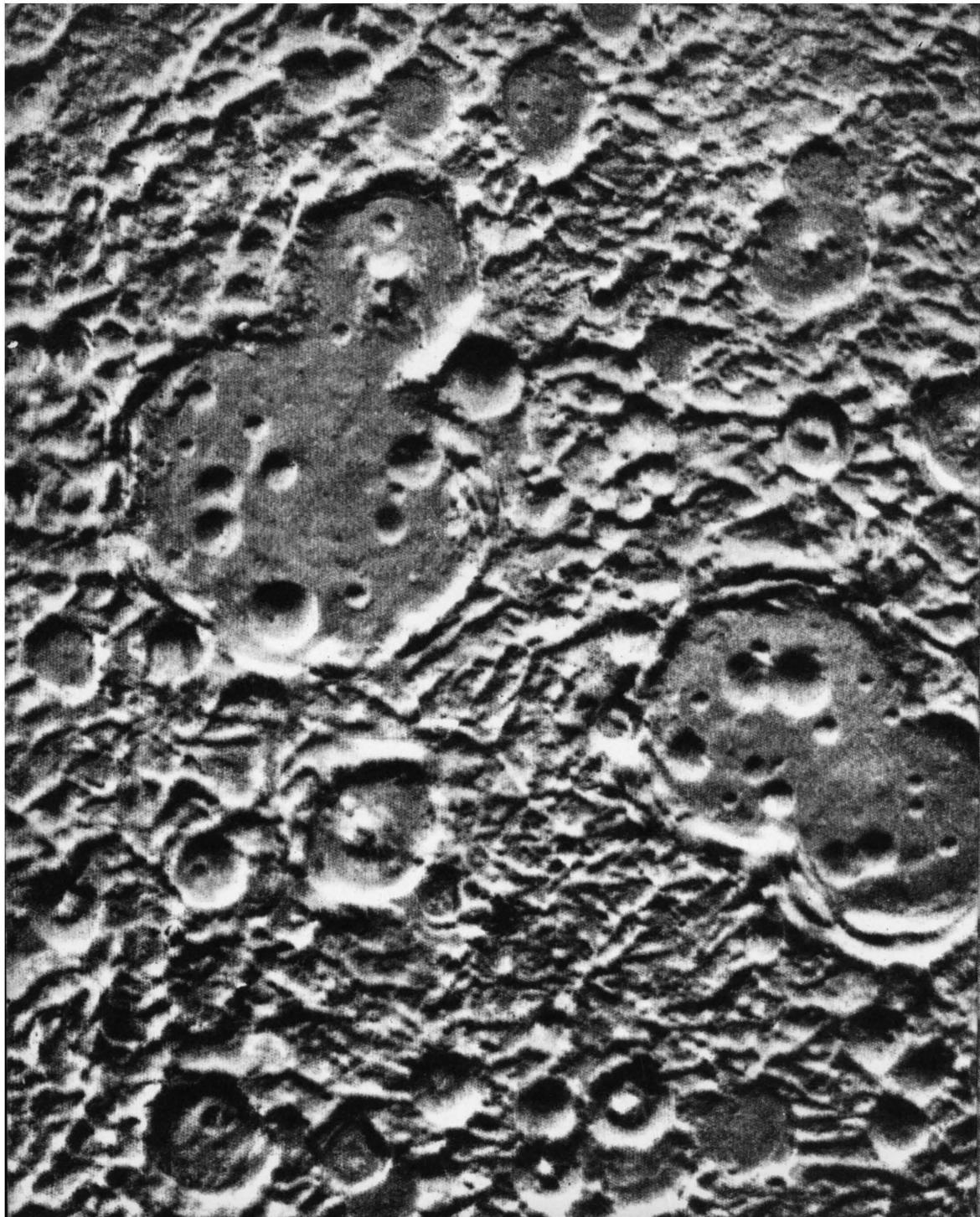




**Akademie
der Wissenschaften
der UdSSR**

W.P. Gluschko

**Raketen-
triebwerke
GDL-OKB**





**Akademie
der Wissenschaften
der UdSSR**

Raketen

W. P. Gluschko

Einleitung des Verlags

Der Verfasser des vorliegenden Buches, Akademiemitglied W. P. Gluschko, gilt als Begründer des sowjetischen Raketentriebwerkbaus und Pionier der Raketentechnik. Er ist zweifacher Held der Sozialistischen Arbeit, Träger des Lenin- und des Staatspreises. Seit 1921 interessierte er sich für die Kosmonautik, seit 1923 stand er im Briefwechsel mit K. E. Ziolkowski, und seit 1924 veröffentlichte er populärwissenschaftliche und wissenschaftliche Schriften über dieses Gebiet. K. E. Ziolkowski erwähnte in seinen Schriften (1926, 1927, 1929) W. P. Gluschko neben anderen Autoren, die verschiedene Arbeiten über den Raketenbau und die Raumfahrt veröffentlicht hatten.

Nach einem Vorschlag und unter Leitung von W. P. Gluschko wurde im



triebwerke GDL-OKB

Gasdynamischen Laboratorium (GDL) des Militärwissenschaftlichen Forschungskomitees beim Revolutionären Kriegsrat der UdSSR eine Abteilung für die Entwicklung von elektrischen und Flüssigkeitsraketen-triebwerken und Raketen gegründet, die am 15. Mai 1929 ihre aktive Tätigkeit begann. Später entwickelte sich aus dieser GDL-Abteilung ein Versuchs-Konstruktionsbüro (OKB), das den Namen GDL-OKB erhielt. 1974 beging diese Institution den 45. Jahrestag ihrer Tätigkeit.

Der ständige Leiter des GDL-OKB W. P. Gluschko führte theoretische und experimentelle Untersuchungen auf dem außerordentlich wichtigen Gebiet der Entwicklung von Flüssigkeitsraketen-triebwerken durch. Er ist Konstrukteur des ersten elektrothermi-

schen Raketen-triebwerks (1929—1933) der Welt, der ersten sowjetischen Flüssigkeitsraketen-triebwerke (1930—1931), der Raketenreihe RLA (russ. Abk. für Reaktionsflugapparate) (1930—1933), der leistungsstarken Flüssigkeitsraketen-triebwerke, die in geophysikalische Raketen und alle bisher gestarteten sowjetischen Raum-Raketen eingebaut waren.

An den Gebäuden der Hauptadmiralität und der Peter-Pauls-Festung in Leningrad, wo sich in den 30er Jahren das von Gluschko geleitete Versuchs-Konstruktionsbüro und die Prüfstation befanden, sind jetzt Gedenktafeln aus Marmor und Bronze angebracht.

W. P. Gluschko hielt an der Shukowski-Akademie der Luftstreitkräfte (1933/34) und an der Moskauer Technischen Bauman-Hochschule (1947/54) Vorlesun-

gen über Raketentechnik. Er leistet außerdem eine umfangreiche Arbeit auf dem Gebiet der Organisation der Wissenschaft sowie als wissenschaftlicher Leiter und Chefredakteur des Lexikons „Kosmonautik“, der Nachschlagewerke der Akademie der Wissenschaften der UdSSR über thermische Konstanten, thermodynamische und wärmephysikalische Eigenschaften der Stoffe (22 Bände). Er ist auch Vorsitzender mehrerer Wissenschaftlicher Räte. W. P. Gluschko hat 222 wissenschaftliche und populärwissenschaftliche Werke veröffentlicht.

Im vorliegenden Buch wird der Werdegang des von W. P. Gluschko geleiteten GDL-OKB — des führenden Zentrums für die Entwicklung von leistungsstarken Flüssigkeitsraketen-triebwerken in der UdSSR — kurz dargelegt.

Академик *В. П. Глушко*
Ракетные двигатели ГДЛ — ОКБ
На немецком языке
Цена 41 коп.

© Verlag Presseagentur Nowosti, 1975

Das Gasdynamische Laboratorium (GDL)

Die GDL-Abteilung für die
Entwicklung mit flüssigem Treibstoff
arbeitender Triebwerke und Raketen

Die Abteilung des RNII
(Forschungsinstitut für
Rückstoßantrieb): die Entwicklung
von mit hochsiedendem flüssigem
Treibstoff arbeitenden
Raketentriebwerken

Das Versuchs-Konstruktionsbüro
für Flüssigkeitsraketentriebwerke
für das Flugwesen

GDL—OKB

„Für den Erfolg der Sache ist in erster Linie ein zuverlässiges und seinen Daten nach hochwertiges Raketentriebwerk erforderlich.“

„In den Brennpunkt des Interesses — das Raketentriebwerk!“

1934

S. P. Koroljow

Das Gasdynamische Laboratorium (GDL)

Der Begründer der Raumfahrt, der Urheber der ersten wissenschaftlichen Pläne für das Eindringen des Menschen in den interplanetaren Raum und die Erschließung des Weltraums war der große sowjetische Gelehrte K. E. Ziolkowski. Seine glänzenden theoretischen Arbeiten wiesen auf die Rakete als ein Mittel für das Überwinden der Gravitation hin und bahnten den Weg, den seine Schüler und Nachfolger beschrritten. K. E. Ziolkowski wies in seinen klassischen Werken die große Bedeutung der Leistung des Raketentriebwerks nach.

Die bestimmenden Faktoren für die Verwirklichung der Raumflüge sind der Entwicklungsstand der Raketentriebwerke und die Qualität der Konstruktionsdaten der Rakete und ihrer Flugsteuerungssysteme. Die Geschwindigkeit der Rakete wird in erster Linie durch die Leistungskennziffern ihrer Triebwerke bestimmt. Deshalb ist die Entwicklung von leistungsstarken und zuverlässigen Raketentriebwerken die unentbehrliche Anfangsstufe der Raketentechnik und gibt die Möglichkeit, auf dieser Grundlage Raketen für verschiedene Zwecke zu bauen.

Die erste sowjetische Forschungs- und Versuchs-Konstruktionsstätte für die Entwicklung von Raketentriebwerken und Raketen war das im Jahre 1921 gegründete staatliche Zentrum „Gasdynamisches Laboratorium“ (GDL).

Der Gründer des GDL — Chemieingenieur N. I. Tichomirow (1860—1930) widmete sein Leben der Raketentechnik. 1894 begann N. I. Tichomirow seine Arbeit auf dem Gebiet der Raketentechnik. Von 1894 bis 1897 unternahm er Versuche mit kleinen Pulvermodellen. 1912 legte er dem Marineminister Admiral Biriljow den Entwurf einer Pulverrakete vor, der eine spätere Anwendung von flüssigen Brennstoffen (Spiritus, Erdölprodukte u. a. m.) vorsah. In der Zeit von 1912 bis 1917 wurde dieser Entwurf zahlreichen Begutachtungen unterzogen, aber erst unter der So-

wjetmacht wurden Voraussetzungen für seine Verwirklichung geschaffen. Am 3. Mai 1919 richtete N. I. Tichomirow in einem Brief an den Geschäftsführer des Rates der Volkskommissare W. D. Bontsch-Brujewitsch die Bitte an W. I. Lenin — den Vorsitzenden des Rats der Volkskommissare — eine Möglichkeit dafür ausfindig zu machen, diese Erfindung zur Festigung und zum Gedeihen der jungen Arbeiter-und-Bauern-Republik zu realisieren. N. I. Tichomirow legte dem Brief eine Beschreibung der Erfindung, seinen 1915 erhaltenen Urheberschein Nr. 309 und ein positives Gutachten des Vorsitzenden der Abteilung für Erfindungen des Moskauer Komitees für Rüstungsindustrie, Professor N. E. Shukowski, bei, das bereits 1916 ausgestellt worden war.

Die Sowjetrepublik machte zu jener Zeit die schweren Jahre des Bürgerkriegs und der Intervention, des Wiederaufbaus der zerstörten Industrie und des Verkehrswesens durch, aber sie hielt es für möglich, den Vorschlag von N. I. Tichomirow anzunehmen. Im Ergebnis zahlreicher Begutachtungen wurde Anfang 1921 in den vom Oberbefehlshaber der Streitkräfte der Republik S. S. Kamenew unterschriebenen und durch Organe des Revolutionären Kriegsrats der Republik veröffentlichten Dokumenten angeordnet, die Arbeiten zur Verwirklichung der Erfindung als eine Angelegenheit von gesamtstaatlicher Bedeutung zügig in Angriff zu nehmen.

Am 1. März 1921 nahm das auf Staatskosten gegründete „Laboratorium für die Entwicklung der Erfindungen von N. I. Tichomirow“, wie es zuerst genannt wurde, in Moskau seine Tätigkeit auf. Pyrotechnische und chemische Laboratorien sowie eine mechanische Werkstatt mit 17 Werkzeugmaschinen wurden in dem N. I. Tichomirow zur Verfügung gestellten zweistöckigen Haus Nr. 3 in der Tichwinskaja Straße eingerichtet.

Es war eine schwere Zeit, die Versorgung und Finanzierung erfolgten unregelmäßig. Ein begabter Helfer von N. I. Tichomirow, W. A. Artemjew, der seine Tätigkeit zur Vervollkommnung von Pulverraketen bereits vor dem ersten Weltkrieg in der Festung von Brest begonnen hatte, schrieb über diese Schwierigkeiten in seinen Memoiren.

Für die Ausstattung der Raketen wählte N. I. Tichomirow rauchloses Pulver mit einem nichtflüchtigen Lösungsmittel, das seit 1922 unter seiner Leitung von Mitarbeitern der Abteilung für Pulver und Sprengstoffe des Staatlichen wissenschaftlich-technischen Instituts O. G. Fillipow und S. A. Serikow in Leningrad entwickelt wurde. 1924 wurden die ersten Probestkörper mit Trotylpyroxilinpulver hergestellt.

Das war ein großer Erfolg, denn die Anwendung von stärkeren rauchlosen Pulverkörpern in den Raketentriebwerken statt des üblichen Schwarzpulvers gewährleistete eine wesentliche Steigerung der Effektivität und Stabilität der Raketen sowie Sicherheit bei der Arbeit. N. I. Tichomirow wurde ein Patent für dieses rauchlose Pulver ausgestellt.

Unterdessen erteilte 1923 die Militärbehörde dem Laboratorium den 7

Auftrag, die Verwendbarkeit der Rückstoßwirkung für die vorhandenen Minen auf dem Versuchsweg zu prüfen, um ihre Schlagweite zu steigern. Die von W. A. Artemjew 1924 auf dem Hauptschießplatz in Leningrad durchgeführten Starts von 21 Raketen ergaben infolge der Anwendung von Raketentriebsätzen eine Verzehnfachung ihrer Flugweite.

Die wichtigsten Arbeiten des Laboratoriums auf dem Gebiet der Entwicklung und Herstellung von rauchlosen Pulverkörpern sowie die Prüfstanderprobungen und Teststarts auf dem Schießplatz erfolgten in Leningrad. Deshalb wurde 1925 das Laboratorium ganz nach Leningrad verlegt.

Im Frühjahr 1928 wurden auf dem Schießplatz die ersten Starts von Geschossen mit Pulverkörpern vorgenommen. W. A. Artemjew, der diese Starts leitete, schrieb in seinen Memoiren: „Das war die erste Rakete mit rauchlosem Pulver. Es gibt keine Angaben, daß solche Raketengeschosse (Minen) mit rauchlosem Pulver in ausländischen Armeen früher als im unseren Lande hergestellt wurden, deswegen besitzt die Sowjetunion die Priorität. Die Schaffung dieser Pulverrakete mit rauchlosem Pulver bildete eine Grundlage für die konstruktive Gestaltung der Raketengeschosse ‚Katjuscha‘, die während des Großen Vaterländischen Krieges unserer Roten Armee wesentliche Hilfe leisteten.“

Im Ergebnis dieser erfolgreichen Starts wurde das Laboratorium N. I. Tichomirows erweitert und bekam den Namen Gasdynamisches Laboratorium (GDL). Es unterstand dem Militärwissenschaftlichen Forschungskomitee beim Revolutionären Kriegsrat der UdSSR. Mit N. I. Tichomirow zusammen arbeiteten 1928 sein Gehilfe W. A. Artemjew, I. I. Kulagin (Herstellung von Pulver), D. A. Wentzel und N. A. Upornikow (äußere Ballistik), G. W. Bogoljubow (Raketenlenksysteme), G. E. Langemak (Ballistik der Pulver) und seit 1929 B. S. Petropawlowski (Konstruktion von Pulverraketen).

Im April 1929 traf mein Vorschlag über Raketentriebwerke aus der Militärabteilung des Ausschusses für Erfindungen bei N. I. Tichomirow im GDL und bei Professor M. W. Schuleikin in der Nachrichtenverwaltung der Roten Armee zur Begutachtung ein. Dieser Vorschlag wurde gebilligt, und im GDL wurde eine Abteilung für die Entwicklung von elektrischen und Flüssigkeitsraketentriebwerken und Raketen gegründet, die am 15. Mai desselben Jahres unter meiner Leitung ihre Tätigkeit aufnahm.

N. I. Tichomirow starb 1930 im Alter von 70 Jahren. Groß war der Beitrag dieses Wissenschaftlers zur Entstehung und Entwicklung der ersten sowjetischen wissenschaftlichen Raketen-Konstruktionsstätte. Anlässlich des 50. Jahrestags des GDL wurde seinem Begründer und Leiter, dem Patrioten und Wissenschaftler N. I. Tichomirow in Moskau ein Denkmal
8 errichtet. N. I. Tichomirows Name ist für immer in die Geschichte der

Raketentechnik eingegangen. Nach ihm ist ein Krater auf der Mondrückseite benannt worden.

Zum Chef des GDL ernannte man den Artillerieingenieur B. S. Petropawlowski. Damals wurde der technologische Prozeß der halbindustriellen Herstellung von Pulverkörpern gemeistert. Ihre ballistischen Eigenschaften wurden bis in kleinste Einzelheiten erforscht, die Gesetze ihrer Verbrennung in den Kammern mit Düsen bestimmt und die ersten Flugproben durchgeführt. Die großzügige Entwicklung von Raketenkonstruktionen mit rauchlosem Pulver unterschiedlicher Kaliber (Durchmesser) und verschiedenartiger Bestimmung bekam eine materielle Grundlage. 1930 begann die unmittelbare Entwicklung von Raketengeschossen mit einem Kaliber von 82 und 132 mm. 1931—1933 wurden im GDL großkalibrige Raketengeschosse mit einem Durchmesser von 245 mm und einem Gewicht von 118 kg sowie solche mit einem Durchmesser von 410 mm und einem Gewicht von 500 kg entwickelt und Standprüfungen unterworfen. 1932 begannen die Flug-Geländeerproben der Raketengeschosse, oder wie sie damals genannt wurden, der Rückstoßgeschosse (RS) mit einem Durchmesser von 82 mm (RS-82) von einem Flugzeug der Bauart I-4 aus. Im Sommer desselben Jahres wurde in Anwesenheit eines der Leiter des Militärarmtes M. N. Tuchatschewski das erste offizielle Schießen mit den Geschossen RS-82 von Bord eines mit sechs Startanlagen ausgerüsteten Flugzeugs I-4 durchgeführt. Von 1932 an wurden auch Arbeiten zur Bewaffnung des Flugzeugs R-5 mit Geschossen RS-82 und RS-132 und des Bombers TB-1 mit Geschossen RS-132 und RS-245 vorgenommen.

Das GDL entwickelte außerdem Raketengeschosse für Hilfszwecke (Leucht-, Signal-, Brand-, Agitations-, Leuchtspurgeschosse).

Auch in der Entwicklung des Pulverraketenstarts von Flugzeugen wurden große Erfolge erzielt. Diese Arbeit begann noch 1927 mit dem Abschleudern von Modellen. Am unteren Flügel des Doppeldeckers U-1 wurden zwei Pulverraketenbeschleuniger angeordnet und so etwa hundert Starts durchgeführt. Nachdem 1931 mit dem Schulflugzeug U-1 gute Ergebnisse erzielt worden waren, wurden die Arbeiten auf schwere Bomber TB-1 und TB-3 verlegt. Der Bomber TB-3 mit sechs Starttraketen am Flügel bestand 1933 erfolgreich die offiziellen Prüfungen. Die Startrollstrecke des Flugzeugs verkürzte sich um 77 Prozent.

1931 wurde das GDL in 7 Sektoren (seit 1932 — Abteilungen) eingeteilt. 1. Abteilung: Pulverraketen (Leiter G. E. Langemak); 2. Abteilung: Raketen mit flüssigem Treibstoff (Leiter W. P. Gluschko); 3. Abteilung: Anwendung von Pulverraketen im Flugwesen (Leiter W. I. Dudakow); 4. Abteilung: Granatwerfer (Leiter N. A. Dorowljow); 5. Abteilung: Pulverproduktion (Leiter I. I. Kulagin); 6. Abteilung: Betriebsführung (Leiter E. S. Petrow); 7. Abteilung: Verwaltung und Wirtschaft.

Als Gradmesser für das Wachstum des GDL kann die Anzahl seiner 9

Mitarbeiter dienen, sie belief sich 1928 auf 10 Personen, 1930 auf 23, 1931 auf 77, 1932 auf 120 und Anfang 1933 auf etwa 200.

Das GDL wertete die Werke von K. E. Ziolkowski weitgehend aus und ehrte ihn als den Begründer des wissenschaftlichen Raketenbaus. Es gab einen regen Briefwechsel zwischen ihm und dem Laboratorium. Mit großem Interesse studierten wir das ideenreiche bemerkenswerte Buch von J. W. Kondratjuk, das 1929 veröffentlicht wurde. Und N. A. Ry-nins Lexikon über Raketen und Raumfahrt war uns als Nachschlagewerk unentbehrlich.

Das GDL war in Leningrad in verschiedenen Stadtteilen untergebracht. Ein Teil befand sich auf dem Artillerieschießplatz Rschewski. Die Pulverwerkstatt war im ehemaligen Marinelaboratorium im Grebnoi Hafen auf der Wassiljewski-Insel eingerichtet. Zuerst benutzte diese Werkstatt Pressen, mit denen noch D. I. Mendelejew gearbeitet hatte. Das GDL war auf dem sogenannten Kommandanten-Flugplatz stationiert, wo die Flugzeugerprobungen durchgeführt wurden. Auf Befehl des Stellvertreters des Volkskommissars für Heeres- und Marineangelegenheiten und Stellvertretenden Vorsitzenden des Revolutionären Kriegsrates der UdSSR M. N. Tuchatschewski wurden dem Laboratorium 12 Zimmer im zentralen Teil des Admiralitätsgebäudes sowie der Johann-Ravelin in der Peter-Pauls-Festung zugewiesen. Das GDL benutzte die Werkstätten des Schießplatzes, der Marineschule im Admiralitätsgebäude und der technischen Artillerieschule, wo es eigenes Personal unterhielt. Die Verwaltung des Laboratoriums befand sich in der Chalturin-Straße 19 und später in der Podjesdnaja-Straße.

Eine bedeutende Rolle bei der Entwicklung des GDL spielte N. J. Il-jin, der 1931 und 1932 dessen Chef war. Einige Jahre vor dieser Ernennung und später war er als Beauftragter des Revolutionären Kriegsrates für das Militärerfindungswesen in Stadt und Gebiet Leningrad tätig. Als Chef des GDL löste ihn der Flugzeugingenieur I. T. Kleimenow ab.

Einen großen Einfluß auf die Entwicklung der Raketentechnik in der UdSSR übte in ihren Anfängen der Held des Bürgerkriegs M. N. Tuchatschewski aus. 1928 wurde er Oberbefehlshaber des Leningrader Wehrkreises. Seit dieser Zeit leistete er dem GDL wertvolle Hilfe. Mit der Ernennung M. N. Tuchatschewskis zum Chef der Bewaffnung der Roten Arbeiter-und-Bauern-Armee (RKKa) im Jahre 1930 wurde ihm das Gasdynamische Laboratorium untergeordnet. M. N. Tuchatschewski bekundete ständig sein Interesse für die Arbeit und Bedürfnisse des GDL, besuchte das Laboratorium, nahm an Erprobungen teil. Seine Hilfe kann gar nicht hoch genug eingeschätzt werden. Er unterstützte auch die gesellschaftlichen Organisationen des Ossoawiachim (Gesellschaft zur Förderung der Luftfahrt) sowie die Moskauer und die Leningrader Gruppen zum Studium der Rückstoßbewegung (GIRD).

„Die Kontrollberechnungen weisen gebieterisch auf die Notwendigkeit hin, mit den Versuchsarbeiten entsprechend dem Vorschlag von W. P. Gluschko unverzüglich anzufangen.“

1929

N. I. Tichomirow

Die GDL-Abteilung für die Entwicklung mit flüssigem Treibstoff arbeitender Triebwerke und Raketen

Am 15. Mai 1929 wurden im GDL zum erstenmal in der UdSSR Experimentalforschungen zur Entwicklung elektrischer Raketentriebwerke und von Flüssigkeitsraketentriebwerken vorgenommen. Zusammen mit mir arbeiteten voller Begeisterung die begabten Ingenieure, Techniker und Mechaniker A. L. Maly, W. I. Serow, I. I. Kulagin, E. N. Kusmin, E. S. Petrow, N. G. Tschernyschew, P. I. Minajew, B. A. Kutkin, W. P. Jukow, W. A. Timofejew, N. M. Muchin, I. M. Pankin u. a.

1929—1930 wurde theoretisch und experimentell die Arbeitsfähigkeit des elektrischen Triebwerks grundsätzlich bewiesen, das als Arbeitskörper feste oder flüssige Leiter (ununterbrochen zugeführter Metalldraht oder Flüssigkeitsstrahl) benutzte, die durch den elektrischen Strom mit vorgegebener Frequenz in einer Kammer mit Düse zur Explosion gebracht werden. An die Düse und das Kammergehäuse, die durch Isoliermaterial voneinander getrennt waren, wurden Leitungsdrähte von einer leistungsfähigen elektrischen Impulseinrichtung angeschlossen, deren Hauptelemente ein Hochspannungstransformator, vier Gleichrichter und bis auf 40 kV aufgeladene Ölkondensatoren mit der Kapazität von 4 mF waren. Es wurden Kohlenstoffäden, Drähte aus Aluminium, Nickel, Wolfram, Blei und anderen Metallen sowie die Flüssigkeiten — Quecksilber und Elektrolyte — zur Explosion gebracht. Es wurden sowohl einzelne Elektroexplosionen der flüssigen und der festen Leiter, als auch Explosionsreihen unter ununterbrochener Heranführung des Arbeitskörpers erforscht. Zuerst wurden die Elektroexplosionen im freien Raum und danach in der Kammer mit einer Düse durchgeführt. 1932—1933 erprobte man elektrische Raketentriebwerke mit ballistischem Pendel.

Das war das erste elektrothermische Raketentriebwerk. Seine Ent-

stehung überflügelte den Stand der Entwicklung von Wissenschaft und Technik um gut dreißig Jahre. Später eröffnete sich verschiedenartigen elektrischen Raketentriebwerken eine großartige Perspektive für die Weiterentwicklung. Zur Zeit werden Triebwerke dieser Klasse in Raumflugkörpern zur Flugbahnkorrektur eingesetzt. In einigen Ländern werden elektrische Raketentriebwerke als Haupttriebwerke für Flüge zu fernen Planeten entwickelt.

Ein praktischer Einsatz der elektrischen Raketentriebwerke in der Raumfahrt ist erst dann möglich, wenn der Raumflugkörper auf die Umlaufbahn gebracht worden ist. Die Ursache liegt in dem geringen Schub, der durch das Triebwerk entwickelt wird. Deswegen entwickelten wir gleichzeitig mit den elektrischen Raketentriebwerken Flüssigkeitsraketentriebwerke, und eben ihnen schenken wir das Hauptaugenmerk.

1930 habe ich im GDL erstmalig Salpetersäure, ihre Lösungen mit Stickstofftetroxid, Wasserstoffperoxid, Chlorsäure, Tetranitromethan und ihre gegenseitigen Lösungen als Oxydator für Flüssigkeitsraketentriebwerke und Beryllium als Treibstoff sowie Dreikomponententreibstoff aus Beryllium mit Sauerstoff und Wasserstoff, die im flüssigen Brennstoff dispergierten Beryllium, Lithium, Bor und Aluminium, Pulver mit darin dispergiertem Beryllium u. a. m. vorgeschlagen und später untersucht. Im selben Jahr wurden Expotentialdüsen und Thermoisolierüberzüge aus Zirkoniumdioxid, Magnesiumoxid und anderen Stoffen für die Brennkammern entwickelt und in Triebwerken mit rauchlosen Pulverkörpern erprobt.

1930—1931 wurden im GDL in der UdSSR die ersten Flüssigkeitsraketentriebwerke ORM (russ. Abk. für Versuchs-Raketentriebwerk), ORM-1 und ORM-2 entwickelt und gebaut. 1931 fanden 47 Standbrennerprobungen der Flüssigkeitsraketentriebwerke statt. Der ORM wurde mit flüssigem zuvor vermischten Einheitstreibstoff, der aus einer Lösung von Kohlenwasserstoffen in Stickstofftetroxid bestand, erprobt (46 Starts). Es wurde bewiesen, daß die Triebwerke dieser Klasse zur Explosion neigen, und gezeigt, auf welche Weise das Problem der Betriebszuverlässigkeit der Triebwerke dieser Klasse gelöst werden kann. Die Auswahl wurde zugunsten des Zweikomponenten-Treibstoffs getroffen.

Im selben Jahre habe ich den selbstentzündlichen Treibstoff und die chemische Zündung sowie eine Gelenkaufhängung des Triebwerks mit Pumpenaggregaten vorgeschlagen. 1931—1932 wurden die durch das Triebwerk betätigten experimentellen Einspritzkolbenpumpen entwickelt und erprobt. Die Speisung des Triebwerks erfolgt dabei mit dem von der Brennkammer des Raketentriebwerks abgeleiteten Gas. 1932 entwickelte und erprobte man die experimentellen Triebwerke (von ORM-4 bis ORM-22) zum Ausfindigmachen eines geeigneten Zündungstyps, des Anlassungsverfahrens und des Vermischungssystems beim Prüfen mit unterschiedlichen Treibstoffkomponenten. Bei 53 Standbrennprüfungen dieser

Triebwerke benutzte man als Oxydationsmittel flüssigen Sauerstoff, Stickstofftetroxid, Salpetersäure und Lösungen von Stickstofftetroxid in Salpetersäure und als Brennstoff Benzin, Benzol, Toluol und Kerosin. 1933 wurden die Triebwerke (von ORM-23 bis ORM-52) mit pyrotechnischer und chemischer Zündung bei Salpetersäure-Kerosintreibstoff entwickelt und am Prüfstand erprobt. Die Versuchstriebwerke ORM-50 mit einem Schub von 150 kp und ORM-52 mit einem Schub von 300 kp bestanden im gleichen Jahr die offiziellen Standprüfungen. Zu jener Zeit waren es die leistungsstärksten Flüssigkeitsrakentriebwerke. 1933 wurde eine Ausführung des Turbopumpenaggregats mit Kreiselpumpen zur Förderung von flüssigen Treibstoffkomponenten in ein Triebwerk mit 300 kp-Schub entwickelt.

Die elektrischen Raketentriebwerke und die Reihe ORM wurden in den mechanischen Werkstätten des GDL auf dem Forschungs-Artillerieschießplatz, in den Werkstätten der Artillerieschule, der Admiralität u. a. m. und, schließlich in den mechanischen Werkstätten des GDL in der Peter-Pauls-Festung gebaut. Die Prüfungen des elektrischen Raketentriebwerks wurden durch das GDL seit 1929 im Elektrophysikalischen Institut und seit 1933 in der Peter-Pauls-Festung vorgenommen; die Erprobungen der Raketentriebwerke mit rauchlosen Pulverkörpern zur Entwicklung der optimalen Querschnittform, des Erweiterungsverhältnisses der Düse, der keramischen Wärmeisolation der Kammern, des Zuleitungssystems des flüssigen Treibstoffs durch die von der Brennkammer abgeleiteten Gase und anderer Konstruktionselemente der Flüssigkeitsrakentriebwerke fanden auf dem Prüfstand des GDL auf dem Forschungs-Artillerieschießplatz (1930) statt. Die Brennerprobungen der Flüssigkeitsrakentriebwerke der Reihe ORM gingen an den Prüfständen des GDL auf dem Forschungs-Artillerieschießplatz (seit 1931) und später in der Peter-Pauls-Festung (bis Ende 1933) vor sich.

Im Sommer 1932 und im Januar 1933 kamen aus Moskau die Leiter der im Herbst 1931 gegründeten GIRD (Gruppe zum Studium der Rückstoßbewegung) ins GDL. Im Sommer 1932 wurde auf Beschluß des Präsidiums des Zentralrates der Ossoaviachim der Moskauer GIRD eine Räumlichkeit im Keller des Hauses Nr. 19 in der Sadowo-Spasskaja-Straße sowie zwei Werkbänke zur Verfügung gestellt. Unter den Gästen waren der GIRD-Leiter S. P. Koroljow, F. A. Zander, M. K. Tichonrawow, J. A. Pobedonoszew u. a. Ihnen wurde die Arbeit eines Flüssigkeitsrakentriebwerks am Prüfstand vorgeführt. So fand das erste Zusammentreffen der Mitarbeiter des GDL und der GIRD statt, das die weitere Zusammenarbeit einleitete. In alle von S. P. Koroljow entwickelten Flügelraketen, Flugzeug-Raketenanlagen, interkontinentalen Langstreckenraketen, hochleistungsfähigen meteorologischen und geophysikalischen Raketen sowie in alle Raumflugraketen wurden seitdem im Laufe von mehr als dreißig Jahren Triebwerke eingebaut, die von der aus dem Leningrader Gasdynamik-

schen Laboratorium hervorgegangenen Schule der Triebwerkbauer geschaffen worden waren.

Prof. W. P. Wetschinkin aus dem Zentralen Aerodynamischen Institut (ZAGI) war im Dezember 1932 im GDL, wohnte den Erprobungen des Flüssigkeitsraketenriebwerks ORM-9 am Prüfstand bei und stellte folgendes Gutachten aus: „Im GDL ist der Hauptteil der Arbeit zur Realisierung der Rakete geleistet worden, man baute ein mit flüssigem Treibstoff arbeitendes Rückstoßtriebwerk. . . In dieser Hinsicht sind die erreichten Leistungen des GDL (hauptsächlich des Ingenieurs W. P. Gluschko) als hervorragend anzuerkennen.“

Anfang 1933 wohnte der Chef der Bewaffnung der RKKa M. N. Tuschatschewski, dem das Gasdynamische Laboratorium unterstand, den Standerprobungen eines Flüssigkeitsraketenriebwerks bei und zollte den Errungenschaften des GDL hohe Anerkennung. Bereits 1932 schrieb er in einem Brief an den Chef der Militärtechnischen Akademie der RKKa: „Das Leningrader Gasdynamische Laboratorium des Technischen Stabs, das sich mit Fragen eines Rückstoßtriebwerks und seines Einsatzes auf verschiedenen Gebieten der Militärtechnik beschäftigt, erzielt zur Zeit bedeutende wertvolle Ergebnisse. Diese Ergebnisse gibt es auf dem Gebiet der wissenschaftlichen und theoretischen Arbeit des GDL und bei der Durchführung praktischer Erprobungen und Versuche mit verschiedenartigen Rückstoßgeschossen und Geräten sowie bei der Auslese wertvoller Kader von Spezialisten für Rückstoßbewegung.“

Besonders bedeutende Perspektiven haben die Experimente des GDL mit dem Flüssigkeitsraketenriebwerk, das in der letzten Zeit im Laboratorium entwickelt werden konnte. Eine Anwendung dieses Triebwerks in der Artillerie und in der Chemie bietet unbegrenzte Möglichkeiten für das Schießen mit Geschossen von beliebiger Stärke und über beliebige Entfernungen. Eine Benutzung des Rückstoßtriebwerks im Flugwesen wird letzten Endes zur Lösung der Aufgabe des überschnellen Stratosphärenflugs führen.“

Das erste sowjetische experimentelle Flüssigkeitsraketenriebwerk ORM-1 wurde 1930 entworfen und 1930—1931 gebaut. Es war für die kurzfristige Arbeit mit flüssigem Treibstoff — Stickstofftetroxid mit Toluol oder flüssigem Sauerstoff mit Benzin — bestimmt. Beim Einsatz mit flüssigem Sauerstoff und Benzin entwickelte das Triebwerk einen Schub bis 20 kp.

Die Innenflächen der Stahlbrennkammer und der Düse des ORM-1 waren mit Rotkupfer plattiert. Die Kupferoberflächen der sechsstrahligen Einspritzdüsen hatten eine galvanische Vergoldung zur Gewährleistung der Korrosionsbeständigkeit in den Treibstoffkomponenten. Am Eintritt des Oxydationsmittels und des Brennstoffs in die Einspritzdüsen waren federbelastete Rückschlagventile angeordnet. Die Brennkammer war mit einem Düsensatz mit Öffnungsdurchmessern von 10, 15, 20 mm ausgestat-

tet. Das Triebwerk wurde statisch mit Wasser im Mantel gekühlt. Die Zündung erfolgte mit Hilfe einer mit Brennstoff angefeuchteten Watte, die durch eine Zündschnur angezündet wurde. Die Zuführung der Treibstoffkomponenten aus dem Behälter in das Triebwerk erfolgte mittels komprimierten Stickstoff. Das Triebwerk wurde mit der Düse nach oben erprobt. Das ORM-1 bestand aus 93 Teilen.

Gleichzeitig mit der Herstellung des ORM-1 wurde das in seiner Ausführung einfachere Triebwerk ORM entworfen, gefertigt und 1931 das erstmal erprobt. Es arbeitete mit flüssigem Einheitstreibstoff, Lösungen von Toluol und Benzin in Stickstofftetroxyd. Das Triebwerk wurde mit austauschbaren Düsen, einem Stauchapparat zur Messung des Höchstdrucks, einem Sicherheitsventil, einer Elektropyro-Zündungseinrichtung u. a. m. bestückt. Es wurde zur Untersuchung der gefahrlosen Arbeit mit flüssigem Monotreibstoff eingesetzt und entwickelte einen Schub bis 6 kp.

Die Triebwerke ORM-4, ORM-5, ORM-8, ORM-9, ORM-11 und ORM-12 wurden 1932 entwickelt und bestanden einige Dutzende von Brennerproben. Dabei wurden Methoden der Zündung, des Anlassens und der Vermischung von Komponenten der unterschiedlichen Treibstoffe erforscht. Als Oxydationsmittel benutzte man flüssige Luft, flüssigen Sauerstoff, Salpetersäure, Stickstofftetroxid und Lösungen des Stickstofftetroxids in Salpetersäure; als Brennstoff dienten Benzin, ein Gemisch aus 50% Benzin und 50% Benzol und Toluol. Der Druck in der Brennkammer erreichte 50 atm, die Testzeit eine Minute. Die Zündung erfolgte mit elektrischen Zündkerzen oder pyrotechnisch (Nitratmetallkörper für hochsiedende Oxydatoren und Trotyl-Pyroxylkörper für Kryogenoxydationsmittel). Der innere Durchmesser der zylindrischen Stahlbrennkammern des ORM-4—8 betrug 40 mm. Die Stahlbrennkammer des ORM-9 mit einem Innendurchmesser und einer Höhe von 90 mm war von innen mit keramischer 10 mm starker Wärmeisolation bedeckt (Zirkoniumdioxid oder Magnesiumdioxid mit Wasserglas), die Düse war mit 8 mm dickem Rotkupfer plattiert; der Durchmesser der Düsenöffnung betrug 15 mm. Die Brennkammer des ORM-11 (Innendurchmesser — 80 mm, Länge — 90 mm) und die Düse (Durchmesser der Öffnung — 15 mm) waren mit Rotkupfer plattiert. Die Brennkammer und die Düse des ORM-12 hatten die gleichen Abmessungen wie beim ORM-9 und waren ebenfalls mit Rotkupfer plattiert. In diesen Triebwerken wurden getrennte und einheitliche Schlitz-, Strahl- und Wirbeldüsen verwendet.

Das mit Salpetersäure-Kerosintreibstoff arbeitende Triebwerk ORM-50 mit 150 kp-Schub hatte eine chemische Zündung und war für die Rakete 05, eine Konstruktion der GIRD, bestimmt. Es bestand 1933 die Abnahme-Standprüfungen und ließ mehrfache Erprobungen zu. Die zylindrische Stahlbrennkammer mit einem Innendurchmesser von 120 mm wurde mit einem Treibstoffschleier abgekühlt, sie hatte einen regenerativ säuregekühlten Deckel und eine Kegeldüse mit Spiralberippung; der Durchmes-

ser der engsten Düse betrug 23 mm. Die Brennkammer war mit vier Wirbeldüsen mit Rückschlagventilen ausgestattet.

Das mit Salpetersäure-Kerosintreibstoff arbeitende Triebwerk ORM-52 mit einem Schub von 300 kp hatte eine chemische Zündung und war für Raketen und Schiffstorpedos bestimmt, konnte aber auch als Hilfstriebwerk für Flugzeuge dienen. 1933 bestand es die offiziellen Abnahme-Standprüfungen. Der spezifische Impuls des ORM-52 betrug 210 s, der Druck in der Brennkammer 25 atü. Die zylindrische Stahlbrennkammer (Innendurchmesser — 120 mm) mit einem Kugelkopf hatte Innenkühlung, der Kammerdeckel und die Düse mit Spiralberippung — eine regenerative Säurekühlung. Die Düse war kegelförmig (20°), der Durchmesser des engsten Düsenquerschnitts betrug 32 mm. Die Brennkammer war mit sechs Wirbeldüsen mit Rückschlagventilen versehen.

Gegen Ende 1933 waren die Hauptschwierigkeiten, die mit der Gewährleistung der Arbeitszuverlässigkeit der Flüssigkeitsrakentriebwerke zusammenhingen, überwunden. Die bis dahin entwickelten Neuerungen — chemische und pyrotechnische Zündung, Wirbeldüsen, die dynamisch durch Treibstoffkomponenten abgekühlten berippten Düsen, die innere Abkühlung von Brennkammernwandungen sowie die ausgewählten Konstruktionsmaterialien — gaben die Möglichkeit, einen mehrfachen Triebwerkbetrieb bei einem Druck in der Brennkammer von 20—25 atü und einem spezifischen Impuls von 200—210 mit dem langfristig aufzubewahrenden und betrieblich bequemerem Salpetersäure-Kerosintreibstoff zu erzielen.

„Eine günstige Lösung der Frage ist bedeutend schwieriger, als die schärfsten Denker meinen... Hätten sie die Schwierigkeiten der Sache gekannt, so würden viele von denen, die heute begeistert arbeiten, voll Furcht zurückschrecken. Aber wie herrlich wird das Errungene sein.“

1929

K. E. Ziolkowski

Die Abteilung des RNII (Forschungsinstitut für Rückstoßantrieb): die Entwicklung von mit hochsiedendem flüssigem Treibstoff arbeitenden Raketentriebwerken

Die Entwicklungsperspektiven der Raketentechnik, die Notwendigkeit einer Erweiterung der Arbeiten auf diesem Gebiet und ihrer Versorgung veranlaßten die GDL-Leitung, bereits 1931 vorzuschlagen, das GDL in ein wissenschaftliches Forschungsinstitut umzugestalten. Infolgedessen richtete der Chef des wissenschaftlich-technischen Komitees bei der Artilleriesverwaltung Shelesnow im selben Jahr an den Stellvertretenden Chef der Bewaffnung der RKKK Jefimow und andere Amtspersonen den Vorschlag, das GDL unverzüglich zu einem Gasdynamischen wissenschaftlichen Forschungsinstitut der Roten Armee auszubauen, das in seiner Arbeit das Schwergewicht auf Flüssigkeitsraketen legen sollte.

1932 lief ein Vorschlag der MosGIRD und der LenGIRD über die Gründung eines Instituts ein. In einem an M. N. Tuchatschewski gerichteten Schreiben schlug LenGIRD vor, das Institut auf ihrer Basis zu gründen, weil sie über 400 Mitarbeiter vereinigte, die sich für die Rückstoßbewegung interessierten. Das Schreiben wurde vor Vorsitzenden der LenGIRD W. W. Rasumow, von den Präsidiumsmitgliedern N. A. Rynin, J. I. Perelman u. a. unterschrieben.

Am 16. Mai 1932 wies der Stellvertretende Volkskommissar für Heeres- und Marineangelegenheiten und Vorsitzende des Revolutionären Kriegsrats der UdSSR M. N. Tuchatschewski in einem Bericht an den

17

Vorsitzenden des Verteidigungsausschusses auf die Notwendigkeit hin, unverzüglich ein Institut für Rückstoßantrieb zu gründen „in Anbetracht der Erfolge und großen Perspektiven für den Einsatz von Rückstoßtriebwerken und insbesondere der Flüssigkeitsrückstoßmotoren auf verschiedenen Gebieten.“

Am 21. Oktober 1932 schrieb der Stellvertretende Chef der Bewaffnung der RKKa Jefimow in seinem Bericht an das Sekretär des ZK der KPdSU(B):

„Weshalb wir die Gründung eines Instituts für Rückstoßantrieb brauchen, das läßt sich damit erklären, daß die Anwendung des Rückstoßantriebs in der Militärtechnik heutzutage eine sehr ernsthafte und dringende Aufgabe ist. Das Strahltriebwerk bietet die Möglichkeit, eine riesige Leistung bei geringem Triebwerksgewicht zu erhalten; strahlgetriebene Apparate können sehr hohe Geschwindigkeiten entwickeln, welche durch andere Bewegungsverfahren nicht erzielt werden können. Dabei können sie in großen Höhen in starkverdünntem Raum und sogar außerhalb des materiellen Mediums fliegen.

Die weitere Entfaltung der Arbeiten auf dem Gebiet des Rückstoßantriebs, die Auswertung der erzielten Ergebnisse, die ausführliche Untersuchung und Erprobung der zu fertigenden Muster, insbesondere die Entwicklung eines mit flüssigem Kraftstoff arbeitenden Triebwerks — das sind Aufgaben, die eine große Bedeutung für die Verteidigung des Staates haben und in kurzer Zeit gelöst werden müssen. Daher muß die Arbeit durch eine organisatorische und materielle Basis unterstützt werden. Unser kleines Gasdynamisches Laboratorium muß in ein Forschungsinstitut der RKKa umgestaltet werden.

Neben der Arbeit auf dem Gebiet der Bewaffnung muß das Institut für Rückstoßantrieb als Leitorgan für einen weitgehenden Einsatz der Rückstoßantriebe in zahlreichen Volkswirtschaftszweigen dienen, in denen das Strahltriebwerk eine vielseitige und fruchtbringende Anwendung finden kann.“

Am 21. September 1933 erließ M. N. Tuchatschewski den Befehl des Revolutionären Kriegsrats der UdSSR, auf der Basis des GDL und der MosGIRD das Forschungsinstitut für Rückstoßantrieb (RNII) der RKKa, das erste Forschungsinstitut dieser Art in der Welt, zu gründen. Zum Chef des RNII wurde I. T. Kleimenow ernannt, zu seinem Stellvertreter S. P. Koroljow. Das RNII wurde hauptsächlich von den führenden Persönlichkeiten des GDL geleitet. Anfang 1934 wurde G. E. Langemak zum Stellvertretenden Chef des RNII ernannt. S. P. Koroljow übernahm die Leitung der RNII-Abteilung für die Entwicklung von Flügelraketen.

Auf Beschluß des Rates für Arbeit und Verteidigung wurde das RNII dem Volkskommissariat für Schwerindustrie unterstellt.

Das Jahr 1933 hatte das GDL mit großen Erfolgen bei der Entwicklung mit rauchlosem Pulver arbeitender Raketen abgeschlossen. Die Ra-

ketengeschosse von neun Bauarten unterschiedlicher Kaliber und unterschiedlicher Bestimmung bestanden in jenem Jahr im Beisein einer Kommission des Revolutionären Kriegsrats der UdSSR mit von M. N. Tuchatschewski an der Spitze auf den Schießplätzen von Leningrad und Eupatoria mit Erfolg die offizielle Schießprüfung zu Lande sowie von Seeschiffen und Flugzeugen aus.

B. S. Petropawlowski, G. E. Langemak und W. A. Artemjew waren Haupturheber dieser bereits von N. I. Tichomirow eingeleiteten Entwicklungen, an denen I. T. Kleimenow und andere aktiv beteiligt waren. Ende 1937 war im RNII unter Leitung von Langemak und Kleimenow die Arbeit an Geschossen RS-82 und RS-132 so weit fortgeschritten, daß sie in den folgenden Jahren nur noch vervollkommen wurden.

Diese Raketengeschosse kamen zum weitgehenden praktischen Einsatz zuerst 1939 in der Schlacht mit dem militaristischen Japan am Fluß Chalchin-Gol und dann vor allem von den ersten bis zu den letzten Tagen des Großen Vaterländischen Krieges, sowohl in Flugzeug als auch in beweglichen Erdanlagen. „Schwarzer Tod“ — nannten sie die Faschisten. „Katjuscha“ (Kätchen), so wurden sie liebevoll in der Sowjetarmee genannt.

Petropawlowski, Langemak, Artemjew, Kleimenow sind schon lange nicht mehr am Leben, aber ihre Namen findet man heute auf Mondkarten und -globen.

Das GDL hatte bedeutende Erfolge in der Entwicklung von elektrischen und Flüssigkeitsraketenantrieben erreicht. Die elektrischen Triebwerke waren einzigartig, und die Flüssigkeitsraketenantriebe hatten 1933 dem Schub, dem spezifischen Impuls und der Lebensdauer nach nicht ihresgleichen. 1929—1933 wurden elektrische Raketenantriebe und eine Reihe von Versuchsraketenantrieben (ORM) von ORM-1 bis ORM-52 mit einem Schub von 6 bis 300 kp entwickelt, die mit verschiedenen niedrig- und hochsiedenden Treibstoffen arbeiteten.

Über die Lösung der obenerwähnten Probleme und der Realisierung der genannten Vorschläge und Entwicklungen hinaus hatte ich damals im GDL angeregt, solche flüssigen Treibstoffkomponenten wie die Lösungen von Fluor im Sauerstoff, von Pentaboran im Kerosin, von Stickstoffmonoxid im Stickstofftetroxid zur Senkung der Gefrieretemperatur anzuwenden. Außerdem hatte ich vorgeschlagen, die Effektivität des Raketentreibstoffs mittels einer Dichtevergrößerung durch das Zufügen einer schweren inaktiven Beimengung zu steigern. Es wurde der Fluor-Wasserstoff-Treibstoff untersucht und vorgeschlagen, die Raketen mit abgekühlten Treibstoffkomponenten zu tanken, um die Flugweite (durch eine höhere Treibstoffdichte) zu vergrößern, die Treibstofftanks durch Vergasung der an Bord der Rakete aufgespeicherten verflüssigten Gase aufzuladen, die Rakete von einer Startplattform aus ohne Führungsschienen zu starten u. a. m.

Hier sind bei weitem nicht alle Errungenschaften, Prioritätsvorschläge und Entwicklungen jener Zeit aufgezählt, die in Berichten, sofern sie in Archiven aufbewahrt werden, bzw. in Beschreibungen, Urkunden, Prüfungsprotokollen, Patenten, Urheberdokumenten sowie in den damals veröffentlichten Werken enthalten sind.

Gleichzeitig mit den Triebwerken entwickelten wir 1930 bis 1933 im GDL experimentelle Flüssigkeitsraketen der Reihe von Rückstoßflugapparaten (RLA). Die Raketen RLA-1, RLA-2 und RLA-3 waren für den Vertikalflug in eine Höhe von 2 oder 4 km bestimmt. Der Start sollte von einer Startplattform ohne Führungslafette vorgenommen werden. Die Raketenlänge betrug 1 880 mm, der Durchmesser des Stahlkörpers 195 mm. Es wurde Stickstoff-Kerosintreibstoff verwendet, die Treibstoffzuleitung erfolgte durch komprimierten Stickstoff aus dem Druckspeicher. Der Brennstofftank war innerhalb des Oxydatortanks konzentrisch angeordnet. Die Triebwerke entwickelten einen Schub von 250—300 kp. Die RLA-1 und RLA-2 waren unlenkbar.

RLA-2 besaß zum Unterschied von RLA-1 (Kopf und Heckleitwerk aus Holz) einen Kopf aus Duralumin, der einen Fliegerfallschirm mit meteorologischen Geräten beherbergte. Der Fallschirm wurde durch einen Ausstoßautomaten entfaltet. In der Mitte des Raketenkörpers war ein Ausrüstungsabteil mit einem Luftdruckminderer und Ventilen eingebaut. Das Heckleitwerk war aus Duralumin. 1933 wurden am Prüfstand die Fallschirmpackung für den Kopf ausgearbeitet, der Fallschirmauslöser und das Ausrüstungsabteil mit pneumatischer Automatik geprüft. Deshalb bestand Ende 1933 statt RLA-1 die RLA-2 die Anfangsstandprüfungen. Die Raketen wurden in den mechanischen Werkstätten des Münzamts und des GDL in der Peter-Pauls-Festung hergestellt. Als Werkstücke für Raketengehäuse dienten 8-Zoll-Artilleriegeschosse und für die Brennkammer der Triebwerke 6-Zoll-Geschosse.

Die RLA-3 war eine lenkbare Rakete und unterschied sich von RLA-2 durch das Vorhandensein eines Geräteabteils mit zwei luftstrahlgetriebenen Kreiselgeräten (es wurden Geradelaufapparate von Seetorpedos benutzt), die durch pneumatische Servotriebe und mechanische Zugstangen zwei im Heckleitwerk untergebrachte Ruderpaare betätigten. Für die Ruder wurde das aerodynamische Munkprofil gewählt, das sich durch die geringste Druckpunktverlagerung beim Umlegen des Ruders auszeichnete. Die Herstellung von RLA-3 wurde 1933 nicht vollendet.

Es wurde auch an der Rakete RLA-100 mit vertikaler Berechnungshöhe bis 100 km gearbeitet; das Startgewicht der Rakete betrug 400 kg, das Treibstoffgewicht (Stickstofftetroxid und Benzin) 250 kg, das Nutzlastgewicht 20 kg, der Schub des Triebwerks 3 000 kp und die Arbeitsdauer 20 s. Zur Flugstabilisierung war eine Anordnung des Triebwerks an einer Kardanaufhängung (bei unmittelbarer Stabilisierung des Triebwerks durch einen Kreisel) über dem Schwerpunkt vorgesehen. Zum Spei-

sen des Triebwerks wurden die Kardanringe hohl mit Abdichtungen in den Zapfen ausgeführt. Im Raketenkopfteil waren meteorologische Geräte mit einem Fallschirm und einem Automaten zum Herausschleudern untergebracht; im unteren Körperteil befanden sich die Druckspeicher mit komprimiertem Gas zur Beförderung der Treibstoffkomponenten in das Triebwerk; die oberen Tanks waren für das Oxydationsmittel bestimmt, die mittleren für den Brennstoff; als Werkstoff für die Tanks und Druckspeicher war hochfester Stahl verwendet. An den Körperunterteilen war das Duralumin-Heckleitwerk angebracht, das die Lage des Luftdruckpunkts unter dem Schwerpunkt der Rakete gewährleistete. Zur Ermittlung der Flugbahn wurde der Einsatz einer speziell für diesen Zweck entwickelten Bildkamera mit einer Stoppuhr vorgesehen. Die Bildkamera wurde in der Heckverkleidung aufgestellt. Der Start erfolgte von einer Lafette aus. Vor dem Start wurde das Triebwerk in die erforderliche Stellung gebracht und durch den Anlaßkreisel fixiert.

Der Entwurf für die RLA-100 wurde 1930 bis 1932 ausgearbeitet. Zur Standnacharbeitung der Triebwerksstabilisierung durch einen Kreisel an der Kardanaufhängung wurde Anfang 1933 eine Lafette mit der Kardanordnung des Triebwerks gefertigt. Die Tanks und andere Raketenabteile wurden im Werk Motowilicha in Perm gebaut.

Das GDL war eine Militäranstalt. Die Entwicklungsarbeit erfolgte in Etappen, und der Übergang zur jeweils nächsten Etappe war erst dann gestattet, wenn in der vorhergegangenen zufriedenstellende Ergebnisse erzielt worden waren. Es wurde beschlossen, daß in der Anfangsetappe der Entwicklung von Raketen, damit sie von praktischem Wert waren, der Schub der Triebwerke in die Hunderte kp gehen mußte. Die Triebwerke mußten, bevor sie zu Flugerprobungen zugelassen wurden, eine ausgezeichnete Zuverlässigkeit besitzen. Solche Triebwerke wurden im Herbst 1933 entwickelt.

Ende 1933, als das RNII gegründet wurde, zeichneten sich deutlich zwei Hauptrichtungen ab: Die Entwicklung von Raketentriebwerken und die von Raketen. Jede davon war so kompliziert und so spezifisch, daß sie nur in spezialisierten Abteilungen wirkungsvoll entwickelt werden konnte. Man mußte wählen, und ich entschied mich für das, womit die Raketentechnik beginnt, was ihr zugrunde liegt, ihre Möglichkeiten und ihr Profil bestimmt: für den Raketentriebwerkbau.

1933 wurde im Rahmen des RNII eine Abteilung für die Entwicklung von Raketen gegründet, der alle Arbeiten mit der RLA-1, RLA-2, RLA-3 und RLA-100 übergeben wurden.

Im RNII entstand ein brillantes Kollektiv sowjetischer Raketenbauer, das eine Reihe von experimentellen ballistischen und Flügelraketen sowie von Triebwerken dafür entwickelte.

Anfang Januar 1934 zog das Kollektiv der Fachleute für Flüssigkeitsrakentriebwerke, das sich im GDL herausgebildet hatte, nach Moskau

um, wo es als eine Abteilung des RNII an der Entwicklung der ORM-Reihe weiterarbeitete. Während der Arbeit im RNII setzte diese Abteilung die Entwicklung der noch im GDL eingeschlagenen Richtung fort, wobei auch die frühere Bezeichnung der Triebwerke beibehalten wurde. Im RNII wurde die von mir geleitete Abteilung durch begabte Mitarbeiter verstärkt. Zu ihnen gehörten F. L. Jakaitis, D. A. Schitow, S. S. Rowinski, W. N. Galkowski u. a.

Unter den von uns 1934 bis 1938 entwickelten Triebwerken waren Ein- und Zweikammerausführungen mit einem Schub bis 600 kp für Salpetersäure (von ORM-53 bis ORM-70) und Tetranitromethan (von ORM-101 bis ORM-102) als Oxydationsmittel, mit spezifischem Impuls von 216 s und manuellem oder automatischem Anlassen.

Das Triebwerk ORM-64 mit einem Schub von 150 kp und einem spezifischen Impuls von 216 s für Salpetersäure-Kerosin-Treibstoff absolvierte 1936 erfolgreich zahlreiche Standprüfungen.

Zu den hervorragenden Ereignissen jener Zeit zählten die Entwicklung des Triebwerks ORM-65 und des Gasgenerators GG-I, die 1936 bzw. 1937 die offiziellen Prüfungen bestanden.

Das Triebwerk ORM-65 mit dem im Flug regelbaren Schub von 50 bis 175 kp und einem spezifischen Impuls von 215 s für Salpetersäure-Kerosin-Treibstoff war für das Raketenflugzeug RP-318 und für die geflügelte Rakete 212 von S. P. Koroljow bestimmt. ORM-65 war das beste sowjetische Triebwerk jener Zeit. Es hatte ein automatisches oder manuelles Anlassen und konnte bis zu 50mal mit einer Betriebszeit bis jeweils 30 min angelassen werden. Der Druck in der Brennkammer betrug 25 atü. Die Stahlbrennkammer (Innendurchmesser 100 mm) und die Kegeldüse (20°, engster Düsenquerschnitt 23 mm) waren mit einer Spiralberippung versehen, die Kühlung durch das Oxydationsmittel war regenerativ. Es waren drei Wirbeldüsen für jede Komponente vorhanden. Die Treibstoffzuleitung erfolgte durch das komprimierte Gas (Druck bis 35 atü). Die pyrotechnische Zündung mit Elektrozünder war mit einem Signalsystem ausgestattet.

1936 bis 1938 wurden mit dem Triebwerk ORM-65 mehrfache Starts vorgenommen: Exemplar Nr. 1 arbeitete während des 50maligen Starts am Boden 30,7 min lang, darunter waren 20 Starts auf dem Prüfstand, 9 mit der geflügelten Rakete 212 und 21 mit dem Raketengleiter RP-318; Exemplar Nr. 2 wurde 16mal angelassen, darunter 5mal mit der geflügelten Rakete 212 und 9mal mit dem Raketengleiter RP-318. 1937—1938 wurden insgesamt 30 Bodenbrennprüfungen mit dem Raketengleiter RP-318 durchgeführt. 1940 unternahm der Flieger W. P. Fedorow mit diesem Raketenflugzeug, ausgestattet mit einem Triebwerk, bei dem es sich um eine Abwandlung des ORM-65 handelte, einen Testflug. Die Flügelrakete 212 mit dem ORM-65 bestand 1937—1938 13 Brennerprobungen am Boden und 1939 2 Erprobungen im Flug.

1935—1936 wurde der erste Gasgenerator GG-I zum Antrieb einer Turbine oder eines Kolbentriebwerks entwickelt. 1937 bestand er die offiziellen Standprüfungen. Seine Leistung betrug 40—70 l/s Gas bei 20—25 atü, 450—580 °C und einer Höchsttemperatur von 800 °C. Der GG-I konnte stundenlang mit Salpetersäure und Kerosin bei Wassereinspritzung arbeiten und reines inertes Gas erzeugen. Das Anlassen war automatisch. 1937 wurde der Entwurf des hochleistungsfähigen Gasgenerators GG-2 fertiggestellt (Leistung — 100 l/s Gas bei 30 atü und 450—600 °C).

Die von uns entwickelten Triebwerke hatten gute Kenndaten. Seit 1933 besaßen sie einen spezifischen Impuls von 200—215 s und einen Schub von 150—300 kp. Der Zuverlässigkeit der Konstruktionen wurde bei deren Entwicklung sehr große Aufmerksamkeit geschenkt. Hier einige Beispiele. Das einzige Exemplar des Triebwerkes ORM-50 mit einem Schub von 150 kp absolvierte drei Ausreifungs- und eine offizielle Lebensdauer-Abnahmestandprüfung, danach wurden 1934 mit der Rakete GIRD 05 fünf Standerprobungen zur Einstellung des Treibstoffzuleitungssystems vorgenommen und schließlich entwickelte das Triebwerk bei einem Versuch des Raketenstarts auf dem Schießplatz keinen vollen Schub und verbrauchte den ganzen Treibstoff in der Startlafette wegen des geringen Drucks bei der Treibstoffzuführung. Beim zehnmaligen Anlassen arbeitete das Triebwerk 314 s und blieb unversehrt. Das 1933 entwickelte Triebwerk ORM-52 wurde 29mal angelassen und arbeitete insgesamt 533 s mit Vollschub (300—320 kp). Es blieb arbeitsfähig. Das 1936 entwickelte Triebwerk ORM-65 Nr. 1 mit einem Schub von 175 kp arbeitete beim 49maligen Anlassen am Prüfstand, mit dem Raketenflugzeug RP-318 und der Flügelrakete 212 insgesamt 1 842 Sekunden, und das ORM-65 Nr. 2 arbeitete mit denselben Objekten bei 16 Starts, darunter zweimal im Flug mit der geflügelten Rakete 212. Der einzige 1936 hergestellte Gasgenerator GG-I arbeitete während der Ausreifungsprüfung und der offiziellen Abnahmestandprüfungen über 6 360 s, wonach er dem Besteller für den Einsatz übergeben wurde.

Gleichzeitig mit den experimentellen Untersuchungen und konstruktiven Entwicklungen oder auch davor führten wir theoretische Untersuchungen von Problemen des Raketentriebwerksbaus durch. Das Hauptaugenmerk wurde dabei auf die Ausarbeitung von Verfahren für Ingenieurberechnungen der Raketentriebwerke und Gasgeneratoren gerichtet unter Berücksichtigung der Zusammensetzung und der Temperatur der Verbrennungsprodukte unterschiedlicher Treibstoffe beim Vorhandensein einer Dissoziation im weiten Änderungsbereich des Komponentenverhältnisses des Treibstoffs und des Drucks.

Die Ergebnisse sind in einer Reihe von Berichten dargelegt und in den Büchern „Raketen, ihre Konstruktion und Anwendung“ (1935), „Flüssiger Treibstoff für die Raketentriebwerke“ (1936) und in Sammelwerken „Raketentechnik“ (1937, Nr. 2—6) veröffentlicht worden.

„Gerade in der Möglichkeit, schon in nächster Zukunft mit der richtigen Herrschaft auf unserem Planeten zu beginnen, muß man die riesige grundlegende Bedeutung der Erschließung des Sonnensystemraums sehen.“

1928

J. W. Kondratjuk

Das Versuchs-Konstruktionsbüro für Flüssigkeitsrakentriebwerke für das Flugwesen

Bereits 1932 begannen wir im Auftrag der Luftstreitkräfte mit der Entwicklung eines experimentellen Flüssigkeitsrakentriebwerks für Flugzeuge. Geplant war die Anordnung von zwei ORM-52 mit Turbopumpen-Speiseaggregaten an den Unterflügeln des Tupolew-Jägers I-4 als Hilfsanlagen des Triebwerks. Das Flugzeug I-4 war ein einmotoriger, einsitziger Ganzmetall-Anderthalbdecker mit Wellblechbeplankung; Flügelspannweite 11,4 m, Flugzeuglänge 7,28 m, Fluggewicht 1 343 kg, Fluggeschwindigkeit 250 km/h in 3 000 m-Höhe, Gipfelhöhe 8 200 m.

1936/38 absolvierte das Triebwerk ORM-65 die Prüfungen mit dem Raketenflugzeug RP-318-I und der geflügelten Rakete 212 von S. P. Koroljow. Das Raketenflugzeug war ein Holzeindecker mit einer Flügelspannweite von 17 m und einer Länge 7,44 m, sein Anfangsgewicht betrug 700 kg. Es wurde vom Boden durch Schleppen gestartet. Die Ganzmetall-Flügelrakete hatte eine Flügelspannweite von 3,06 m, eine Länge von 3,16 m, ein Fluggewicht von 210 kg. Es war ein Eindecker mit einem Pulverraketen-Startkatapult.

Seit 1939 setzte ich die Arbeit mit meiner Abteilung, die aus dem RNII stammte und zu einer selbständigen Gruppe wurde, bei einer Flugzeugmotorenfabrik in Moskau fort. Wir arbeiteten am Entwurf einer Hilfsanlage mit Flüssigkeitsrakentriebwerk für das zweimotorige Flugzeug S-100 zur Beschleunigung der Flugzeugmanöver. Die Betätigung des Pumpenaggregats erfolgte vom Flugzeugtriebwerk. Außerdem wurde das Projekt des Gasgenerators GG-3 mit höherer Leistungsfähigkeit und der Treibstoffzuleitung durch ein unabhängiges Turbopumpenaggregat für Schnelltorpedos ausgearbeitet.

1940 wurde die Flugzeugmotorenfabrik in Kasan zu unserer Basis.
24 Dort entwickelten wir Ein-, Zwei-, Drei- und Vierkammerraketenanlagen

für Flugzeuge mit einer Pumpenförderung von Treibstoff und mit einem Schub von 300 bis 1200 kp in Bodennähe.

Der 1940—1941 fertiggestellte Entwurf für den Einbau von Flüssigkeitsraketenriebwerken in Flugzeuge wurde von den Luftstreitkräften angenommen, und von 1941 an arbeitete unsere Gruppe als Versuchs-Konstruktionsbüro (OKB) für Flüssigkeitsraketenriebwerke.

Das war der zwölfjährige Entwicklungsweg, den wir seit 1929 zurückgelegt hatten, der Weg von einer Abteilung des GDL und später des RNII zu einer selbständigen Gruppe, die 1941 in ein Konstruktionsbüro (OKB) umgewandelt wurde. Damals vermuteten wir nicht, daß der Tag kommen würde, da unsere Anstalt den Namen GDL-OKB führen und auf dem Wege von GDL zum OKB ihr 50jähriges Jubiläum begehen würde.

Zum Stamm des OKB gehörten hochqualifizierte Wissenschaftler, Konstrukteure, Experimentatoren, Technologen, Metallurgen, Chemiker, Arbeiter. So waren im OKB Professoren G. S. Shiritski, K. I. Strachowitsch, A. I. Gawrilow, W. W. Pasuchin, Ingenieure W. A. Witka, D. D. Sewruk, G. N. List, N. L. Umanski, N. S. Schnjakin, A. A. Mejerow, A. S. Nasarow, N. A. Sheltuchin und mehrere andere begabte Fachleute tätig. Die Erfahrungen und Kenntnisse, die sie aus unterschiedlichen Gebieten der Wissenschaft und der Technik, auf denen sie früher tätig waren, mitgebracht hatten, versetzten das OKB in die Lage, komplizierte Probleme des Raketenriebwerkbaus zu lösen. Damals kamen der begabte Technologe N. N. Artamonow und die Ingenieure I. I. Iwanow, W. L. Schabranski, A. I. Edelman, N. P. Alechin, P. P. Browkin, die erst kurz davor die Hochschule absolviert hatten, zu uns und viele andere, die später zu bedeutenden Fachleuten auf dem Gebiet der Raketentechnik heranwuchsen.

Auf meinen Antrag wurde S. P. Koroljow in unser OKB abkommandiert. Er übernahm mit großem Eifer die Leitung der Entwicklungsarbeiten, die mit dem Einbau unserer Triebwerke in Militärflugzeuge zusammenhingen, wobei der ganze Glanz seines Talents zum Vorschein kam. Von 1942 bis 1946 war S. P. Koroljew stellvertretender Chefkonstrukteur des OKB für Flugerprobungen.

Bereits im RNII hatten uns die Hingabe an die Lieblingsaufgabe und das gegenseitige Interesse an der Zusammenarbeit verbunden, denn unter seiner Leitung wurden die Flugapparate und unter meiner die Triebwerke dafür entwickelt.

Außer S. P. Koroljew waren in jenen Jahren G. S. Shiritski und D. D. Sewruk meine Stellvertreter und N. N. Artamonow war Leiter des Versuchsbetriebs des OKB. Das OKB hatte den Talenten und Erfahrungen dieser Wissenschaftler viel zu verdanken.

Zu jener Zeit war von einer Kooperierung bei der Entwicklung von Flüssigkeitsraketenriebwerken keine Rede. Die Triebwerke wurden im OKB entwickelt und samt allen dazu gehörenden Hilfsaggregaten für das

Anlassen, die Zündung, Speisung, Steuerung, einschließlich elektro-hydro-pneumatischer Ventile und Relais aller Bauarten (des Druck-, elektromagnetischen, bimetalischen Relais), Kabel mit elektrischen Steckverbindungen, Zünd- und Glühkerzen, elektrischer Anwärmer, Thermoregler, Signaltableaus und sogar Schalter und Tasten im Werk hergestellt. Nur die Kugellager bekamen wir als Fertigerzeugnisse, und seit 1946 wurden von einem Spezialwerk hergestellte Druckrelais verwendet.

Im Ergebnis der Arbeit hatte das OKB in den 40er Jahren eine Reihe von Flüssigkeitsraketenhilfstriebwerken zur Beschleunigung der Flugzeugmanöver entwickelt. Das waren RD-1, RD-1X3*, RD-2, RD-3 mit der Beförderung von Salpetersäure und Kerosin durch eine Pumpe, mit einer unbegrenzten Anzahl (im Rahmen der Lebensdauer) von wiederholten vollständig automatisierten Starts, mit regelbarem Schub und einem Höchstschub in Bodennähe von 300 bis 900 kp.

Das Prüfstandmuster RD-1 absolvierte 1942 die 1 Stunde 10 min dauernde Prüfung bei 25 Starts ohne Abnahme vom Prüfstand. Die Höchstdauer der ununterbrochenen Arbeit erreichte 40 min und wurde nur durch die Kapazität der Tanks begrenzt. 1943 wurden offizielle Stand- und Flugerprobungen vorgenommen. Von 1944 an wurde dieses Triebwerk auf Beschluß des Staatskomitees für Verteidigung GKO** in zwei Abarten reihenweise gefertigt. RD-1X3 wurde seit 1945 reihenweise gebaut. Neben den Prüfstand-Ausreifungs- und offiziellen Prüfungen bestanden diese Triebwerke 1943—1946 Boden- und Flugerprobungen (rund 400 Starts) mit Flugzeugen von W. M. Petljakow Pe-2R, S. A. Lawotschkin La-7R und 120R, A. S. Jakowlew Jak-3 und P. O. Suchoi Su-6 und Su-7. Die Triebwerke RD-1X3 und RD-2 absolvierten staatliche Prüfungen, die Berichte darüber wurden von J. W. Stalin bestätigt.

Das Einkammer-Triebwerk RD-1 mit 300 kp-Schub und das Dreikammer-Triebwerk RD-3 mit 900 kp-Schub hatten eine Äther-Luftzündung mittels einer Glühkerze, die Einkammer-Triebwerke RD-1X3 mit 300 kp-Schub und RD-2 mit 600 kp-Schub eine chemische Zündung durch die Anlaßflüssigkeit (Karbinoltreibstoff). Der Druck in der Brennkammer betrug 22,5 atü, die Arbeitsdauer bis zur ersten Überholung 1 Stunde, spezifischer Impuls in Bodennähe 200 s.

Die Ausreifungsarbeiten für das Anwerfen der Triebwerke an Bord von Flugzeugen unter unterschiedlichen Betriebsbedingungen sowohl am Boden als auch im Fluge, besonders im Gipfelhöhenbereich, erforderten große Anstrengungen. Mehrmals gab es dabei Explosionen, die sich glücklicherweise auf die Zerstörung des Flugzeughecks beschränkten. Aber die beharrliche Arbeit wurde von Erfolg gekrönt. Mit dem Triebwerk RD-1X3

* Die Buchstaben X3 bedeuten chemische Zündung.

** GKO war während des Kriegs das höchste Sonderorgan der Staatsgewalt. Der Vorsitzende des GKO war J. W. Stalin.

wurden zu seiner weiteren Vervollkommnung allein am Teststand 1 972 Brennprüfungen und zusammen mit den Erprobungen am Flugzeug — 2 200 Starts vorgenommen. An einzelnen Tagen wurden 100 und mehr Starts durchgeführt, insgesamt bis zu 500 Starts, wobei das Triebwerk betriebsfähig blieb. Im Endergebnis wurden das pneumohydraulische und das elektrische Schema des Triebwerks entwickelt, die in Verbindung mit konstruktiven Maßnahmen ein störungsloses und stoßfreies Anlassen des Triebwerks gewährleisteten.

Nach Abschluß der Betriebsprüfungen wurde das Flugzeug Pe-2R dem Institut für Flugerprobungen (LII) übergeben, wo es 1945 die Boden- und die Flugprüfungen (21 Brennprüfungen) bestand. In den Schlußfolgerungen des LII-Berichts hieß es: „Das Triebwerk RD-1X3 wird bei den Betriebsarten des Anlaß- und des Höchstschubs sicher angelassen. Der Übergang des Triebwerkes vom Anlaßbetrieb zum Arbeitszustand erfolgt stoßfrei. Der Verbrennungsprozeß in der Brennkammer des Triebwerks RD-1X3 vollzieht sich sowohl beim Anlassen als auch während der Arbeit stabil. Die manuelle Steuerung der Betriebsweisen des Triebwerks sein Ein- und Ausschalten ist einfach, die Lichtsignalisation der Arbeitsetappen des Triebwerks ist anschaulich und bequem.“

Die Flugzeuge Pe-2R wurden mit großem Können von den Testfliegern A. G. Wasiltschenko und A. S. Paltschikow unter Beteiligung von S. P. Koroljow und D. D. Sewruk als Bordingenieure erprobt. Die Jagdflugzeuge mit Raketentriebwerk gerieten in die goldenen Hände der Testflieger A. W. Dawydow, W. L. Rastorguew, der sein Leben bei der Erprobung der neuen Technik hingab, Komarow u. v. a.

1945 erhielten die Hauptmitarbeiter von GDL-OKB hohe Auszeichnungen. Dem Chefkonstrukteur und D. D. Sewruk wurde der Rotbanner-Orden, S. P. Koroljow, G. S. Shiritski, N. N. Artamonow, G. N. List und N. S. Schnjakin der Orden „Zeichen der Ehre“ verliehen.

Die Entwicklung des neuen Zweiges der Technik erforderte die Ausbildung von Fachkräften. Dieser Frage widmeten wir große Aufmerksamkeit. In den Jahren 1933—1934 hielt ich an der Shukowski-Akademie der Luftstreitkräfte zwei Vorlesungsreihen: „Flüssiger Treibstoff für Strahltriebwerke“ (veröffentlicht 1936) und „Konstruktion der Strahltriebwerke“. Zu jener Zeit war der Ausdruck Raketentriebwerk noch wenig gebräuchlich. 1935 leitete ich den Lehrgang für Rückstoßbewegung beim Zentralrat des Ossoaviachim. 1945 wurde ich zum Leiter des neu gegründeten Lehrstuhls für Raketentriebwerke an der Hochschule für Flugwesen (Kasan) ernannt. Dem Lehrstuhl gehörten S. P. Koroljow, G. S. Shiritski, D. D. Sewruk, G. N. List und D. J. Bragin an. 1947/54 hielt ich im Höheren Ingenieurlehrgang an der Moskauer Technischer Bauman-Hochschule Vorlesungen über die Grundlagen des Aufbaus der mit flüssigem Treibstoff arbeitenden Strahltriebwerke (veröffentlicht 1948) und leitete ein Seminar über Flüssigkeitsraketentriebwerke.

Von 1945 an spezialisierte sich das OKB auf hochleistungsfähige Flüssigkeitsraketenantriebe. Die großen Erfahrungen, die bei der Entwicklung der Flüssigkeitsraketenantriebsreihe von RD-1 bis RD-3 und der Flugzeug-Rückstrahlanlagen gesammelt wurden, waren eine gute Basis, auf der das OKB einige Dutzend Bauarten von leistungsfähigen Flüssigkeitsraketenantrieben entwickelte, die mit Raketen unterschiedlicher Bestimmung weitreichende Verwendung gefunden haben.

Die Entwicklung der für die damaligen Verhältnisse leistungsstarken Rakete V-2 in den 40er Jahren in Deutschland stellte einen großen technischen Erfolg auf dem Gebiet des Raketenbaus dar.

Das mit Sauerstoff und 75prozentigem Äthylalkohol arbeitende Triebwerk der V-2 entwickelte einen Schub von 25 Tonnen und einen spezifischen Impuls von 203 s in Bodennähe bei einem Druck in der Kammer von 15,6 atü. Durch eine Reihe von konstruktiven Vervollkommnungen in der Abkühlung, durch Wärmeschutz und eine Verstärkung können der Druck und die Temperatur in der Kammer etwas erhöht werden, wobei sich der Wassergehalt im Alkohol verringert. Darüber hinaus wurden die Düsenstreckung, die Anwendung der Pumpenförderung von Wasserstoff-superoxid und eines Reaktors mit festem Katalysator zum Zerlegen von Wasserstoffsuperoxid, der Ersatz des Rohrleitungssystems, die Einführung der Schubregelung im Fluge u. a. m. untersucht.

Aber das Prinzip, das der Ausführung dieser Triebwerke zugrunde lag, war aussichtslos, denn es öffnete keinen Weg zu einer weiteren wesentlichen Steigerung des Triebwerkschubs und insbesondere seines spezifischen Impulses. Eine für die Entwicklung der Raketentechnik notwendige Verbesserung dieser Kennziffern ist tatsächlich nur bei einer Steigerung des Drucks und der Temperatur der Gase in der Triebwerkskammer möglich. Das führt aber unvermeidlich zur Vergrößerung des Wärmestroms durch die abkühlbare Flammwandung der Kammer. Damit die Wandung nicht durch Überhitzung zerstört wird, ist sie möglichst dünn auszuführen, aber in diesem Fall wird sie dem erhöhten Druck nicht widerstehen. Es ergab sich eine ausweglose Lage. Den Ausweg mußte man in einer grundsätzlich neuen konstruktiven Ausführung der Triebwerkskammer suchen.

Wesentlich bessere Kennziffern des Triebwerks wurden bei einer Ausführung der Kammer erzielt, bei der die berippte Flammwandung durch Hochtemperaturlötungen an den Rippenspitzen mit dem äußeren kalten Mantel verbunden war. Die Kühlflüssigkeit strömte durch die Zwischenrippenkanäle, und die Flammwandung von geringer Stärke hielt den Druck von vielen Hunderten Atmosphären aus, weil der Querschnitt der Kanäle klein war. Das gab die Möglichkeit, dünnwandige wärmebeständige hochwärmeleitende Bronze für die Herstellung der Flammwandung an den wärmebeanspruchten Stellen und Stahl, Titan und andere Metalle an weniger beanspruchten zu verwenden. Statt Fräsrippen wurde zwi-

schen den Wandungen ein gefalteter Einsatz eingelötet. Der äußere kalte Stahlmantel nahm den durch die Gase in der Kammer entwickelten Druck auf.

Die neue Kammer erwies sich bei einer Temperatur des Hochdruckgases von 4400 °K als dauernd betriebsfähig. Dabei war sie wegen der durchbrochenen Ausführung sehr leicht. Es bot sich die Möglichkeit, hocheffektive Treibstoffe zu verwenden. Im weiteren wurden diese Art der Konstruktion und Fertigungstechnologie auch in anderen Versuchs-Konstruktionsbüros weitgehend angewendet.

*„Welche Freude, sich heute an die kleinen
ORM zu erinnern, die den Grundstein für
den sowjetischen Raketentriebwerksbau
legten.“*

1965

S. P. Koroljow

GDL—OKB

1957 erfuhr die ganze Welt von den erfolgreichen Flügen der in der UdSSR gestarteten ersten interkontinentalen Rakete der Welt, die bald darauf die ersten drei Erdsatelliten auf die Umlaufbahn brachte. In beide Stufen dieser Rakete waren die mit Sauerstoff-Kerosintreibstoff arbeitenden von GDL-OKB entwickelten Triebwerke eingebaut.

Die Hauptkennziffer für die Vollkommenheit eines Raketentriebwerks ist sein spezifischer Impuls (Wirtschaftlichkeit). Der spezifische Impuls im luftleeren Raum des Triebwerks RD-107 der ersten Stufe der Träger-rakete „Wostok“, die seit 1957 bei der Raumforschung eingesetzt wird, beträgt 314 s bei einem Schub von 102 t und einem Druck in der Brennkammer von 60 atü; die Steuertriebwerke vermindern den spezifischen Impuls nur um 1 s. Der genannte spezifische Impuls ist 30 s größer als der spezifische Impuls des verbesserten amerikanischen Triebwerks H-1 derselben Schubklasse, das mit dem gleichen Sauerstoff-Kerosintreibstoff arbeitet und seit 1966 in der ersten Stufe der Rakete „Saturn-1B“ eingesetzt wird.

In seiner Sonderbotschaft an den Kongreß vom 25. Mai 1961 über die Hauptaufgaben des Landes, in der das Erreichen des Mondes durch Astronauten bis zum Jahr 1970 zu einer nationalen Aufgabe der USA erklärt wurde, schrieb Präsident J. Kennedy: „Wir sind Zeugen, wie die Sowjetunion, weil sie über leistungsfähigere Raketentriebwerke verfügt, als erste bedeutende Erfolge im Weltraum erzielte. Das sicherte der Sowjetunion eine führende Rolle. . .“

Das Triebwerk RD-107 hat eine Vierkammer-Ausführung mit zwei Steuerkammern, die über ein Turbopumpenaggregat mit Treibstoffkomponenten (TNA) gespeist werden. Mehrere Kammern geben die Möglichkeit, die Triebwerklänge zu verringern und dadurch das Gewicht der Rakete herabzusetzen. Das TNA hat zwei Hauptkreiselpumpen für Oxydationsmittel und Brennstoff und zwei durch Drehzahlmultiplikator angetriebene Hilfspumpen zur Speisung des Gasgenerators mit Wasserstoffperoxid und des Aufladungssystems der Treibstofftanks der Rakete mit flüchtigem Stickstoff. Zur Vergasung des flüssigen Stickstoffs ist im TNA ein

Röhrenwärmeaustauscher vorgesehen, der durch Abdampfgas der Turbine angewärmt wird. Der Antrieb der Turbine erfolgt durch Produkte der Zerlegung des Wasserstoffperoxids im Gasgenerator mit hartem Katalysator. Das Abdampfgas wird über einen Auspuffstutzen aus der Rakete abgeleitet, wodurch ein zusätzlicher Schub erzeugt wird.

Die Brennkammern sind zylindrisch und haben einen flachen Einspritzdüsenkopf. Der Innendurchmesser des zylindrischen Hauptkammer-teils beträgt 430 mm, der engste Düsenquerschnitt 166 mm. Die Triebwerkskammern sind von Löt-Schweiße-Ausführung. Die Flammwandung der Kammer ist an den wärmebeanspruchten Stellen aus wärmebeständiger Bronze mit gefrästen Rippen gefertigt, die mit ihren Spitzen durch Hochtemperaturlöten am äußeren Kraftmantel befestigt sind. An weniger beanspruchten Stellen ist die Bronzeflammwandung durch einen gefalteten Einsatz mit dem Mantel zusammenge'ötet, dabei bilden sich Kanäle, durch die der Treibstoff hindurchströmen kann. Der gefaltete Einsatz ersetzt gleichzeitig die Berippung. Eine solche Ausführung gibt die Möglichkeit, Kammern mit außerordentlich geringem Gewicht bei sehr hohem Druck und großem Wärmestrom zu schaffen.

Die Zweikomponenten-Bronzewirbeldüsen gewährleisten einen hohen Verbrennungsgrad des Treibstoffs. Zur regenerativen Durchflußabkühlung dienen der Treibstoff und ein Innenschleier, der durch eine Randreihe von Einspritzdüsen gebildet wird. Die Vereinerung der äußeren und der inneren Abkühlung, die Anwendung von Bronzeinnenwandungen mit hoher Wärmeleitfähigkeit gewährleisten eine zuverlässige Abkühlung der Kammer bei hoher Verbrennungstemperatur und hohem Gasdruck.

Die schwenkbaren Steuerkammern dienen zum Steuern des Raketenflugs. Das Anwerfen, die Steuerung und das Abstellen des Triebwerks erfolgen automatisch nach einem Kommando von Bord der Rakete. Die Zündung ist pyrotechnisch mit einem elektrischen Signalgeber und einer Blockung. Das Anlassen des Triebwerks erfolgt durch die primäre Schubstufe, in deren Verlauf die Treibstoffkomponenten unter dem Druck der Aufladung der Raketentreibstofftanks den Brennkammern zugeführt werden. Der Übergang des Triebwerks zur Hauptschubstufe erfolgt automatisch durch Einsatz des Gasgenerators. Die Änderung des Schubs und des Verhältnisses der Treibstoffkomponenten im Fluge wird durch die Triebwerkregler nach dem Kommando der Flugsteuerungs- und Tankentleerungssysteme ausgeführt.

Die Ausführung des Triebwerks RD-108 der zweiten Stufe der Rakete „Wostok“ ist der oben beschriebenen ähnlich. Sie unterscheidet sich hauptsächlich dadurch, daß sie vier Steuerungskammern und wegen des anderen Schemas des Anlassens und des Abstellens andere Automatikaggragate und eine längere Brennzeit hat, denn RD-108 wird beim Raketenstart gleichzeitig mit den Triebwerken der ersten Stufe eingesetzt.

Die Triebwerke RD-107 und RD-108 wurden 1954—1957 entwickelt. 31

Die Trägerraketen mit den Triebwerken RD-107, RD-108 und ihren Abar-ten gewährleisteten die erfolgreichen Flüge vieler künstlicher Erd-, Mond- und Sonnensatelliten, der automatischen Mond-, Venus- und Marssonden sowie der bemannten Raumschiffe „Wostok“, „Woßchod“ und „Sojus“.

Vom Anfang der Ära der Weltraumfahrt an bis zur jüngsten Zeit, d. h. seit 17 Jahren, bringen diese Triebwerke die bemannten Raumschiffe und automatische Raumstationen sicher auf die Umlaufbahnen. Und sie werden noch viele Jahre ihren Dienst versehen.

In dem Buch, in das die Kosmonauten ihr Gutachten über die Arbeit der Triebwerke GDL-OKB der Raumschiffe „Wostok“ eingetragen haben, ist zu lesen:

„Die Triebwerkanlage pflegt man das Herz der Maschine zu nennen. Das sehr komplizierte und vollkommene Herz, das vom OKB-Kollektiv geschaffen wurde, arbeitete ausgezeichnet und brachte am 12. April 1961 die „Wostok“ in den Weltraum. Als Kommandant der „Wostok“ bin ich Ihnen, liebe Genossen, für die vollkommenen Triebwerke und ihre Ausstattung herzlich dankbar. Ich wünsche Ihnen neue große schöpferische Erfolge. Gagarin.“

„Ich bin dem OKB-Kollektiv für die einwandfreie Arbeit der Triebwerke der Trägerrakete herzlich dankbar. Titow.“

„Beim Starten und beim Einschwenken des Raumschiffs in die Umlaufbahn sind die Kraft und die Leistung der Raketentriebwerke, die von Ihrem Kollektiv geschaffen worden sind, besonders spürbar. Nicht umsonst werden die Triebwerke das Herz der Trägerrakete genannt. Das ist sehr richtig. Dank Ihrem Kollektiv haben unsere sowjetischen Kosmonauten den Traum der ganzen Menschheit verwirklicht. Herzlichen Dank für die vortrefflichen Triebwerke. Nikolajew.“

„Wenn man im Raumschiff sitzt und das gewaltige Getöse hört, die Energie der Trägertriebwerke fühlt, geht einem das Herz über vor Freude und Stolz auf unser großes Sowjetvolk, auf Sie, liebe Genossen. Vom ganzen Herzen spreche ich Ihnen den Dank der Kosmonauten aus und wünsche dem OKB-Kollektiv neue Erfolge und neue Ideen! Popowitsch.“

„Die Naturkraft hält den Menschen an der Erde fest. Aber der Mensch vermochte es, sich durch seinen Geist und seine Arbeit von der Erdgravitation loszureißen und in den Weltraum zu starten. Durch Ihre Arbeit, die Arbeit des OKB-Kollektivs, wurden hochleistungsfähige Triebwerke geschaffen, mit deren Hilfe unsere vortrefflichen Raumschiffe gestartet und in die Umlaufbahnen gebracht wurden. Vom ganzen Herzen bin ich den OKB-Mitarbeitern für die ausgezeichnete Arbeit der Raketentriebwerke dankbar. Ich wünsche Ihnen neue Erfolge bei der Schaffung von neuen leistungsfähigen Anlagen. Bykowski.“

32 „Meine Hochachtung und innigen Dank für Ihre ausgezeichnete Arbeit am Herzen der „Wostok-6“. Ich wünsche dem OKB-Kollektiv aufrich-

tig neue schöpferische Erfolge bei der Schaffung von solchen wunderbaren Triebwerken für künftige Raumschiffe. Tereschkowa.“

Die folgenden Eintragungen in dem Buch stammen von Kosmonauten, die mit Raumschiffen der Reihen „Woschod“ und „Sojus“ geflogen sind, und zeugen ebenfalls von der einwandfreien Arbeit der Triebwerke.

Als erste Vertreterin der mannigfaltigen Trägerraketen der „Kosmos“-Reihe gilt die Zweistufenrakete, die seit dem 16. März 1962 zu kosmischen Zwecken eingesetzt wird und seit dem 14. Oktober 1969 die Erdsatelliten der „Interkosmos“-Reihe auf Umlaufbahnen bringt.

An der ersten Stufe dieser Rakete ist das Triebwerk RD-214 mit einem Schub von 74 t im luftleeren Raum angebracht, das erste in der UdSSR mit einem hochsiedenden Salpetersäure-Oxydationsmittel und Verarbeitungsprodukten des Kerosins als Brennstoff arbeitende hochleistungsfähige Triebwerk, das in Serie hergestellt wird. Von den bekannten Triebwerken dieser Klasse, die mit Salpetersäure-Oxydationsmittel und Kohlenwasserstoff-Brennstoff arbeiten, entwickelt dieses den größten Schub und spezifischen Impuls.

Das Vierkammer-Triebwerk RD-214 hat ein gemeinsames Turbopumpenaggregat, welches die Turbine, die Kreiselpumpen für das Oxydationsmittel und für den Treibstoff (je eine) sowie eine Wasserstoffperoxidpumpe zur Speisung des Gasgenerators einschließt. Die Produkte der katalytischen Zerlegung des Wasserstoffperoxids im Gasgenerator dienen zur Betätigung der Turbine. Das Abdampfgas der Turbine wird durch die Düse nach außen entfernt, wodurch ein zusätzlicher Schub erzeugt wird. Die Kammern werden mit Brennstoff sowie mit einem Innenschleier, der durch die Randeinspritzdüsen des Brennkammerkopfes gebildet wird, regenerativ abgekühlt. Der Innendurchmesser der Brennkammer beträgt 480 mm, der Durchmesser des engsten Düsenquerschnitts — 176 mm. Die chemische Zündung erfolgt mit dem Anlaßbrennstoff, der beim Kontakt mit dem Grundoxydationsmittel von selbst entflammt; der Anlaßbrennstoff wird in die Hauptleitung vor der Brennstoffpumpe eingegossen. Das Anlassen geht ohne Zwischenstufe vor sich.

Die Schubregelung im Fluge wird durch die Änderung des Wasserstoffperoxidverbrauchs erzielt. Das Triebwerk wird durch die Endstufe abgestellt. Die Schubvektorsteuerung erfolgt mit Hilfe von Gasstrahlrudern. Das Triebwerk RD-214 wurde seit 1957 mit dem Prototyp der Rakete „Kosmos“ eingesetzt und gehört zu den früheren Entwicklungen.

An der zweiten Stufe dieser Trägerrakete ist das 1958—1962 entwickelte Triebwerk RD-119 mit einem Schub von 11 t angebracht, das mit Sauerstoff-Dimethylhydrazin-Treibstoff (asymmetrisches Dimethylhydrazin) arbeitet. Das Triebwerk RD-119 hat unter den Sauerstoff-Triebwerken, die mit hochsiedendem Treibstoff arbeiten, den höchsten spezifischen Impuls im luftleeren Raum (352 s). Die Brennkammer dieses Triebwerks

ist aus Titan und gewährleistet den spezifischen Impuls von 358 s, der Innendruck beträgt 80 atü.

Das Triebwerk RD-119 besteht aus der Brennkammer mit Einspritzdüsenkopf und Profildüse; dem Turbopumpenaggregat mit Schleuderpumpen für Oxydationsmittel und Brennstoff (je eine); dem Einkomponenten-Gasgenerator, der mit thermisch zerlegtem Grundbrennstoff arbeitet; einem Automatikaggregatensatz, der die Regler des Schubs und des Verhältnisses der zu verbrauchenden Treibstoffkomponenten einschaltet; einem Steerdüsenystem mit Gasverteilern; einem Tragrahmen für Hilfsaggregate, der gleichzeitig zur Kopplung des Triebwerks mit der Rakete dient. Bei der Triebwerkskonstruktion wurden Titan und andere moderne Konstruktionsstoffe verwendet. Der Innendurchmesser der Brennkammer beträgt 210 mm, der Durchmesser des engsten Düsenquerschnitts 93 mm. Das Steuerungssystem des Triebwerks ist für die Steuerung und Fluglageregelung der zweiten Raketstufe „Kosmos“ im Fluge bestimmt. Die Steuerung erfolgt durch Umverteilung der Turbinenabgase zwischen den unbeweglichen Steuerungsdüsen.

Das Anwerfen des Triebwerks, seine Steuerung und das Abstellen erfolgen automatisch auf Kommando von Bord der Rakete. Die Zündung wird durch eine pyrotechnische Einrichtung besorgt, die das zuverlässige automatisch kontrollierbare Funktionieren unter Hochflugbedingungen gewährleistet. Das Anlaufen der Turbine mit den Pumpen erfolgt durch eine pyrotechnische Ladung, die im Gasgenerator angebracht wird. Der Schub wird während des Fluges durch Änderung des Brennstoffverbrauchs geregelt, der zum Speisen des Gasgenerators dient.

Etwa 13 Jahre lang arbeitete das Triebwerk RD-119 mit der Träger rakete „Kosmos“, das Triebwerk RD-214 wird bereits seit 17 Jahren eingesetzt, und sie werden auch heute verwendet.

Als eine Weiterentwicklung kann das Zweikammer-Triebwerk RD-219 mit dem Schub von 90 t angesehen werden, das mit selbstentflammaren Salpetersäure-Dimethylhydrasin-Treibstoff arbeitet; es wurde 1958—1961 für die II. Stufe der Trägerrakete entwickelt. Zwei gleiche Kammern werden durch ein Turbopumpenaggregat gespeist, das zur Verkleinerung der Triebwerksabmessungen zwischen den Kammern im Bereich der engsten Düsenquerschnitte untergebracht ist. Das TNA besteht aus einer Gasturbine und zwei Schleuderpumpen (für Oxydationsmittel und Brennstoff). Die Speisung der Turbine erfolgt vom Gasgenerator aus, der mit Grundkomponenten des Treibstoffs arbeitet. Der Innendurchmesser der Brennkammer beträgt 480 mm und der des engsten Düsenquerschnitts 206 mm. Die Verwertung des hohen Gasdrucks in der Brennkammer (75 atü), die Anwendung der Profildüse mit bedeutendem Expansionsgrad der Gase und einer effektiven Ausführung des Einspritzdüsenkopfes gaben die Möglichkeit, einen hohen Wert des spezifischen Impulses (293 s) mit langfristig aufbewahrbarem hochsiedendem Treibstoff zu erzielen.

Das Anlassen, die Steuerung der Arbeit und das Abstellen des Triebwerks werden automatisch durch Befehl von Bord der Rakete an entsprechende Elemente der Triebwerksautomatik vorgenommen. Das Anlassen des Triebwerks erfolgt ohne vorhergehende Schubstufe durch Zuführen der Grundtreibstoffkomponenten aus den Anlaßbehältern in den Gasgenerator (Zuführung durch Verdrängen). Das Aufrechterhalten und die Änderung der Betriebsweise (des Schubs) des Triebwerks werden durch automatische Regelung des Gasgeneratorbetriebs erzielt. Die Änderung des Gasgeneratorbetriebs geht durch Verbrauchsänderung der darin einzuführenden Treibstoffkomponenten vor sich.

Unter den Triebwerken, die mit Salpetersäure-Oxydationsmittel arbeiten, hat dieses den größten Schub.

Als anderes Beispiel der Weiterentwicklung der Triebwerke kann das 1959—1962 entwickelte mit Sauerstoff-Kerosintreibstoff arbeitende Triebwerk RD-111 mit vier Schwingkammern für die erste Raketstufe dienen. Der Triebwerkschub im luftleeren Raum beträgt 166 Tonnen, der spezifische Impuls 317 s (in der Bodennähe 275 s) bei einem Druck in der Kammer von 80 atü. Die Betätigung des Turbopumpenaggregats erfolgt durch den Gasgenerator, der mit Treibstoff-Grundkomponenten arbeitet.

Noch bessere Kenndaten für den Schub, den spezifischen Impuls, den Druck in der Brennkammer, das Expansionsverhältnis des Gases in den Düsen und das spezifische Gewicht der Triebwerke als die bisher geschilderten Typen weisen die in den nachfolgenden Jahren von GDL-OKB entwickelten Raketentriebwerke auf.

Eine weitere Steigerung des spezifischen Impulses erforderte eine Vergrößerung des Anfangsdrucks in der Brennkammer, was aber durch die Verluste für Antrieb des Turbopumpenaggregats begrenzt wurde. Bei den von uns entwickelten Triebwerken mit einem Schub im Bereich von 11 bis 166 t betragen diese Verluste an spezifischem Impuls nur 0,8—1,7% bei einem Druck in der Kammer von 75—90 atü, aber bei höherem Druck vergrößerten sie sich bis zu unzumutbaren Werten.

1947—1948 wurden meine Untersuchungen auf dem Gebiet der Flüssigkeitsrakentriebwerke mit dem Antrieb der Turbine durch Wasserdampf vom geschlossenen System der Verdampfungskühlung der Triebwerkskammer veröffentlicht. 1947—1951 wurden im GDL-OKB Experimentaluntersuchungen dieses Systems an den Aggregaten des Triebwerks RD-110 mit einem Schub von 120 t durchgeführt. Eine endgültige Lösung des Problems wurde in der Sowjetunion in einer neuen Ausführung des Flüssigkeitsrakentriebwerks gefunden, bei der die Gasgenerator-Abgase der Turbine in der Hauptbrennkammer unter Vermischung mit den fehlenden Treibstoffkomponenten nachbrennt. Es liegt auf der Hand, daß es dabei praktisch keine Verluste beim Antrieb des Turbopumpenaggregats gibt. In solchen Triebwerken erfolgt die Vermischung der Treibstoffkom-

ponenten beim Einlaufen in die Kammer nach dem Schema „Gas-Flüssigkeit“ im Gegensatz zum üblichen Schema „Flüssigkeit-Flüssigkeit“.

Das erste Versuchstriebwerk, dem dieses Schema zugrunde lag, wurde 1958—1959 im RNII und später in dem Versuchs-Konstruktionsbüro entwickelt und erprobt.

Dadurch, daß in der Brennkammer ein Druck von mehreren Hunderten Atmosphären erreicht wurde, entstand die Möglichkeit, Triebwerke mit großem Schub und geringen Abmessungen zu schaffen. Nach diesem Schema wurden die Triebwerke für die Trägerrakete „Proton“ und für andere Raketen entwickelt. Raketen mit solchen Triebwerken werden bereits seit fast zehn Jahren eingesetzt.

Heutzutage fliegen im Weltraum Raketen, deren Triebwerke viel höhere Kenndaten aufweisen. Die Arbeit in dieser Richtung wird fortgesetzt.

Ein hoher Druck in der Brennkammer, der nach Hunderten von Atmosphären gemessen wird, und die Gewährleistung eines hohen Verbrennungsgrads sowie die Realisierung einer gleichmäßigen und gleichgewichtigen Ausströmung der Verbrennungsprodukte aus den Düsen mit großem Expansionsverhältnis gaben die Möglichkeit, hochleistungsfähige Triebwerke mit geringen Abmessungen und außerordentlich hohen Kenndaten zu schaffen.

Bei der Entwicklung dieser Triebwerke wurden die jüngsten Erkenntnisse der Thermo-, Hydro- und Gasdynamik, der Wärmeübertragung, der Festigkeitstheorie, der Metallurgie von hochfesten und wärmebeständigen Werkstoffen, der Chemie, der elektronischen Rechentechnik, der Meßtechnik, der Vakuum-, Elektronik- und Plasmentechnologie verwertet. Die Entwicklung solcher Triebwerke gehört zu den Haupterrungenschaften der Raketen-Raumfahrttechnik der UdSSR.

Die Leistung der Trägerrakete „Proton“ ist dreimal so hoch wie die der „Wostok“-Trägerrakete. Mit ihrer Hilfe wurden 1965 die Forschungs-sonden „Proton“ mit einem Gewicht bis 17 Tonnen in die Umlaufbahn gebracht. Damit wurden außerdem die Raumschiffe „Sonde-4—8“ für das Umfliegen des Mondes und die Rückkehr auf die Erde sowie die Mondsonden „Luna-15“ bis „Luna-21“, die Bodenproben vom Mond auf die Erde brachten und die Erforschung des Mondes mit dem Mondmobil „Lunochod“ gewährleisten, in ihre Flugbahnen gebracht. Die Flüge der Planetensonden „Mars-2“ und „Mars-3“, welche auf dem Mars landeten, die auf einer Umlaufbahn diesen Planeten umkreisten, sowie die Flüge der nachfolgenden Sonden dieser Reihe wurden ebenfalls mit Hilfe der Trägerrakete „Proton“ verwirklicht.

Die Erweiterung der Thematik der kosmischen Raketentechnik führte später in der UdSSR zur Gründung anderer Konstruktionsbüros für die Entwicklung von Flüssigkeitsrakentriebwerken. Dort wurden die umfangreichen Erfahrungen und grundlegenden Konstruktionslösungen des

1942 besuchte der Chefkonstrukteur des Versuchs-Konstruktionsbüros für Flugzeugbau W. F. Bolchowitinow (1899—1970) mit seinem Mitarbeiter A. M. Issajew (1908—1971) das GDL-OKB. A. M. Issajew, der eine einjährige Erfahrung in der Arbeit mit dem Raketenflugzeug BI-1 besaß, beschloß, seine Fachrichtung zu ändern und sich mit der Entwicklung von Flüssigkeitsraketentriebwerken zu beschäftigen. W. F. Bolchowitinow und A. M. Issajew wandten sich an uns mit der Bitte, ihnen dabei zu helfen. was wir auch gerne taten. A. M. Issajew erhielt methodische Unterlagen und die Koeffizienten für die Berechnung der Flüssigkeitsraketentriebwerke und des Kühlungssystems der Brennkammer, die ihn interessierten, und schuf eine Arbeitsgruppe für die Entwicklung von Triebwerken. 1944 wurde das von A. M. Issajew geleitete Kollektiv in ein OKB für die Entwicklung von Flüssigkeitsraketentriebwerken umgewandelt. Die von diesem OKB entwickelten mit hochsiedendem Treibstoffkomponenten arbeitenden Triebwerke wurden in der Raketen-Raumfahrttechnik weitgehend eingesetzt.

Während die hochleistungsfähigen Triebwerke, die an den ersten Stufen und meistens auch an den zweiten Stufen aller Trägerraketen angebracht sind, im GDL-OKB entwickelt wurden, wurden die auf den automatischen Planetensonden und bemannten Raumschiffen aufgestellten Haupttriebwerke von A. M. Issajew in dem von ihm geleiteten Konstruktionsbüro entwickelt.

Das von S. A. Kosberg (1903—1965) geleitete OKB beschäftigte sich seit 1954 mit der Ausarbeitung von Flüssigkeitsraketentriebwerken für Flugzeuge, zuerst für Einheitstreibstoff (Isopropylnitrat) und seit 1956 für Zweikomponententreibstoff (flüssiger Sauerstoff mit Kerosin u. a. m.). Seit 1958 entwickelte dieses Kollektiv Triebwerke für die oberen Stufen mehrerer Trägerraketen. Es wurden auch andere Triebwerks-OKB gegründet.

Das GDL-OKB wird ebenfalls vergrößert. Die Erweiterung seiner Thematik und die Serienfertigung von Triebwerken in vielen Betrieben erforderten die Gründung einer Reihe von Zweigstellen des GDL-OKB. Einige davon haben bereits ihren 15. Jahrestag begangen. Darüber hinaus wurden Triebwerks-OKB auf der Basis von Fachgruppen gegründet, die sich von unserem OKB abgesondert hatten.

* * *

1971 jährte sich zum fünfzigsten Mal die Gründung des ersten Forschungs-, Versuchs- und Konstruktionszentrums in der Sowjetunion für die Entwicklung von Raketen — des Gasdynamischen Laboratoriums.

In den ersten 13 Jahren seiner Tätigkeit (1921—1933) leistete das GDL einen grundlegenden Beitrag zur Entwicklung des sowjetischen Ra-

ketenbaus und diente als Basis für die Gründung des ersten wissenschaftlichen Forschungsinstituts für Raketentechnik in der Welt.

Es sind 45 Jahre vergangen, seitdem im GDL eine Abteilung für die Entwicklung von elektrischen und Flüssigkeitsraketenantrieben und Raketen gegründet wurde (1929—1933), die einen langwierigen und komplizierten Entwicklungsweg über eine Abteilung des RNII (1934—1938) zu einer selbständigen Gruppe (1939—1940) durchgemacht hatte und 1941 in ein Versuchs-Konstruktionsbüro (OKB) umgewandelt wurde. Der schöpferische Entwicklungsweg dieser Organisation vom GDL zum OKB, die den Namen GDL-OKB führt, wurde 1969 im Zusammenhang mit ihrem 40. Jahrestag in der Presse behandelt.

Im GDL wurden die Grundlagen des sowjetischen Triebwerksbaus geschaffen. Aus dem GDL stammten die Hauptkader, die das Kollektiv des Versuchs-Konstruktionsbüros GDL-OKB heranbildeten. In diesem mit zwei Orden ausgezeichneten Konstruktionsbüro wurden hochleistungsfähige Flüssigkeitsraketenantriebe für alle sowjetischen Trägerraketen und für viele Langstrecken-Kampfraketen geschaffen, welche die Macht der Raketenverbände der Sowjetunion gewährleisteten. Im Laufe der 45jährigen Tätigkeit hat unser Versuchs-Konstruktionszentrum seinen Namen, das Unterstellungsverhältnis und den Arbeitsort gewechselt, die Thematik des Raketenantriebsbaus und die Leitung blieben jedoch erhalten.

Es ist viel Zeit vergangen, viele Mitarbeiter des OKB sind gestorben, andere sind in Rente gegangen oder haben ihre Arbeitsstelle gewechselt, aber einige Mitarbeiter, die ihre Tätigkeit in den 20er—30er Jahren begonnen hatten, sind noch heute im OKB tätig.

An den Mauern der historischen Gebäude der Admiralität und des Johann-Ravelins der Peter-Pauls-Festung, in Leningrad, wo einst das GDL Raketen und Raketenantriebe entwickelte, sind Gedenktafeln aus Marmor und Bronze angebracht, deren Worte die Herzen aller erfreuen, denen die Entwicklungsgeschichte des sowjetischen Raketenbaus teuer ist.

Die Inschrift einer dieser Tafeln lautet:

„Hier, im Johann-Ravelin, befanden sich 1932—1933 die Versuchsstände und Werkstätten des ersten in der UdSSR Versuchs- und Konstruktionszentrums für die Entwicklung von Raketenantrieben — des Gasdynamischen Laboratoriums (GDL) des Wissenschaftlichen Militärkomitees beim Revolutionären Kriegsrat der UdSSR. Hier wurden die Standerprobungen des ersten elektrothermischen Raketenantriebs der Welt und der ersten sowjetischen Flüssigkeitsraketenantriebe, die 1929—1933 im GDL entwickelt worden waren, durchgeführt.“

Im GDL wurden die Grundlagen des sowjetischen Raketenantriebsbaus geschaffen. Das aus dem GDL hervorgegangene Kollektiv des mit zwei Orden ausgezeichneten Versuchs-Konstruktionsbüros hat leistungsstarke Triebwerke für Trägerraketen geschaffen, welche die künstlichen Erd-, Mond- und Sonnensatelliten, Mond-, Venus- und Marssonden, die

bemannten Raumschiffe ‚Wostok‘, ‚Woßchod‘, ‚Sojus‘ in ihre Flugbahnen brachten.“

Der Johann-Ravelin wurde 1731 auf Befehl der Kaiserin Anna Johannotna angelegt und zu Erinnerung an ihren Vater benannt. Nach zwei Jahrhunderten hat das Donnern der in diesem Ravelin gezündeten Raketentriebwerke die in der Totengruft ruhenden russischen Monarchen daran erinnert, daß die revolutionäre technische Idee, die vor einem halben Jahrhundert entstand, ihre Erfüllung gefunden hat, und zwar trotz aller Anstrengungen der Zaren, die die Entdeckungen von Kibaltschitsch und Ziolkowski verborgen hielten.

In Würdigung des grundlegenden Beitrags des GDL-OKB zur Entwicklung des sowjetischen Raketentriebwerkbaus wurde das auf der Mondrückseite neuentdeckte Gebilde, eine 1 100 km lange Kraterkette, von der Kommission der Akademie der Wissenschaften der UdSSR auf den Namen GDL getauft. Auf Beschluß der Internationalen astronomischen Vereinigung erhielt eine Reihe von Mondkratern die Namen von Mitarbeitern des GDL-OKB: Maly, Petrow, Tschernyschew, Shiritski, Artamonow, Gawrilow, Firsow, Aljochin, Gratschew, Mesenzew.

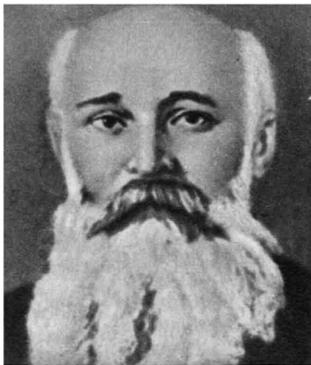
In Erfüllung der Beschlüsse des XXIV. Parteitags der Kommunistischen Partei der Sowjetunion über die Weiterentwicklung der Kosmonautik hat sich das Kollektiv des GDL-OKB fest vorgenommen, seine Arbeit zur Entwicklung von noch besseren und leistungsfähigeren Raketentriebwerken, welche die Energiequellen effektiv verwerten, mit Elan und Erfolg zu vollenden.

ILLUSTRATIONEN

**Kurze
Chronologie
des Raketentriebwerkbaus
in der UdSSR**

KURZE CHRONOLOGIE

- 1680
— Gründung einer „Raketenanstalt“ für die Herstellung von Pulverraketen in Moskau.
- 1814—1837
— Kartmasow und A. D. Sasjadko entwickeln Pulverraketen von verschiedenen Typen mit einer Reichweite bis zu 2 690 m.
- 1826
— Gründung der ständigen Raketenanstalt für die Serienfertigung von Pulverraketen für die russische Armee in Petersburg.
- 1847—1871
— K. I. Konstantinow entwickelt Pulverraketen mit einer Flugweite bis 4—5 km, schafft die Grundlagen der Wissenschaft von den Kampftraketen. Verfasser von Werken zur Raketen-thematik.
- 1849, 1870
— I. I. Treteski legt die Entwürfe von Flugapparaten nach dem Prinzip „leichter als Luft“ mit Rückstoßtriebwerken vor.
- 1880—1884
— S. S. Neshdanowski entwickelt die Idee eines Flugapparats mit Pulver- und Flüssigkeitsraketen-triebwerken.
- 1881
— N. I. Kibaltschitsch entwickelt den ersten Entwurf eines bemannten Raketenflugapparats mit Pulvertriebwerk.
- 1883
— K. E. Ziolkowski beschreibt in seinem Werk „Der freie Raum“ ein interplanetares Raumschiff mit einem Rückstoßtriebwerk.
- 1887
— F. R. Geschwend veröffentlicht einen Entwurf der Flugmaschine mit Dampf-Strahltriebwerk, das mit konzentrischen Strahlsaugdüsen ausgestattet ist.
- 1896
— Veröffentlichung des Werks von A. P. Fedorow „Neues Prinzip der Luftfahrt, das die Atmosphäre als ein Stützmedium ausschließt“.
- 1902—1916
— M. M. Pomortsew entwickelt Pulverraketen mit einer Flugweite von 8—9 km und eine pneumatische Rakete.
- 1903, 1911, 1912, 1914
— Veröffentlichung des klassischen Werks von K. E. Ziolkowski „Erforschung des Welt-raums mittels Reaktionsapparaten“ mit Ergänzungen.
- 1912
— N. I. Tichomirow legt dem Marineministerium das Projekt einer Pulverrakete vor.
- 1915—1916
— I. P. Grawe schlägt Raketen mit rauchlosen Pulverkörpern vor und stellt die Pyroxilinkörper her.
- 1917—1919
— J. W. Kondratjuk schreibt das Werk „An die, die lesen werden, um zu bauen“.
- 1918—1933
— F. A. Zander entwickelt die Berechnungsverfahren der Flüssigkeitsraketen-triebe.
- 1919, 3. Mai
— N. I. Tichomirow richtet in einem Brief an den Geschäftsführer des Rates der Volkskommissare W. D. Bontsch-Brujewitsch seine
- Bitte an W. I. Lenin, eine Möglichkeit für die Entwicklung der Pulverrakete zu schaffen.
- 1921, 1. März
— N. I. Tichomirow gründet das Laboratorium des Militäramtes für die Entwicklung der mit rauchlosem Pulver arbeitenden Raketen. 1928 wurde es in Gasdynamisches Laboratorium (GDL) umbenannt.
- 1924
— Veröffentlichung des Artikels von F. A. Zander „Flüge zu fremden Planeten“.
- 1926
— Veröffentlichung der neubearbeiteten und ergänzten Fassung des Werks von K. E. Ziolkowski „Erforschung des Weltraums mittels Reaktionsapparaten“.
- 1927
— Veröffentlichung des Werks von K. E. Ziolkowski „Die kosmische Rakete. Experimentelle Vorbereitung“.
- 1928
— Flugprobungen der Raketen mit rauchlosem Pulver von N. I. Tichomirow (GDL).
- 1928—1929
— W. P. Gluschko entwickelt das Projekt des Helioraketengleiter-Raumschiffs mit durch Solarzellen gespeisten elektrischen Raketen-triebwerken.
- 1929
— Veröffentlichung des Buches „Die Erschließung des interplanetaren Raums“ von J. W. Kondratjuk.
- 1929, 15. Mai
— Gründung einer Abteilung im GDL unter Leitung von W. P. Gluschko für die Entwicklung der elektrischen und Flüssigkeitsraketen-triebe und Raketen.



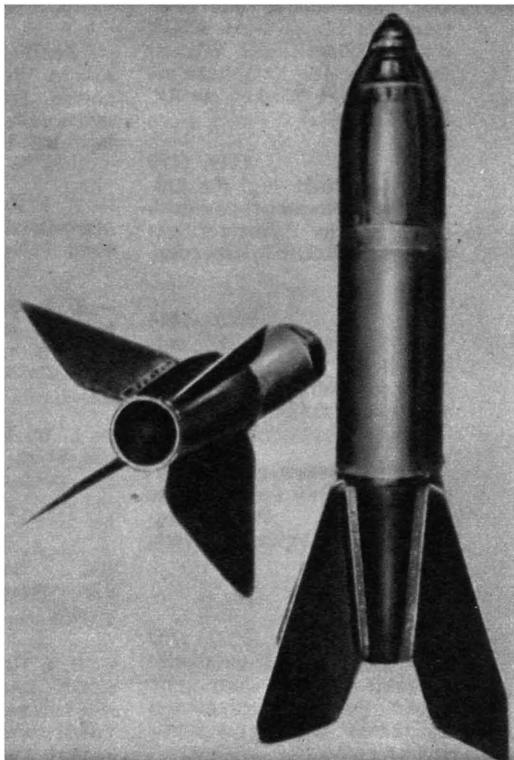
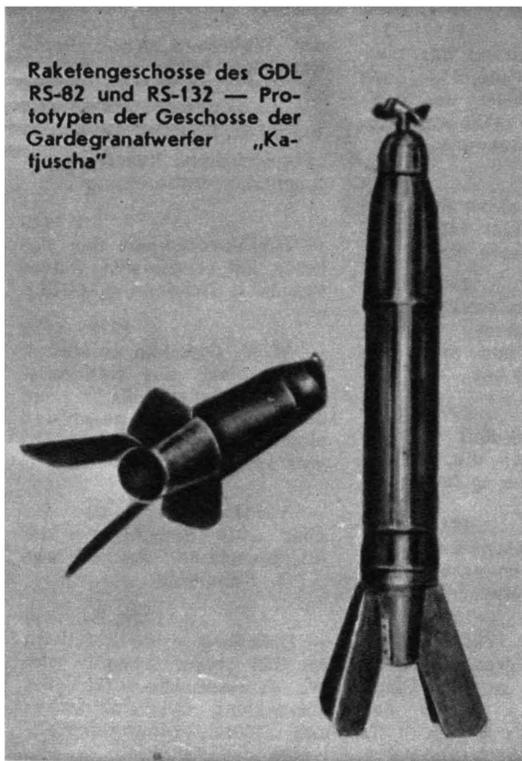
N. I. Tichomirow (1860—1930), Begründer und Leiter des Gasdynamischen Laboratoriums (GDL)



W. A. Artemjew (1885—1962), Konstrukteur der Pulverraketen



G. E. Langemak (1898—1938), Leiter einer GDL-Abteilung, später stellvertretender Leiter des RNII, Konstrukteur der Pulverraketen





B. S. Petropawlowski
(1898—1933),
Leiter des GDL, Kon-
strukteur der Pulverra-
keten



N. J. Iljin (1901—1937),
Beauftragter des Chefs
der Bewaffnung der
RKKA, Leiter des GDL



**Marschall M. N. Tucha-
tschewski** (1893—1937),
Chef der Bewaffnung
der RKKA, stellvertre-
tender Volkskommissar
für Heeres- und Mari-
neangelegenheiten und
stellvertretender Vorsit-
zender des Revolutio-
nären Kriegsrates der
UdSSR

**Flugzeuge mit Rake-
tenbewaffnung** (1932)



KURZE CHRONOLOGIE

1929—1933

— W. P. Gluschko entwickelt und erprobt das erste elektrothermische Raketentriebwerk der Welt.

1930

— Vorschlag von W. P. Gluschko, die Salpetersäure, ihre Lösungen mit Stickstofftetroxid, Wasserstoffperoxid, Beryllium u.a.m. als Komponenten des Raketentreibstoffs zu verwenden. Er entwickelt und erprobt die profilierte Düse, die Thermoisolation der Kammer mittels Zirkoniumdioxids; des weiteren die Konstruktion des ersten sowjetischen Flüssigkeitsraketenriebwerks ORM-1.

1930—1931

— F. A. Zander fertigt und erprobt sein erstes Rückstoßtriebwerk OR-1, das mit Luft-Benzintreibstoff arbeitet.

1930—1933

— Das GDL entwickelt und prüft mit rauchlosem Pulver arbeitende Raketen mit Kalibern von 82, 132, 245, 410 mm u. a. m.

1930—1933

— Entwicklung und Prüfung [GDL] der Raketen, die mit flüssigem Treibstoff arbeiten, RLA-1, RLA-2, RLA-3 und RLA-100 von W. P. Gluschko

1931

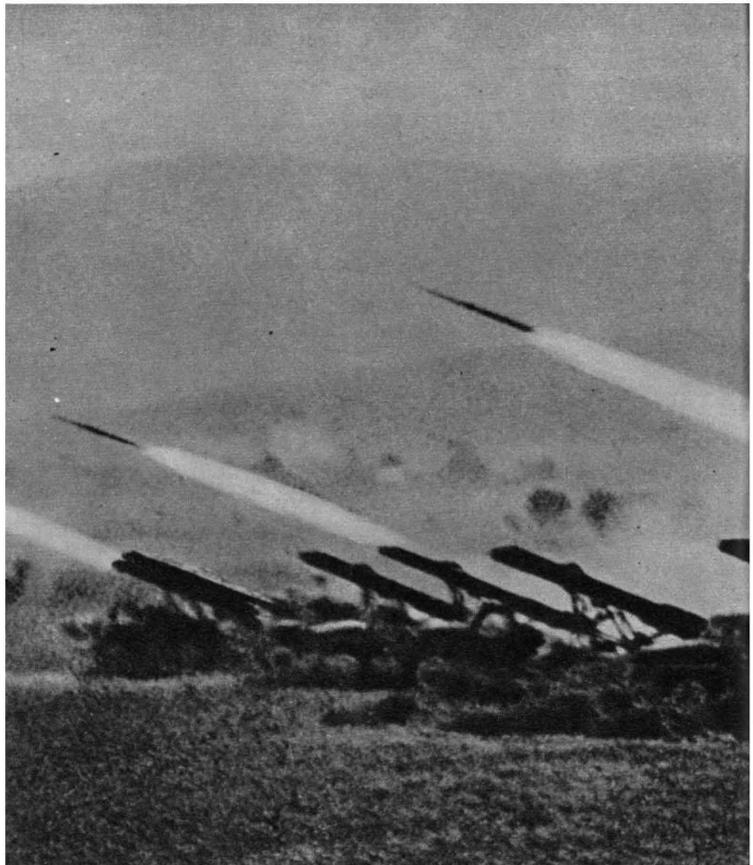
— W. P. Gluschko erprobt im GDL die von ihm entwickelten ersten sowjetischen Flüssigkeitsraketenriebwerke ORM und ORM-1; schlägt den selbstentzündbaren Treibstoff und die Gelenkaufhängung des Triebwerks vor.

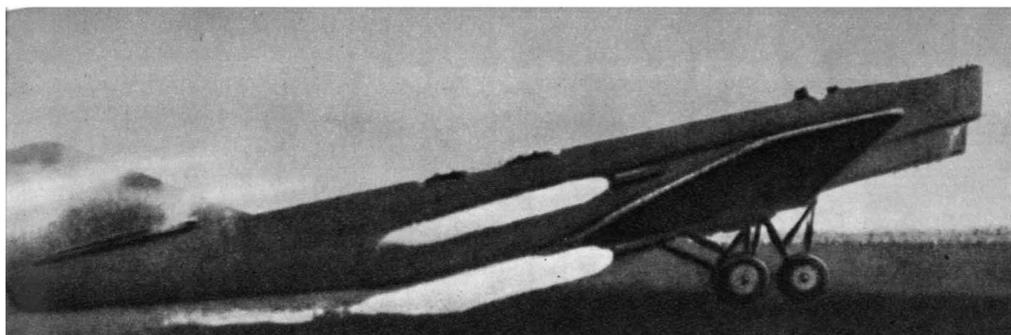
1931, 13. November

— Gründung der Leningrader Gruppe zum Studium der Rückstoßbewegung [LengIRD] beim Verband Osoaviachim.

Raketenstart des Bombenflugzeugs TB-1 (1933)

Raketengeschoßsalve der Granatenwerfer des Gardetrupenteils



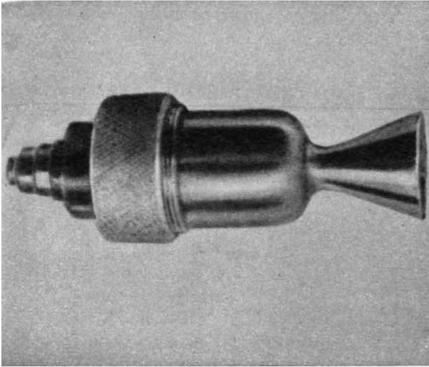




Gebäude des Elektrophysikalischen Instituts, wo 1929—1930 das GDL die elektrischen Raketentriebwerke entwickelt hat (Leningrad, Lesnoje)

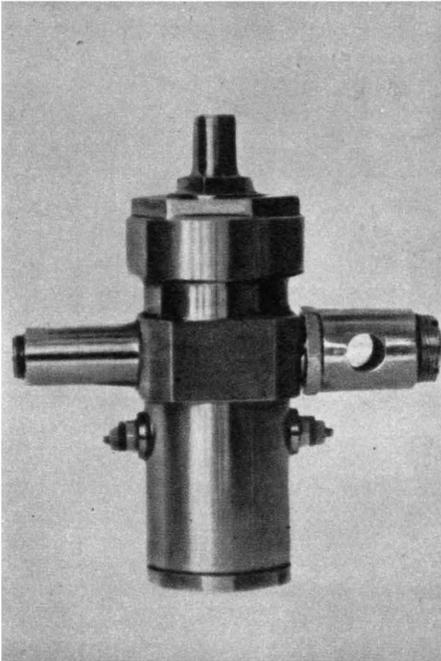
Das Gebäude auf dem Gelände des Forschungsartillerieschießplatzes, wo das GDL 1930—1932 die elektrischen und Flüssigkeitsrakentriebwerke entwickelte (Leningrad, Rshewka)



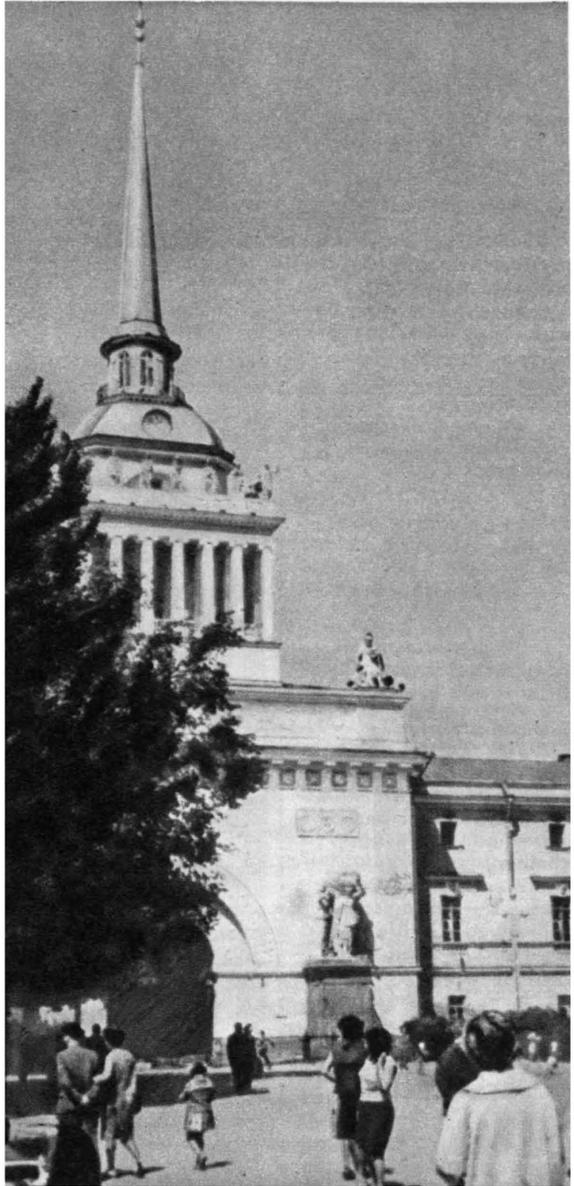


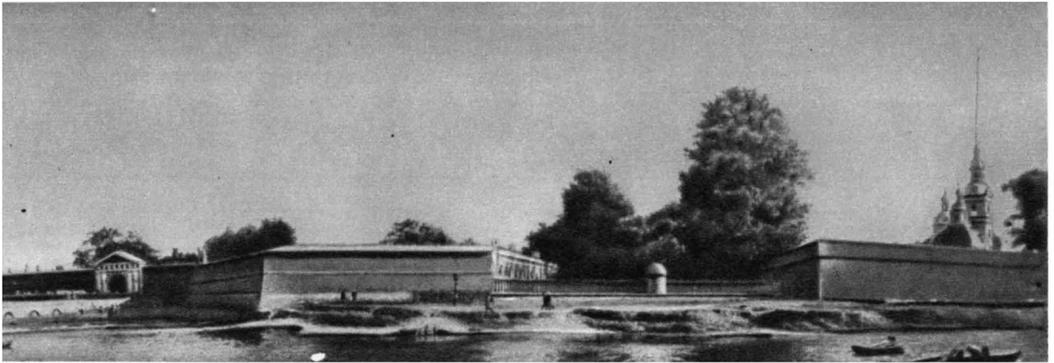
Das erste elektrische Raketentriebwerk vom elektrothermischen Typ in der Welt, entwickelt im GDL in den Jahren 1929—1933

Versuchs-Raketentriebwerk ORM für flüssigen Einheitstreibstoff — Lösung von Benzol, Toluol, Benzin in Stickstofftetroxid

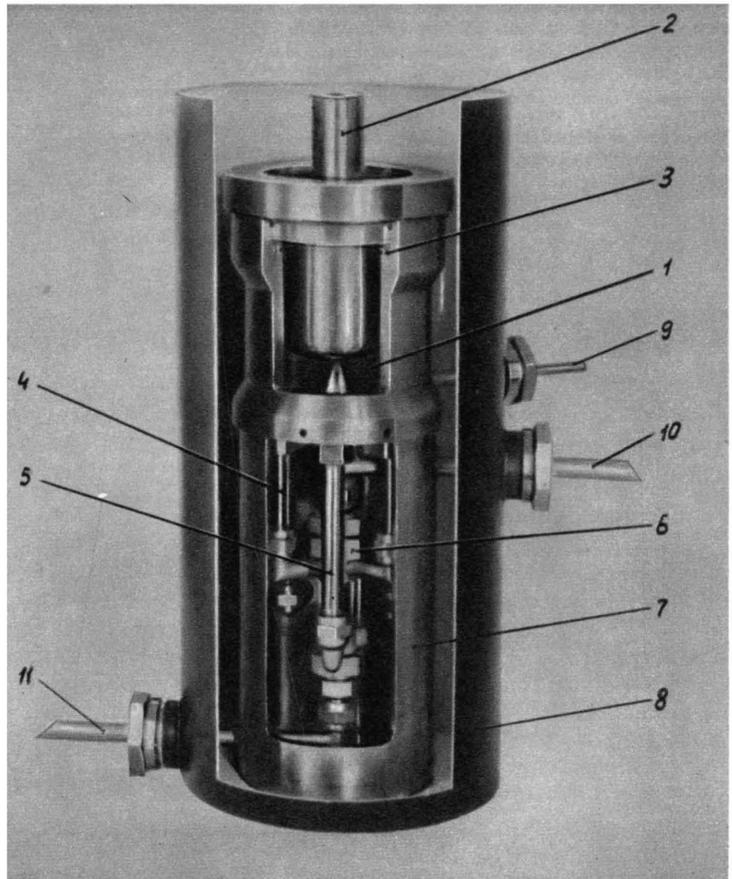


Admiralitätsgebäude in Leningrad. Hier, rechts vom Torbogen in der 2. Etage, befand sich 1932—1933 das Konstruktionsbüro des GDL für die Entwicklung von elektrischen und Flüssigkeitsraketentriebwerken



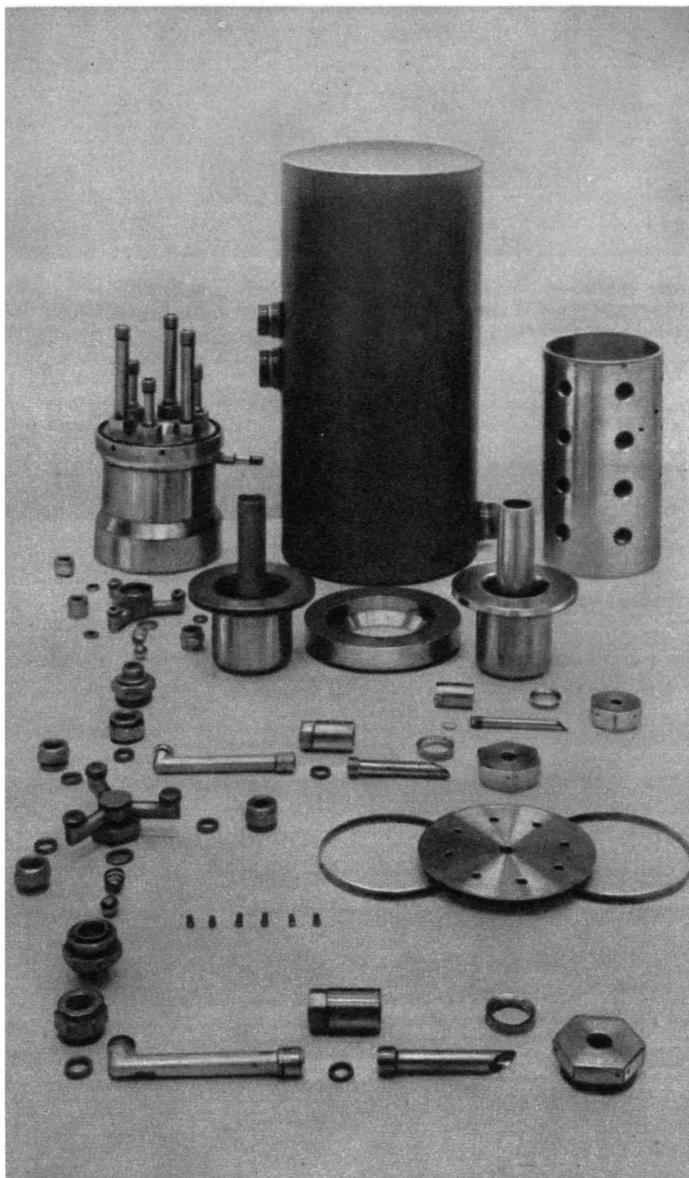


Im Johann-Ravelin der Peter-Pauls-Festung befanden sich 1932—1933 die Prüfstation für elektrische und Flüssigkeitsraketenantriebe sowie die mechanischen Werkstätten des GDL (Leningrad)



Das erste sowjetische Flüssigkeitsraketenantriebswerk ORM-1, das 1930—1931 im GDL entwickelt wurde (Mantel, Brennkammer und Stützzyylinder mit Ausschnitten)
 1 — Brennkammer, 2 — Düse, 3 — Doppelspitzenzündung, 4 — Brennstoff-Einspritzdüsen, 5 — Oxydator-Einspritzdüsen, 6 — Rücklaufventile mit Filtern, 7 — Stützzyylinder, 8 — Mantel, 9 — Stutzen für die Druckmessung in der Brennkammer, 10 — Brennstoffzuleitung, 11 — Oxydatorzuleitung

Das Triebwerk ORM-1, auseinandergenommen



KURZE CHRONOLOGIE

1931, 18. November
— Gründung der Moskauer Gruppe zum Studium der Rückstoßbewegung (Mos-GIRD) beim Zentralrat des Ossoaviachim. F. A. Zander schloß mit dem Zentralrat des Ossoaviachim einen Vertrag über die Projektierung und den Bau des Flüssigkeitsraketenriebwerks für das Raketenflugzeug ab.

1931—1932
— W. P. Gluschko führt im GDL 100 Brennstandprüfungen der Flüssigkeitsraketenriebwerke der ORM-Serie durch.

1932, 14. Juli
Lauf Beschluß des Zentralrates des Ossoaviachim wird die Basis der Mos-GIRD für die Entwicklung der Raketen und Raketenriebwerke geschaffen.

1932
— Veröffentlichung des Werks von F. A. Zander „Das Problem des Fluges mittels Rückstoßapparaten“

1933
— Ständerprobungen der Flüssigkeitsraketenriebwerke OR-2 und -10 von F. A. Zander (Mos-GIRD).

1933, 17. August
— Zum erstenmal in der Welt startet die Rakete mit dem Triebwerk „GIRD-09“ für Hybrid-Treibstoff von M. K. Tichonrawow.

1933
— Lauf Befehl des Revolutionären Kriegsrates der UdSSR, der am 21. September von M. N. Tuchatschewski unterschrieben worden war, und einem Beschluß des Rates für Arbeit und Verteidigung wurde am 31. Oktober auf der Basis des GDL und der Mos-GIRD das erste wissenschaftliche Forschungsinstitut für Rückstoßbewegung der Welt (RNII) gegründet.



**A. L. Maly (1907—1961),
Experimentaltechniker**



**E. S. Petrow (1900—1942),
Konstruktionstechniker**

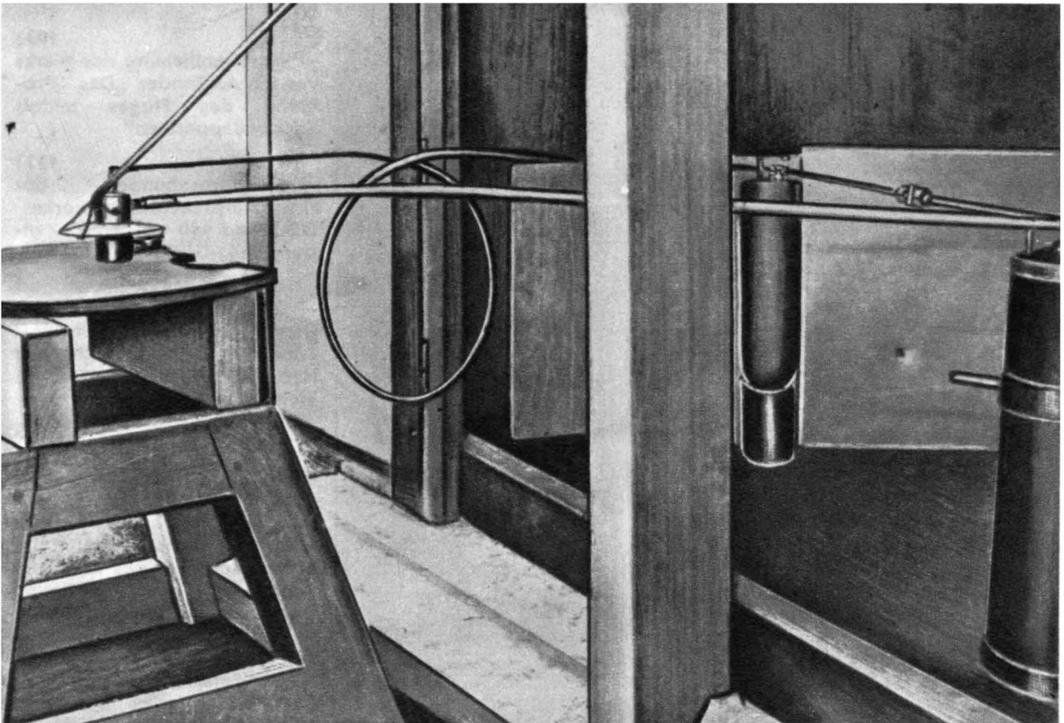


**E. N. Kusmin,
Experimentaltechniker**



**I. I. Kulagin,
Diplomingenieur für
Mechanik**

Das Triebwerk ORM-4 am Prüfstand (1932)





N. G. Tschernyschew
(1906—1953),
Chemieingenieur



P. I. Minaew,
Diplomingenieur für
Mechanik



B. A. Kutkin,
Diplomingenieur für
Mechanik

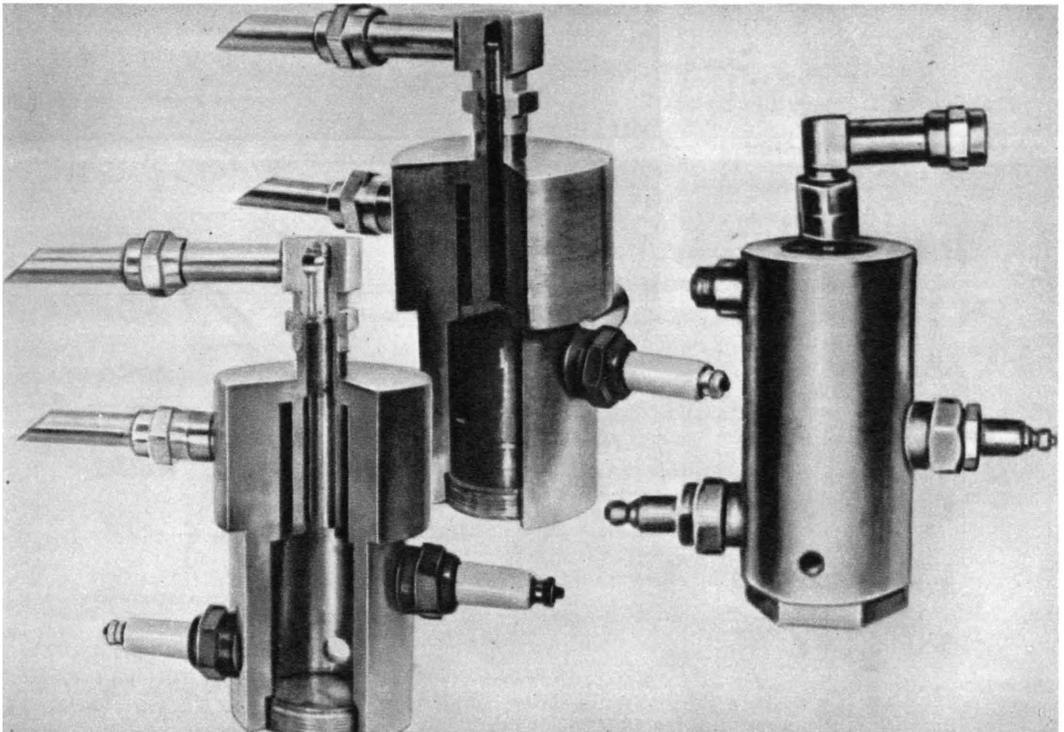


A. G. Prokudin,
Techniker für Mechanik

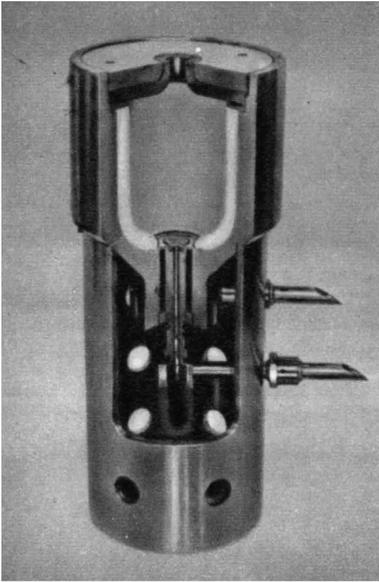
Das Triebwerk ORM-4 mit
Schlitzdüsen

Triebwerk ORM-5 mit Loch-
schlitzdüsen

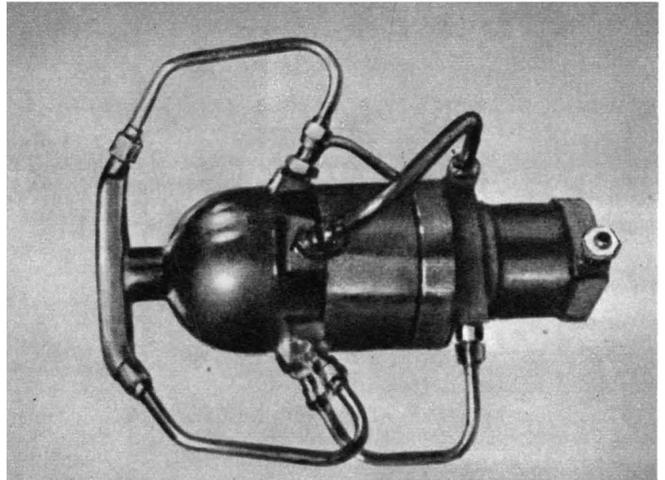
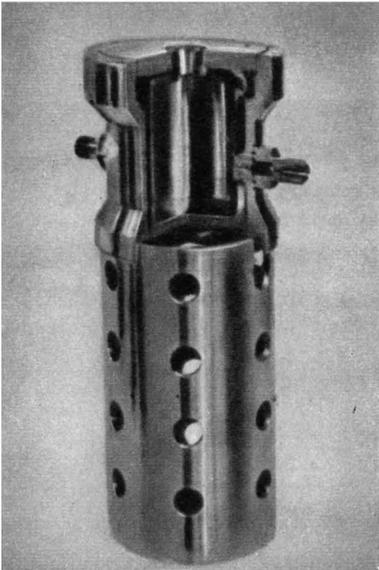
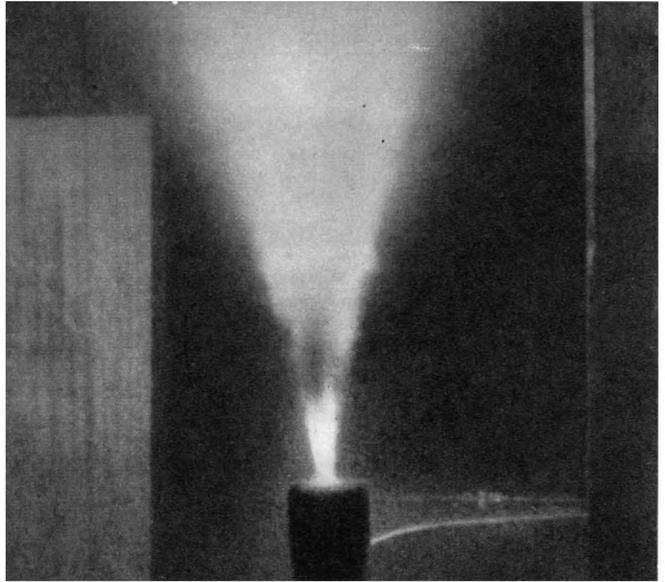
Triebwerk ORM-8 mit Loch-
düsen



Triebwerk ORM-9 mit Lochdüsen

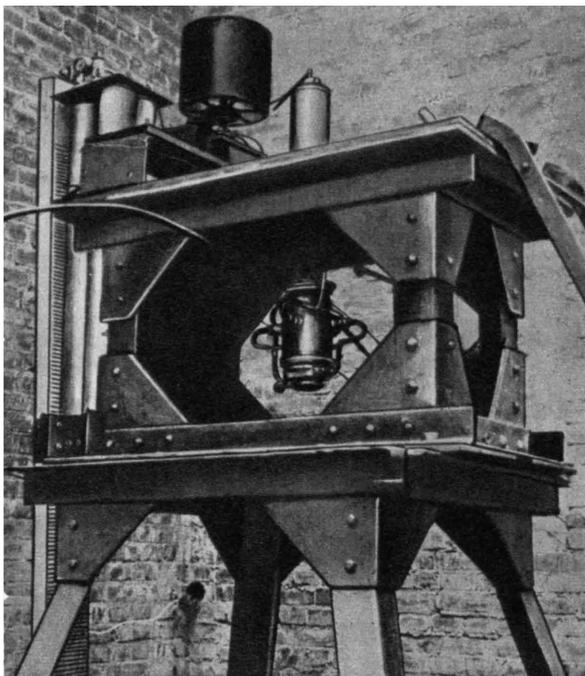


Arbeit des Triebwerks ORM-9 am vertikalen Prüfstand mit der Düse nach oben (Leningrad, 1932)



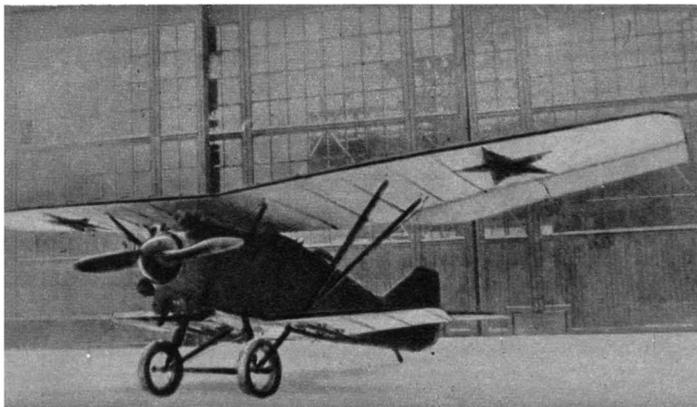
◀ Das Triebwerk ORM-12 mit Wirbeldüsen, ausgestattet mit Rücklaufventilen

Das Triebwerk ORM-52



Das Triebwerk ORM-50 am Prüfstand mit der Speisung vom System der Rakete 05

Das Jagdflugzeug I-4 von A. N. Tupolew



KURZE CHRONOLOGIE

1933, 25. November
— Start der ersten sowjetischen Rakete mit Flüssigkeitsraketenantriebwerk „GIRD-X“ von F. A. Zander.

1933
— Erste offizielle Standprüfungen der Flüssigkeitsraketenantriebe ORM-50 und ORM-52 von W. P. Gluschko [GDL].

1933
— Das GDL führt von der Erde, von Seeschiffen und Flugzeugen aus offizielle Schießplatzproben von 9 Arten von Raketengeschossen unterschiedlicher Kaliber für rauchloses Pulver, die von B. S. Petropawlowski, G. E. Langemak und W. A. Artemjew entwickelt waren, durch.

1934—1938
— Die von W. P. Gluschko geleitete Abteilung des GDL für die Entwicklung von elektrischen und Flüssigkeitsraketenantrieben [1929—1933] setzt ihre Tätigkeit als eine Abteilung des RNII fort.

1935
— Veröffentlichung des Werks von G. E. Langemak und W. P. Gluschko „Raketen, ihr Aufbau und ihre Anwendung“.

1936
— Veröffentlichung des Werks von W. P. Gluschko „Flüssiger Treibstoff für Strahltriebwerke“ [In der Shukowski-Akademie der Luftstreitkräfte der RKA gehaltene Vorlesungen]

1936, 5. November
— Offizielle Ständerproben des Flüssigkeitsraketenantriebs ORM-65 von W. P. Gluschko.



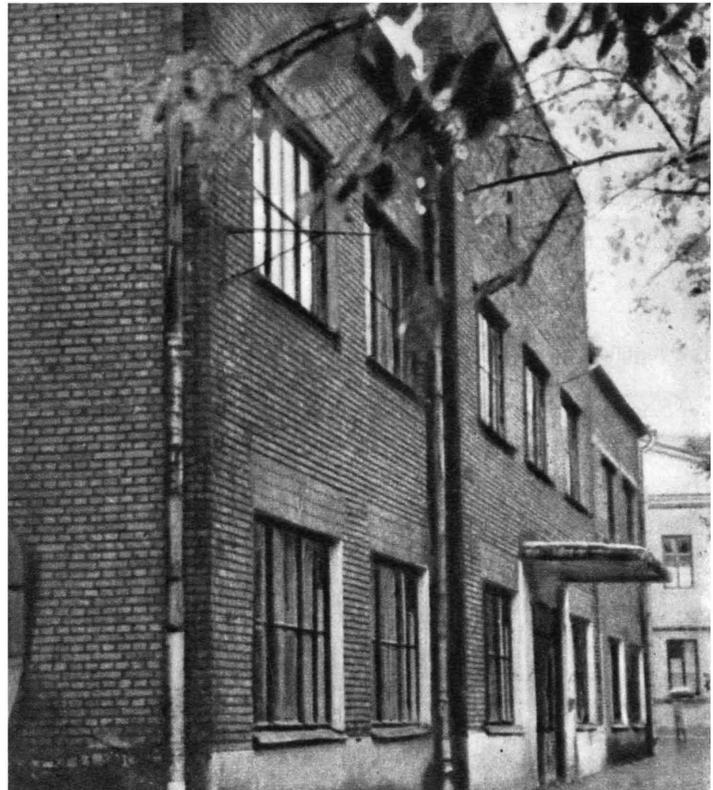
**I. T. Kleimenow (1898—1938);
Leiter des GDL, später —
Leiter des RNII**



**D. A. Schitow
Diplomingenieur für
Mechanik**



**F. L. Jakaitis,
Diplomingenieur für
Mechanik**



**Das Forschungsinstitut für
Rückstoßantrieb (RNII) in
Moskau**



S. S. Rowinski,
Konstruktionstechniker



W. N. Galkowski
Konstruktionstechniker

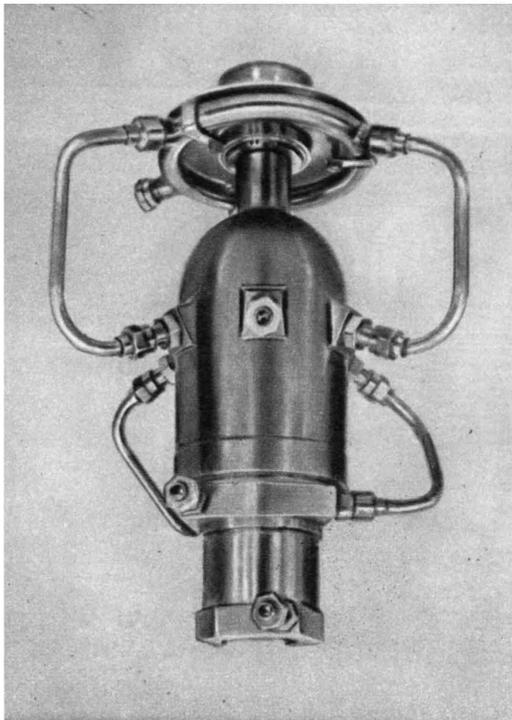


W. F. Weltistow,
Konstruktionsingenieur

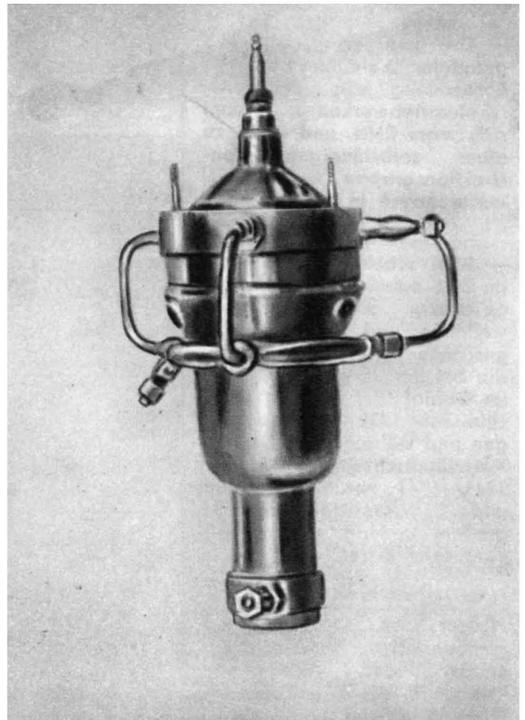


G. W. Awerbuch,
Diplomingenieur für
Mechanik

Das Triebwerk ORM-64



Das Triebwerk ORM-65



KURZE CHRONOLOGIE

1936—1940

— Veröffentlichung von neun Sammelwerken „Raketentechnik“ (Werke des RNII).

1937, 27. August

— Offizielle Standprüfungen des ersten sowjetischen Gasgenerators GG-I von W. P. Gluschko.

1937—1938

— Durchführung von 30 Bodenbrennfests des Flüssigkeitsraketenriebwerks ORM-65 an dem Raketenflugzeug RP-318-1 von S. P. Koroljow.

1937—1939

— Durchführung von 13 Bodenbrenn- und 2 Flugerprobungen des Flüssigkeitsraketenriebwerks ORM-65 mit der Flügelrakete 212 von S. P. Koroljow.

1939

— Die von W. P. Gluschko geleitete Abteilung für die Entwicklung von Flüssigkeitsraketenriebwerken trennt sich vom RNII und wird zu einer selbständigen Konstruktionsgruppe beim Flugmotorenwerk in Moskau.

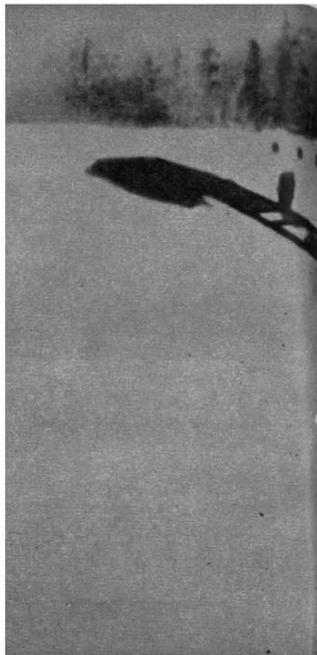
1939—1941

— RNII schafft aufgrund der im GDL entwickelten Raketen-geschosse die Flugzeugbewaffnung und mobile Mehr-geschoßanlage BM-13 u. a., die bei den Kampfhandlungen im Gebiet des Flusses Chalchin-Gol 1939 von Flugzeugen und während des Großen Vaterländischen Krieges 1941—1945 von Flugzeugen und Bodenanlagen aus in großem Umfang wirkungsvoll eingesetzt waren.

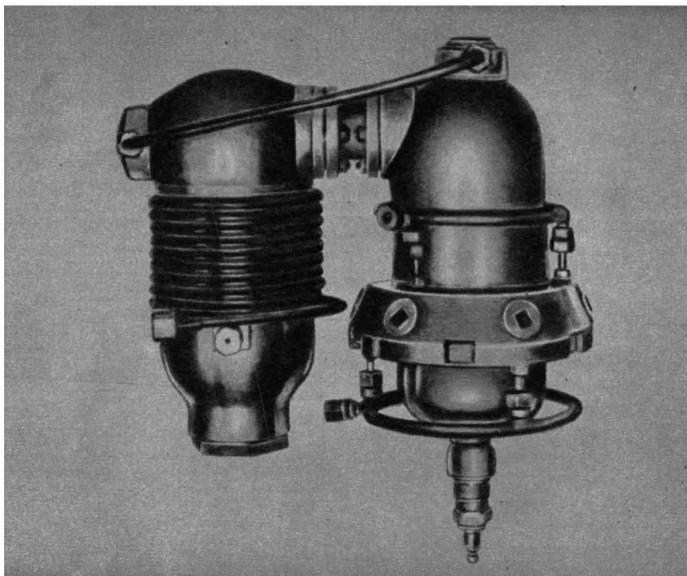
1940, 28. Februar

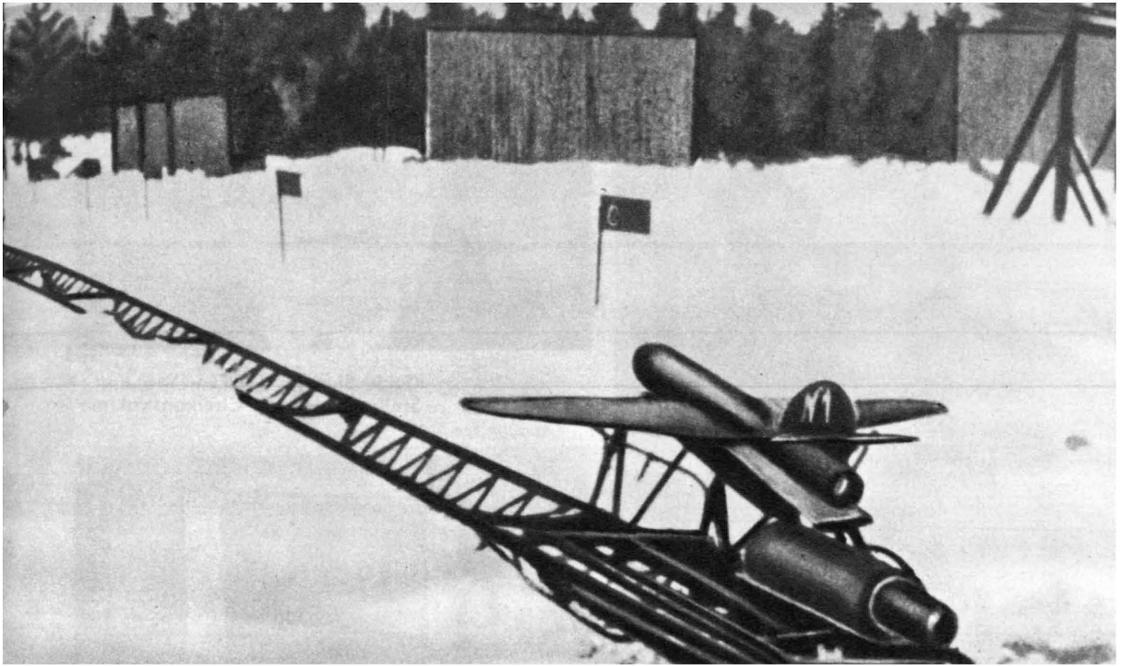
— Erster Flug des von dem Flieger W. P. Fjodorow gesteuerten Raketenflugzeugs RP-318-1 mit einem Triebwerk, das eine Abart des ORM-65 darstellte.

Die automatische lenkbare Flügelrakete 212 mit dem Triebwerk ORM-65. Bestand 1937—1938 13 Brennerprobungen am Boden und 1939 zwei Prüfungen im Flug

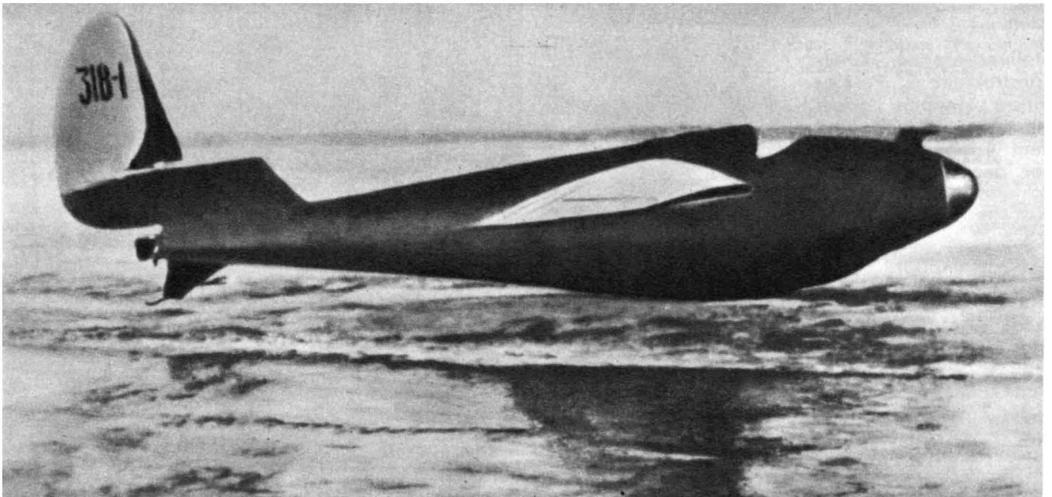


Der Gasgenerator GG-1





Raketenflugzeug RP-318-I. 1937—1938 absolvierte 30 Brennprüfungen am Boden mit dem Triebwerk ORM-65. 1940 absolvierte es einen Flug mit dem Triebwerk, das eine Abart des Triebwerks ORM-65 war

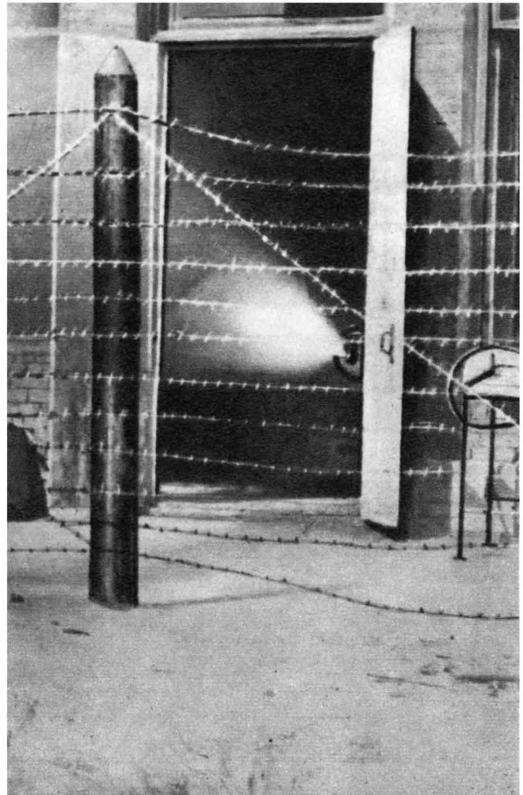




Stellvertretende Chefkonstrukteur S. P. Koroljow neben dem Flugzeug Pe-2R mit dem Triebwerk RD-1 vor dem Start (1943)



G. S. Shiritski (1893—1966),
Stellvertretender Chefkonstrukteur



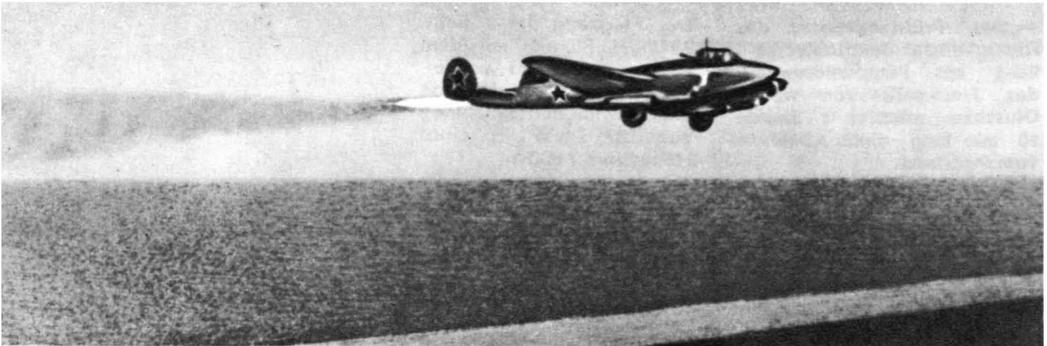
Erprobung des Triebwerks RD-1 am horizontalen Prüfstand (Kasan, 1942)



D. D. Sewruk,
Stellvertretender Chefkonstrukteur



N. N. Artamonow (1906—1965),
Leiter der experimentellen Produktion



Das Flugzeug Pe-2R mit dem Triebwerk RD-1 (1943). Insgesamt absolvierte die Pe-2R 169 Brennstarts mit RD-1 und RD-1X3 (1943—1945)

◀ Das Flugzeug 120R mit dem Triebwerk RD-1X3, das 64 Brennstarts absolvierte (1946). Am 18. August 1946 flog das Flugzeug 120R während der Luftparade mit dem arbeitenden RD-1X3 über den Flugplatz Tuschino

KURZE CHRONOLOGIE

1941

— Umbildung der Konstruktionsgruppe für die Flüssigkeitsraketenantriebe unter Leitung von W. P. Gluschko in das Versuchs-Konstruktionsbüro (OKB), Kasan.

1942, 15. Mai

— Erster Flug des von dem Flieger G. J. Bachtshwandshi gesteuerten Raketenflugzeugs BI-1 (entwickelt von A. J. Beresnjak und A. M. Issajew unter Leitung von W. F. Bolchowitinow) mit dem im RNIJ entwickelten Flüssigkeitsraketenantriebwerk D-1-A-1100.

1942

— Das Prüfstandmuster des Flüssigkeitsraketenantriebs RD-1 mit Pumpenförderung des Treibstoffs von W. P. Gluschko arbeitet 1 Stunde 10 min lang ohne Abnahme vom Prüfstand.

1942

— Beginn der Arbeiten zur Entwicklung von Flüssigkeitsraketenantrieben für hochsiedenden Treibstoff unter Leitung von A. M. Issajew.

1943

— Offizielle Stand- und Flugproben des Flüssigkeitsraketenantriebs für das Flugzeug RD-1 von W. P. Gluschko.

1944

— Reihenfertigung der Flüssigkeitsraketenantriebe RD-1 in zwei Abarten gemäß einem Beschluß des Staatskomitees für Verteidigung (GKO)

1944

— Gründung des Versuchs-Konstruktionsbüros unter Leitung von A. M. Issajew für die Entwicklung von Flüssigkeitsraketenantrieben für den hochsiedenden Treibstoff.

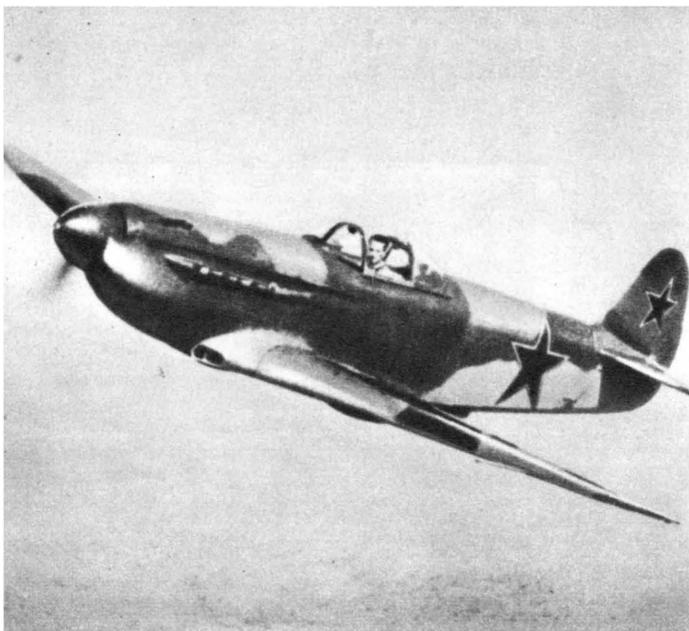


W. A. Witka,
Leiter einer Konstruktionsgruppe



A. I. Gawrilow (1884—1955),
Leiter einer Konstruktionsgruppe

Das Flugzeug Jak-3 hatte 1945 21 Flüge mit dem Triebwerk RD-1X3 vorgenommen und zeigte eine Geschwindigkeitszunahme von 182 km/st in einer Höhe von 7 800 m





**N. L. Umanski (1908—1967),
Leiter einer Konstruktionsgruppe**



**A. S. Nasarow,
Leitender Konstrukteur**



**N. A. Sheltuchin,
Ingenieur für Berechnungen**



**G. N. List,
Leiter einer Konstruktionsgruppe**

Bodenprüfung des Triebwerks RD-1X3 am Flugzeug SU-7. Insgesamt wurden am Boden und im Flug 84 Brennstarts durchgeführt (1945)





N. S. Schnjakin,
Leiter des Konstruktionsbüros für Reihenfertigung



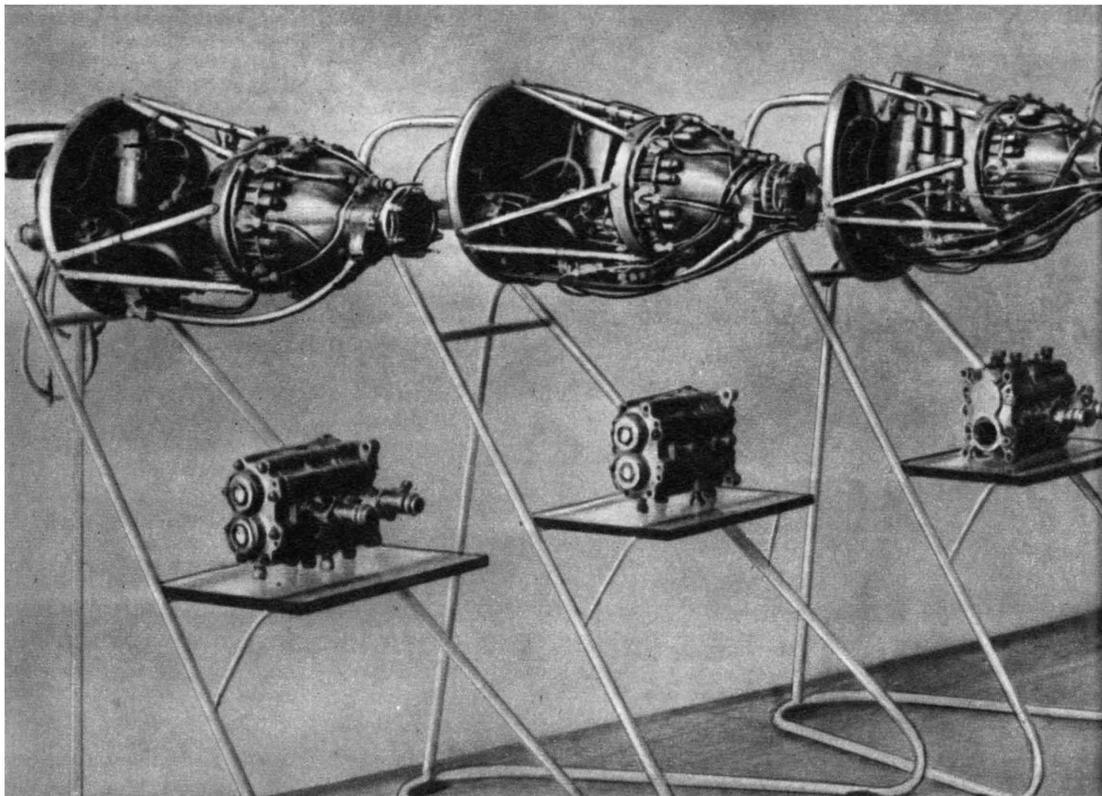
A. A. Meerow,
Leiter eines chemischen Laboratoriums



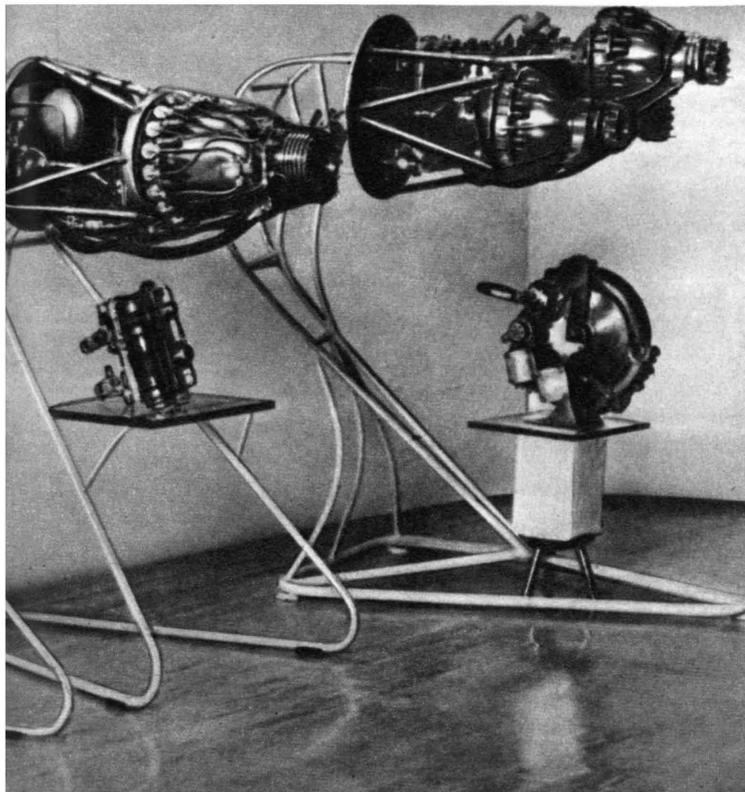
K. I. Strachowitsch
(1904—1968),
Leiter der Gruppe für Berechnungen



N. P. Alechin (1913—1964),
Ingenieur-Konstrukteur



Die Reihe der Flüssigkeitsraketen­triebwerke mit Pumpen­förderung des Salpetersäure-Kerosin-Treib­stoffs: RD-1, RD-1X3 (zwei Modifikationen), RD-2, RD-3 mit dem Turbinen­pumpen­aggregat (1940—1946). Unter den Trieb­werken befinden sich die Pumpen­aggregate



KURZE CHRONOLOGIE

1944—1945

— Boden- und Flugerprobungen des Flüssigkeitsraketen­triebwerks RD-1 an den Flug­zeugen von W. M. Petljakow [Pe-2], S. A. Lawotschkin [La-7], A. S. Jakowlew [Jak-3] und P. O. Suchoi [Su-6].

1945

— Offizielle Boden- und Flugerprobungen des Flüssigkeitsraketen­triebwerks RD-1X3 von W. P. Gluschko an den Flugzeugen von W. M. Petljakow [Pe-2R], S. A. Lawotschkin [La-7R und 120R], A. S. Jakowlew [Jak-3] und P. O. Suchoi [Su-7]. Reihen­fertigung des RD-1X3 in zwei Abarten.

1945

— Spezialisierung des GDL-OKB unter Leitung von W. P. Gluschko bei der Entwicklung von hoch­leistungs­fähigen Flüssigkeits­raketen­triebwerken.

1945—1948

— Entwicklung im GDL-OKB und Beginn der Fluger­probungen des Flüssigkeits­raketen­triebwerks RD-100 für die innerkontinentale und geophysikalische Rakete IRA-E

1946, 18. August

— Erste öffentliche Vor­führung des Flugapparats mit einem Flüssigkeits­raketen­triebwerk — die Vor­führung des Jagdflug­zeugs 120R von S. A. Lawotschkin mit dem RD-1X3 in der UdSSR bei der Luftparade in Tuschino [Moskau].

1946, 29. November

— Ernennung des Akademie­mitglieds M. W. Keldysch zum Leiter des RNII, der das Institut in die Hauptanstalt für Raketen­triebwerk­bau um­wandelt.

KURZE CHRONOLOGIE

1947
— Veröffentlichung des Werks von J. B. Seldowitsch und A. I. Polarny „Berechnung des Wärmevorgangs bei hoher Temperatur“.

1947—1949
— Entwicklung im GDL-OKB und Beginn der Flugerprobungen des Flüssigkeitsraketen-triebwerks RD-101 für die innerkontinentale und geophysikalische Rakete W-2-A.

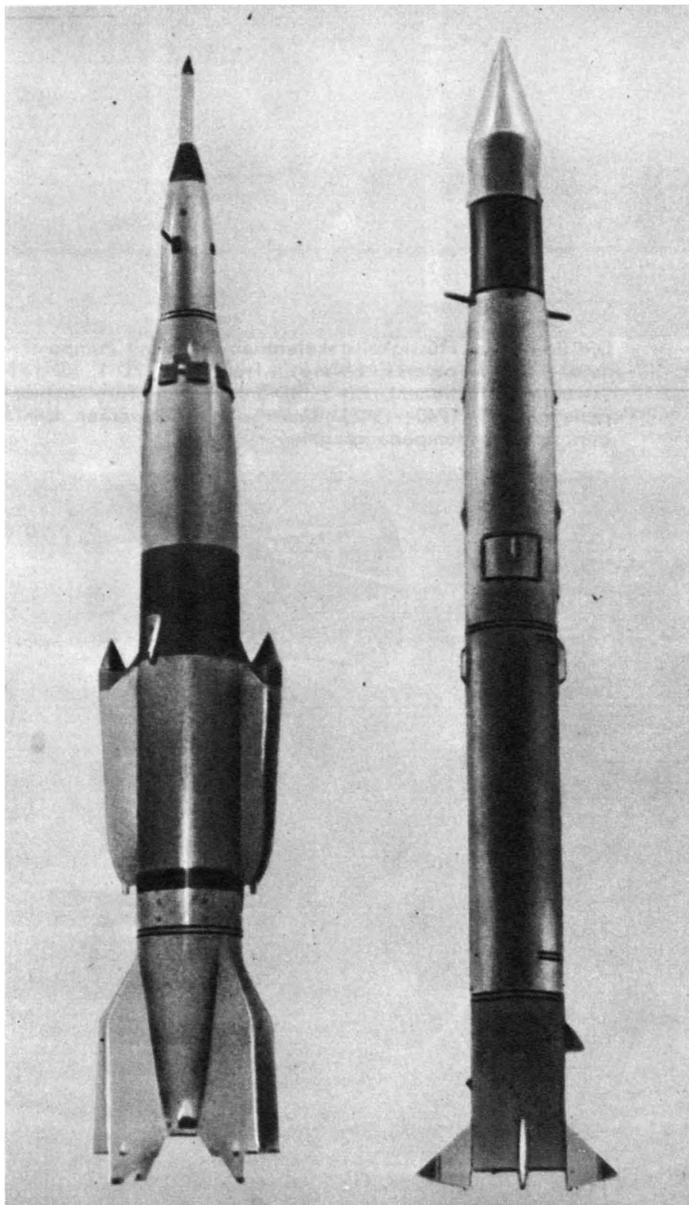
1948
— Veröffentlichung des Werks von W. P. Gluschko „Grundlagen des Aufbaus der Strahltriebwerke für Flüssigtreibstoff“ [in der Technischen Bauman-Hochschule gehaltene Vorlesungen].

1952—1953
— Entwicklung und Beginn der Flugerprobungen des Flüssigkeitsraketen-triebwerks RD-103 für die innerkontinentale und geophysikalische Rakete W-5-W im GDL-OKB

1954—1957
— Entwicklung und Beginn der Flugerprobungen der Flüssigkeitsraketen-triebwerke RD-107 und RD-108 für die 1. und die 2. Stufe (entsprechend) der interkontinentalen und kosmischen Raketen im GDL-OKB.

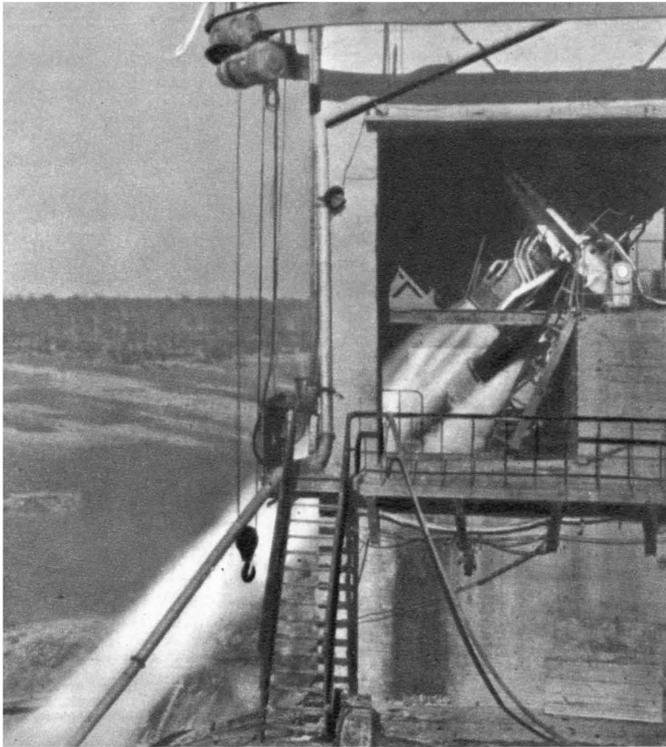
1954
— Beginn der Entwicklung der mit Einheits- treibstoff [Isopropyl- nitrat] arbeitenden Flüssigkeitsraketen-triebwerke für Flugzeuge im OKB unter Leitung von S. A. Kosberg.

1955—1957
— Entwicklung und Beginn der Flugerprobungen des Flüssigkeitsraketen-triebwerks RD-214 für die 1. Stufe des Prototyps der Trägerraketen „Kosmos“ und „Interkosmos“ im GDL-OKB.

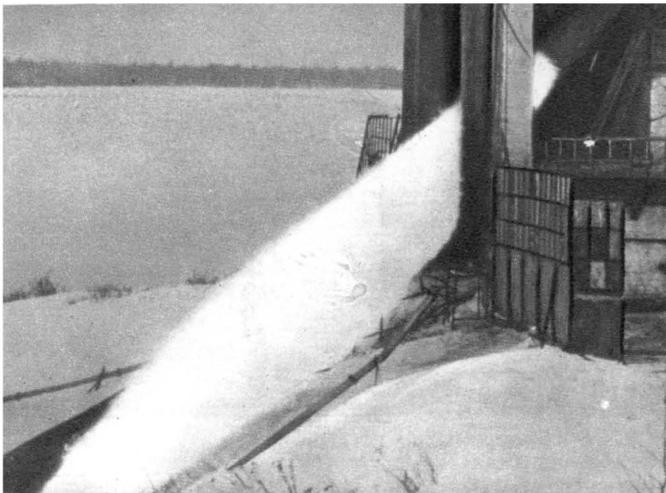


Einstufige geophysikalische Rakete W2A mit dem Einkammer-triebwerk RD-101. Ist seit 1949 im Einsatz

Einstufige geophysikalische Rakete W5W mit dem Einkammer-triebwerk RD-103. Ist seit 1953 im Einsatz



**Erprobungen des Triebwerks
RD-101 der Rakete W2A am ge-
neigten (45°) Prüfstand (1952)**



**Erprobung des Triebwerks RD-103
der Rakete W5W am geneigten
(45°) Prüfstand (1953)**

KURZE CHRONOLOGIE 1956

— Veröffentlichung des Nachschlagewerks „Thermodynamische Eigenschaften der Komponenten der Verbrennungsprodukte“ (3 Bände), das unter wissenschaftlicher Leitung von W. P. Gluschko zusammengestellt wurde. Hauptverfasser L. W. Gurwitsch.

1956

— Beginn der Entwicklung des mit Zweikomponenten-Treibstoff (Sauerstoff-Kerosin-treibstoff) arbeitenden Flüssigkeitsraketenantriebs für Flugzeuge im OKB unter Leitung von S. A. Kosberg.

1957, 4. Oktober

— Mit dem Start des ersten künstlichen Erdsatelliten beginnt die Ära der Welt-raumfahrt. Der Satellit wurde mit der im OKB unter Leitung von S. P. Koroljow entwickelten Trägerrakete mit den Flüssigkeitsraketenantrieben RD-107 und RD-108, die im OKB unter Leitung von W. P. Gluschko entwickelt worden waren, in die Umlaufbahn gebracht.

1958

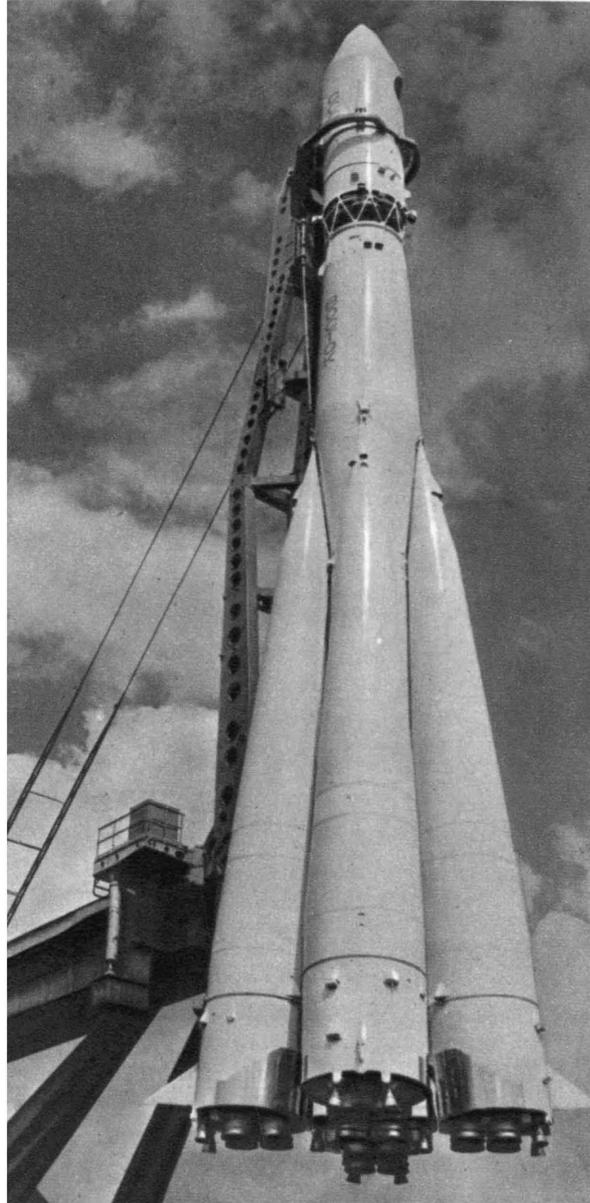
— Beginn der Entwicklung von Flüssigkeitsraketenantrieben für die oberen Trägerraketentstufen und anderen Raketen im OKB unter Leitung von S. A. Kosberg

1958—1959

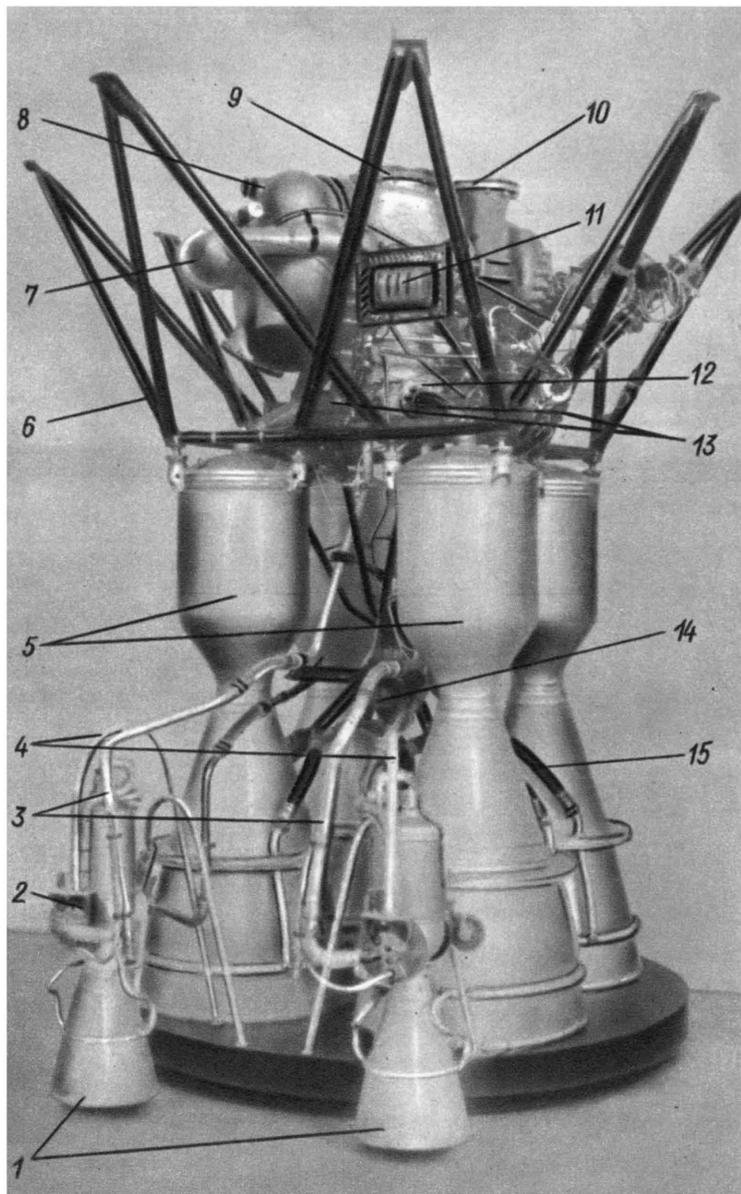
— Entwicklung und Standprobungen des ersten experimentellen Flüssigkeitsraketenantriebs mit dem Nachbrennen des Generatorgases in der Hauptkammer des Triebwerks im RNII.

1958—1960

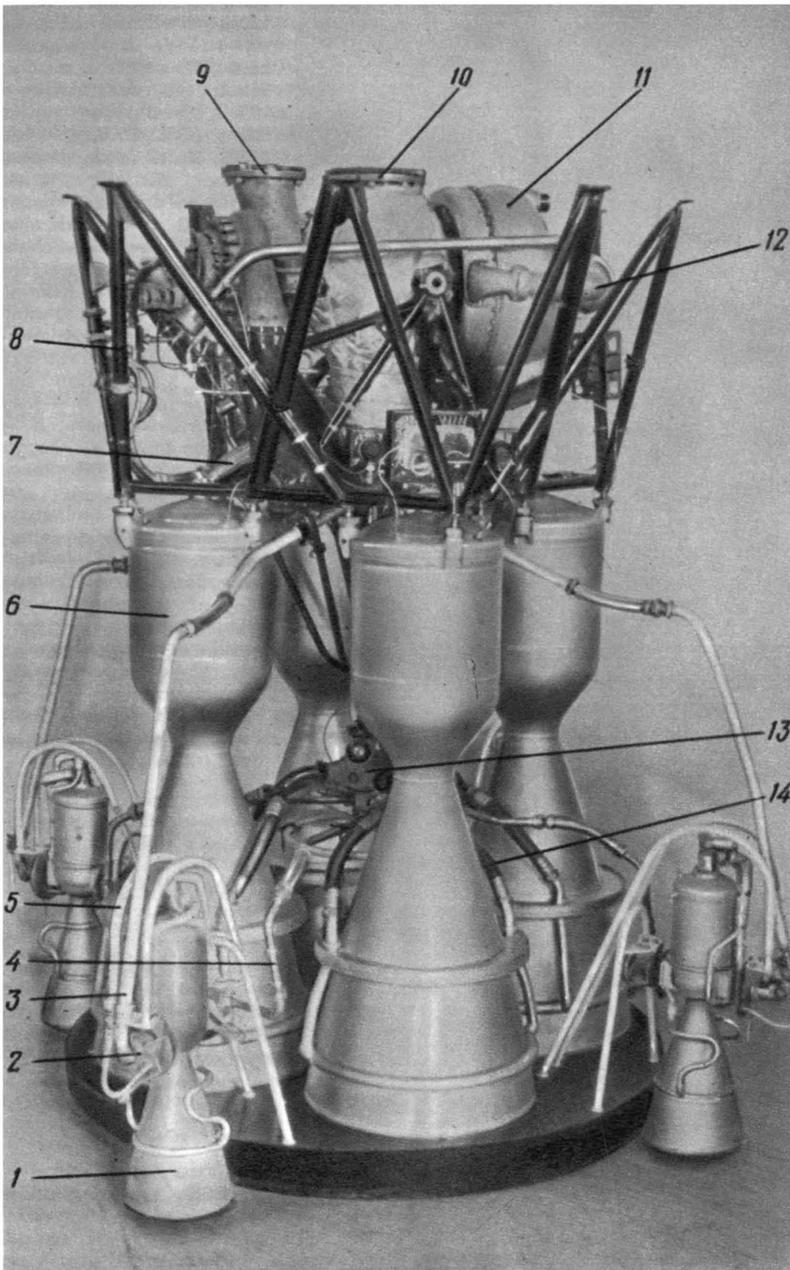
— Entwicklung und Flugprobungen des Flüssigkeitsraketenantriebs RD-216 für die 1. Stufe des Prototyps einer der Trägerraketen der „Kosmos“-Reihe im GDL-OKB.



Dreistufen-Trägerrakete „Wostok“ mit den Triebwerken RD-107, RD-108. Der Prototyp flog seit 1957



Sauerstoff-Kerosin-Vierkammertriebwerk RD-107 der I. Stufe der Trägerrakete „Wostok“ u. a. Der Schub in der Luftleere 102 t, spezifischer Impuls 314 s (GDL-OKB, 1954—1957), Druck in der Brennkammer 60 atü, Expansionsgrad der Gase in der Düse 150. 1—Steuerbrennkammern (zwei), 2—Schaukel- und Oxydatorzuführungseinheit, 3—Rohrleitungen für Oxydationsmittel der Steuerkammern, 4 — Attrappe-Tragstütze (in der Konstruktion sind nicht vorhanden), 5 — vier Hauptbrennkammern, 6 — Tragrahmen, 7 — Gasgenerator, 8 — Wärmeaustauschergehäuse an der Turbine, 9 — Einlaufstutzen der Oxydationsmittelpumpe, 10 — Einlaufstutzen der Treibstoffpumpe, 11 — Druckgeber in der Brennkammer, 12 — Hauptventil des Oxydationsmittels, 13—Rohrleitungen des Oxydationsmittels, 14 — Hauptventil des Treibstoffs, 15 — Rohrleitungen des Treibstoffs



Sauerstoff - Kerosin - Vierkammertriebwerk RD-108 der 2. Stufe der Trägerrakete „Vostok“ u. a. Der Schub in der Luftleere 96 t, spezifischer Impuls 315 s (GDL-OKB, 1954—1957), der Druck in der Brennkammer 52 atü, Expansionsgrad der Gase in der Düse 150.

1 — Steuerbrennkammer (vier), 2 — Schaukel- und Oxydatorzuführungseinheit, 3 — Rohrleitung des Oxydators der Steuerkammer, 4 — Rohrleitung des Treibstoffs der Steuerkammer, 5 — Attrappe-Tragstütze (fehlt in der Konstruktion), 6 — Hauptbrennkammer, 7 — Rohrleitung des Oxydators, 8 — Tragrahmen, 9 — Einlaufstützen der Treibstoffpumpe, 10 — Einlaufstützen der Oxydatorpumpe, 11 — Wärmeumtauschergehäuse an der Turbine, 12 — Gasgenerator, 13 — Hauptventil des Treibstoffs, 14 — Treibstoffleitung



Ziolkowski-Goldmedaille

Die Kosmonauten der UdSSR im GDL-OKB



KURZE CHRONOLOGIE

1958—1961

— Entwicklung und Flugerprobungen des Flüssigkeitsraketenriebwerks RD-219 für die 2. Stufe der kosmischen Rakete im GDL-OKB.

1958—1961

— Entwicklung und Beginn der Flugerprobungen des Flüssigkeitsraketenriebwerks RD-119 für die 2. Stufe der Trägerraketen „Kosmos“ und „Interkosmos“ im GDL-OKB.

1959—1960

— Entwicklung und Beginn der Flugerprobungen der Flüssigkeitsraketenriebwerke für die Raumschiffe im OKB unter Leitung von A. M. Issajew.

1959—1961

— Entwicklung und Beginn der Flugerprobungen der Flüssigkeitsraketenriebwerke mit Nachbrennen des Generatorgases.

1959—1962

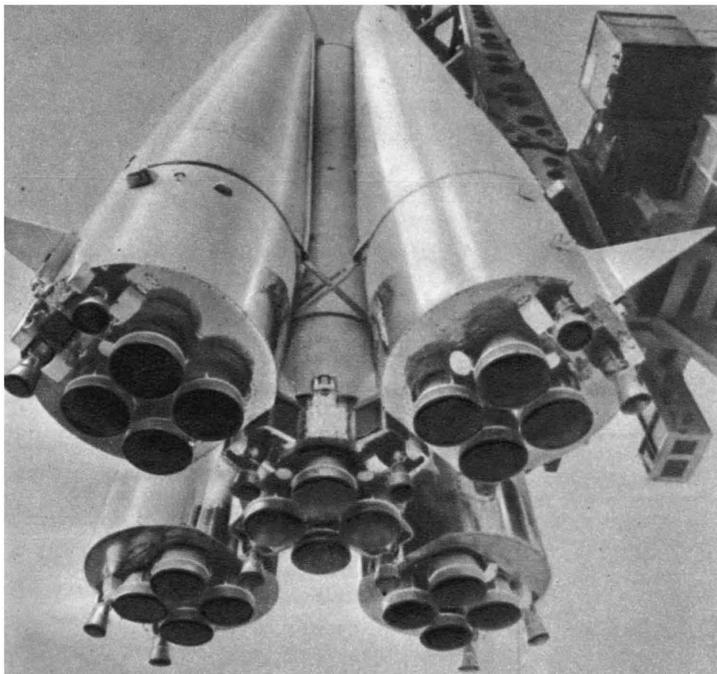
— Entwicklung und Flugerprobungen des Flüssigkeitsraketenriebwerks RD-111 für die kosmische Rakete im GDL-OKB.

1960

— Die Kommission der Akademie der Wissenschaften der UdSSR für die Mondbenennungen verleiht einem großen Krater mit der zentralen Anhöhe an der Mondrückseite den Namen Ziolkowski.

1961—1965

— Entwicklung und Beginn der Flugerprobungen des Flüssigkeitsraketenriebwerks mit Nachbrennen des Generatorgases für die Trägerrakete „Proton“, [RD-253 für die 1. Stufe entwickelte das GDL-OKB, für die anderen Stufen — das OKB unter Leitung von S. A. Kosberg].



Vier Triebwerke RD-107 der 1. Stufe und das zentrale Triebwerk RD-108 der 2. Stufe auf der Trägerrakete „Wostok“

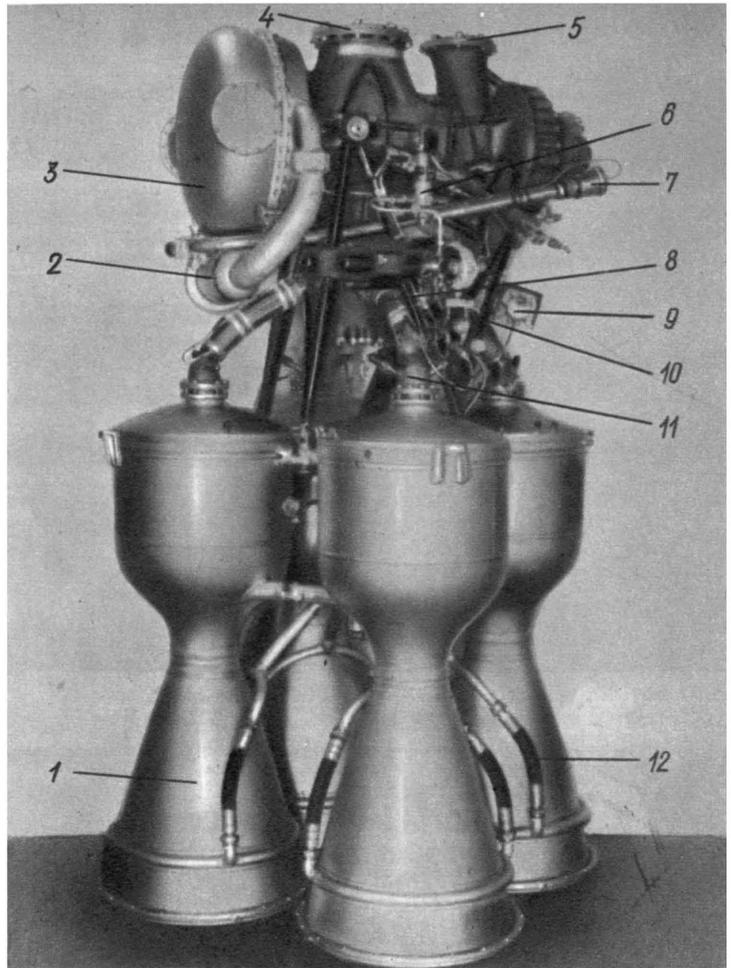
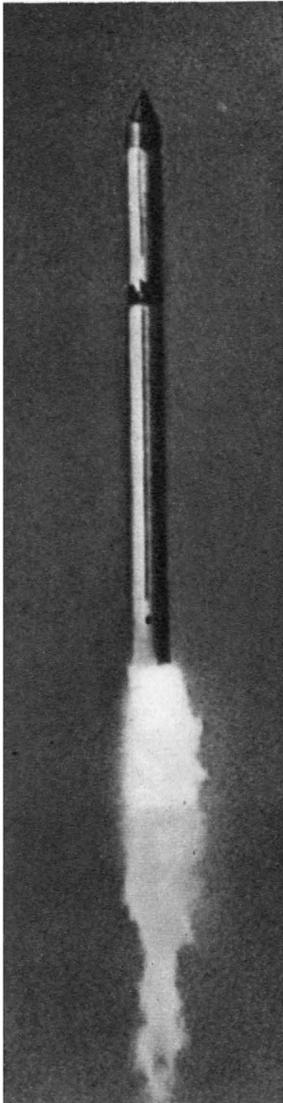
Erprobung des Triebwerks RD-107 der Trägerrakete „Wostok“ am geneigten (20°) Prüfstand (1956)



Die Kosmonauten der UdSSR im GDL-OKB



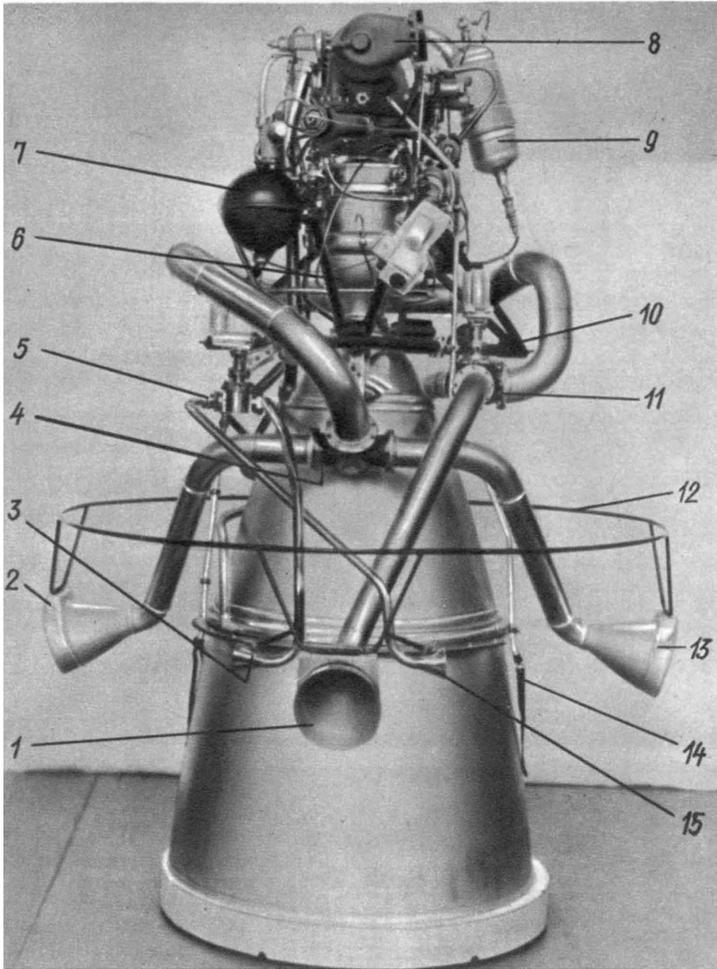
Zweistufen-Trägerrakete „Kosmos“ mit den Triebwerken RD-214 und RD-119 im Flug. Ist seit 1962 im Einsatz



Salpetersäure-Kohlenwasserstoff-Vierkammertriebwerk RD-214 der 1. Stufe der Trägerrakete „Kosmos“. Der Schub im luftleeren Raum 74 t, spezifischer Impuls 264 s (GDL-OKB, 1952—1957), Druck in der Brennkammer 45 atü, Expansionsverhältnis der Gase in der Düse 64.
1 — Brennkammer, 2 — Gasge-

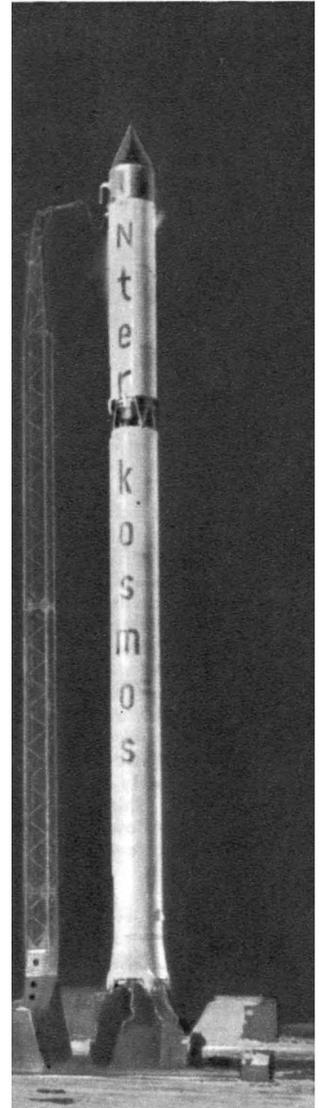
nerator, 3 — Turbine, 4 — Oxydatorpumpe (Einlaufstutzen), 5 — Treibstoffpumpe (Einlaufstutzen), 6 — Luftdruckminderer, 7 — Druckregler des Wasserstoffperoxids, 8 — Rohrleitung des Oxydationsmittels, 9 — Druckrelais, 10 — Rahmen, 11 — Schlußventil des Oxydationsmittels, 12 — Rohrleitung des Treibstoffs.

Zweistufen-Trägerrakete „Interkosmos“ mit den Triebwerken RD-214 und RD-119



Sauerstoff-Dimethylhydrazin-Triebwerk RD-119 der 2. Stufe der Trägerrakete „Kosmos“. Der Schub im luftleeren Raum 11 t, spezifischer Impuls 352 s (GDL-OKB, 1958—1962), der Druck in der Brennkammer 80 atü, Expansionsverhältnis der Gase in der Düse 1350
 1 — Längsneigungs-Steuerdüsen (die zweite Düse befindet sich an der gegenüberliegenden Seite), 2,13 — Giersteuerdüsen,

3,15 — Steuerdüsen der Querneigung (das zweite Düsenpaar befindet sich an der gegenüberliegenden Seite), 4, 5, 11 — Gasverteiler mit Elektroantrieben, 6 — Brennkammer, 7 — Kugelballon für die Preßluft, 8 — Turbopumpenaggregat, 9 — Gasgenerator, 10 — Tragrahmen, 12 — Montagering des Steuersystems (fehlt in der Triebwerkkonstruktion), 14 — abnehmbare Verschlusskappe



KURZE CHRONOLOGIE

1962

— Veröffentlichung des Nachschlagewerks „Thermodynamische Eigenschaften der Individualstoffe“ (2 Bände). Zusammengestellt unter wissenschaftlicher Leitung von W. P. Gluschko. Hauptverfasser — L. W. Gurwitsch.

1966

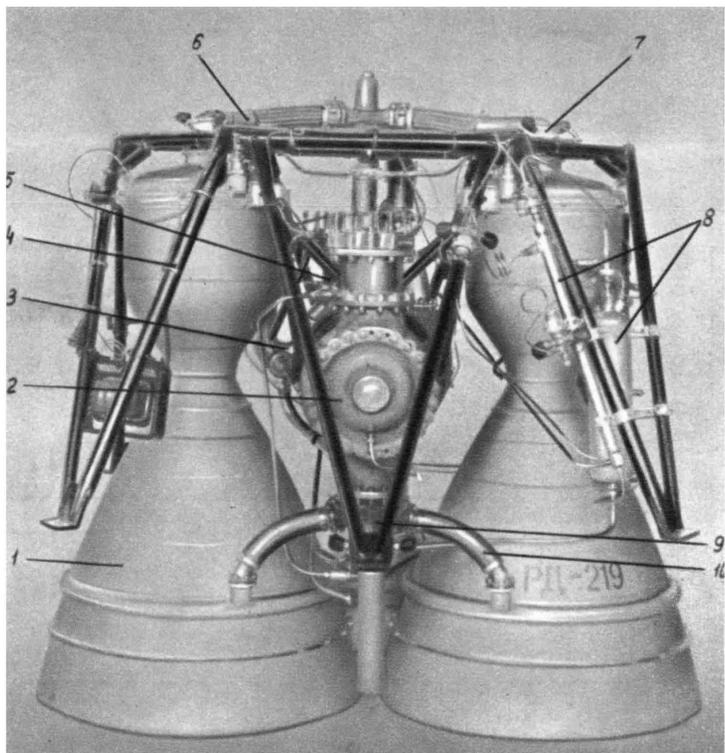
— In Anbetracht des grundlegenden Beitrags des GDL, der GIRD und des RNII zur Entwicklung des sowjetischen Raketenbaus verleiht die Kommission der Akademie der Wissenschaften der UdSSR für die Mondbenennungen Kraterketten an der Mondrückseite die Namen dieser Organisationen.

1966

— Die Kommission der Akademie der Wissenschaften der UdSSR für die Mondbenennungen verleiht Kratern an der Mondrückseite die Namen der Wissenschaftler und Konstrukteure, die die Pulver- und Flüssigkeitsraketenantriebe entwickelten: Sassjadko, Konstantinow, Kibaltschitsch, Fjodorow, Pomortschew, Tichomirow, Kondratjuk, Zander, Petropawlowski, Langemak, Artemjew, Kosberg, die Namen der GDL-OKB-Mitarbeiter — Maly, Petrow, Tschernyschew, Shiritski, Artamonow, Gawrilow, Firsov, Aljochin, Gratschjow, Mesentschew.

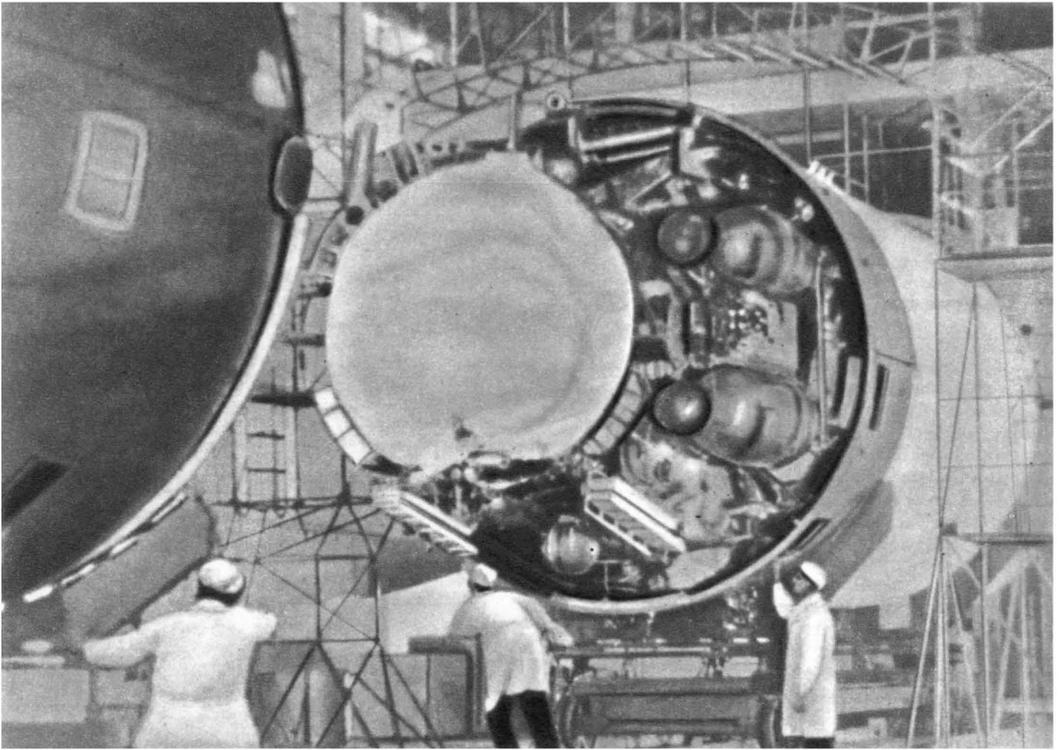
1969

— Anlässlich des 40. Jahrestags des GDL-OKB (1929—1969) werden am Gebäude der Admiralität und am Johann-Ravelin der Peter-Pauls-Festung [Leningrad], wo sich in den 30er Jahren das GDL befand, Gedenktafeln angebracht.



Salpetersäure-Dimethylhydrasin-Triebwerk RD-219 der 2. Stufe der Trägerrakete.

Der Schub im luftleeren Raum 90 t, spezifischer Impuls 293 s (GDL-OKB, 1958—1961), der Druck in der Brennkammer 75 atü, Expansionsverhältnis der Gase in der Düse 268. 1 — Brennkammer, 2 — Treibstoffpumpe, 3 — Gasgenerator, 4 — Tragrahmen, 5 — Oxydatorpumpe, 6 — Rohrleitung des Oxydators, 7 — Schlußventil des Oxydators, 8 — Anlaßbehälter, 9 — Treibstoffventil, 10 — Treibstoff-Rohrleitung



Mehrstufige Trägerrakete „Proton“ mit den Triebwerken RD-253, mit der eingebauten Raumsonde „Luna-17“ im Montageaum. Im Einsatz seit 1965



◀ Die Wimpel, die durch die automatische Raumsonde „Luna-16“ auf die Mondoberfläche gebracht wurde

KURZE CHRONOLOGIE

1971—1974

— Veröffentlichung des Nachschlagewerks „Thermodynamische und wärmephysikalische Eigenschaften der Verbrennungsprodukte“ (10 Bände), das unter wissenschaftlicher Leitung von W. P. Gluschko zusammengestellt wurde. Hauptverfasser W. E. Alemasow.

1973

— Eröffnung des Museums GDL im Johann-Ravelin der Peter-Pauls-Festung (Leningrad), wo sich die Prüfstände für die Erprobung der elektrischen und Flüssigkeitsraketenantriebe und die Werkstätten für deren Herstellung befanden.

Die kurze Chronologie des sowjetischen Raketenantriebsbaus umfaßt aus verschiedenen Gründen nicht alle Entwicklungsarbeiten, die vom System der Versuchs-Konstruktionsbüros unter Beteiligung von Instituten und Betrieben geleistet wurden.



Die Gedenktafel, die am Gebäude des Johann-Ravelins der Peter-Pauls-Festung (Leningrad) angebracht ist

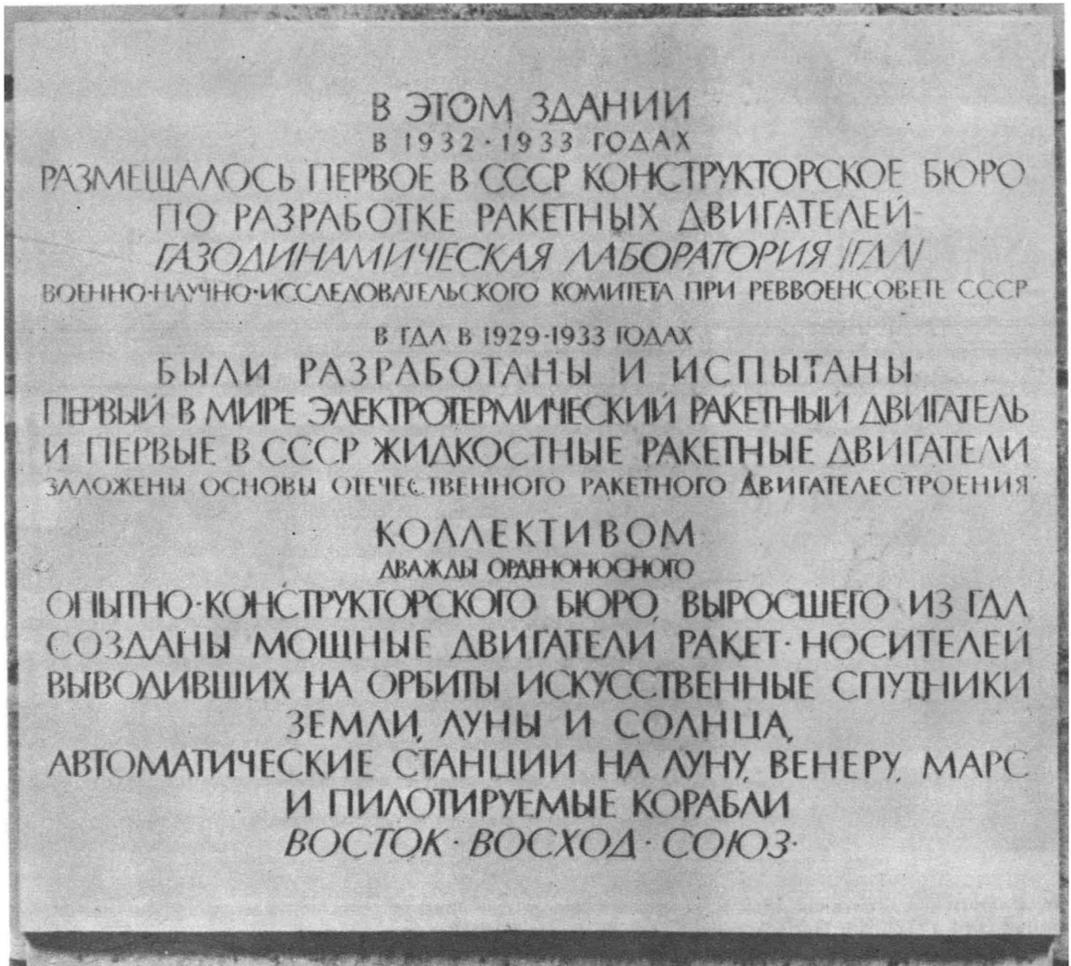


Die Stirnseite des Johann-Ravelins der Peter-Pauls-Festung. Jetzt befindet sich hier das GDL-Museum



Das GDL-OKB wurde mit dem Leninorden (1961) und mit dem Orden des Roten Arbeitsbanners (1956) ausgezeichnet

Die Gedenktafel am Admiraltätsgebäude (Leningrad)



В ЭТОМ ЗДАНИИ
В 1932-1933 ГОДАХ

РАЗМЕЩАЛОСЬ ПЕРВОЕ В СССР КОНСТРУКТОРСКОЕ БЮРО
ПО РАЗРАБОТКЕ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ-
ГАЗОДИНАМИЧЕСКАЯ ЛАБОРАТОРИЯ /ГДЛ/
ВОЕННО-НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОГО КОМИТЕТА ПРИ РЕВВОЕНСОВЕТЕ СССР

В ГДЛ В 1929-1933 ГОДАХ

БЫЛИ РАЗРАБОТАНЫ И ИСПЫТАНЫ
ПЕРВЫЙ В МИРЕ ЭЛЕКТРОТЕРМИЧЕСКИЙ РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ
И ПЕРВЫЕ В СССР ЖИДКОСТНЫЕ РАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ
ЗАЛОЖЕНЫ ОСНОВЫ ОТЕЧЕСТВЕННОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЯ

КОЛЛЕКТИВОМ
ДВАЖДЫ ОРАВНОУЩЕННОГО

ОПЫТНО-КОНСТРУКТОРСКОГО БЮРО, ВЫРОСШЕГО ИЗ ГДЛ
СОЗДАНЫ МОЩНЫЕ ДВИГАТЕЛИ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ
ВЫВОДИВШИХ НА ОРБИТЫ ИСКУССТВЕННЫЕ СПУТНИКИ
ЗЕМЛИ, ЛУНЫ И СОЛНЦА,
АВТОМАТИЧЕСКИЕ СТАНЦИИ НА ЛУНУ, ВЕНЕРУ, МАРС
И ПИЛОТИРУЕМЫЕ КОРАБЛИ
ВОСТОК · ВОСХОД · СОЮЗ



Die Gedenkmedaille zum 40. Jahrestag des GDL-OKB (1929—1969). Auf der Rückseite der Medaille ist die von der Erde aus sichtbare Mondseite mit der 1100 km langen Kraterkette, die den Namen GDL führt, dargestellt



W. P. Gluschko überreicht 1969 E. N. Kusmin, einem der ältesten Mitarbeiter (seit 1932), die Gedenkmedaille anlässlich des 40. Jahrestages des GDL-OKB

Kartenfragment der Mond-
rückseite ►

