

УДК 629.7.01

Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-3-282-294

Для цитирования: Назаров В. П., Головёнкин Е. Н., Пиунов В. Ю. Инновационные технические решения, разработанные под руководством М. Ф. Решетнева при создании первой сибирской ракеты-носителя «Космос-3М» // Сибирский аэрокосмический журнал. 2024. Т. 25, № 3. С. 282–294. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-3-282-294.

For citation: Nazarov V. P., Golovenkin E. N., Piunov V. Yu. [Innovative technical solutions developed under the leadership of M. F. Reshetnev in the creation of the first Siberian launcher “Cosmos-3M”]. *Siberian Aerospace Journal*. 2024, Vol. 25, No. 3, P. 282–294. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-3-282-294.

Инновационные технические решения, разработанные под руководством М. Ф. Решетнева при создании первой сибирской ракеты-носителя «Космос-3М»

В. П. Назаров^{1*}, Е. Н. Головёнкин^{1, 2}, В. Ю. Пиунов³

¹Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31

²АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52

³АО «НПО Лавочкина»
Российская Федерация, г. Химки Московской области, ул. Ленинградская, 24

*E-mail: nazarov@sibsau.ru

Академик Михаил Федорович Решетнев входит в число выдающихся ученых, конструкторов и организаторов производства, которые стояли у истоков развития ракетно-космической техники в нашей стране и внесли значительный вклад в отечественную и мировую космонавтику. В 2024 г. исполняется 100 лет со дня его рождения и 60 лет первого запуска ракеты-носителя (РН) «Космос-3», созданной под его руководством в Красноярском крае.

В статье рассматриваются основные этапы проектирования, опытно-конструкторской работы, летно-конструкторских испытаний и выхода на серийное производство ракеты. Отмечается, что создание РН осуществлялось, в основном, на производственной базе Красноярского машиностроительного завода. В хронологической последовательности описываются наиболее крупные события, связанные с организацией работы филиала ОКБ-1, который затем был преобразован в самостоятельное ОКБ. Показана роль личности М. Ф. Решетнева в решении сложных научно-технических, организационных и производственных проблем освоения новой техники в Сибирском регионе, удаленном от ракетно-космических и научных центров страны.

Представлена информация о инновационных технических решениях, разработанных под руководством М. Ф. Решетнева при создании РН «Космос-3» и её последующей модификации. Отмечается, что М. Ф. Решетнев в своей научно-технической деятельности постоянно получал поддержку С. П. Королева и М. К. Янгеля, успешно сотрудничал с крупнейшими конструкторскими организациями, которые возглавляли В. П. Глушко, А. М. Исаев, В. Г. Сергеев и другие известные руководители и специалисты ракетно-космической промышленности.

Ключевые слова: ракетно-космическая техника, ракеты-носители, космические аппараты.

Innovative technical solutions developed under the leadership of M. F. Reshetnev in the creation of the first Siberian launcher “Cosmos-3M”

V. P. Nazarov^{1*}, E. N. Golovenkin^{1, 2}, V. Yu. Piunov³

¹Reshetnev Siberian State University of Science and Technology
31, Krasnoyarskii rabochii prospekt, Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation

²JSC “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”
52, Lenin St., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation

³Lavochkin Association
24, Leningradskaya St., Khimki, Moscow region, 141402, Russian Federation

*E-mail: nazarov@sibsau.ru

Academician Mikhail Fedorovich Reshetnev is one of the outstanding scientists, designers and production organizers who stood at the origins of the development of rocket and space technology in our country and made a significant contribution to domestic and world cosmonautics. 2024 marks the 100th anniversary of his birth and the 60th anniversary of the first launch of the Kosmos-3 launch vehicle (LV), created under his leadership in the Krasnoyarsk Territory.

The article discusses the main stages of design, development work, flight design tests and the launch of mass production of the rocket. It is noted that the creation of the PH was carried out mainly at the production base of the Krasnoyarsk Machine-Building Plant. The most important events related to the organization of the OKB-1 branch, which was then transformed into an independent OKB, are described in chronological order. The role of M.F.'s personality is shown. Reshetnev in solving complex scientific, technical, organizational and production problems of mastering new technology in the Siberian region, remote from the rocket, space and scientific centers of the country.

Information is provided on innovative technical solutions developed under the guidance of M. F. Reshetnev during the creation of the Kosmos-3 launch vehicle and its subsequent modification. It is noted that M. F. Reshetnev in his scientific and technical activities constantly received the support of S. P. Korolev and M. K. Yangel, successfully cooperated with the largest design organizations headed by V. P. Glushko, A. M. Isaev, V. G. Sergeev and other well-known leaders and specialists of the rocket and space industry.

Keywords: rocket and space technology, launch vehicles, spacecraft.

Введение

В ноябре 2024 г. исполняется 100 лет со дня рождения академика Михаила Фёдоровича Решетнева, главного конструктора ракетно-космических систем связи, навигации, геодезии, Героя Социалистического Труда, лауреата Ленинской и Государственной премий, основоположника сибирской научной школы в области космической техники. Жизненный путь и трудовая деятельность М. Ф. Решетнева наполнены яркими и необычными событиями. После окончания с отличием средней школы в г. Днепропетровске в 1940 г. он поступил на первый курс Московского авиационного института. Ему тогда еще не было 16 лет. Учебу в МАИ прервала война. По молодости лет Решетнев не подлежал призыву в Красную армию, однако он добровольно пришел в военкомат и был направлен в военную школу авиамехаников. После её окончания до 1945 г. он служил в истребительном авиационном полку механиком по подготовке самолетов к боевым вылетам. В 1945 г. продолжил обучение в МАИ. Учебу активно сочетал со спортом и студенческой научной работой.

Тема дипломного проекта М. Ф. Решетнева была связана с разработкой жидкостно-реактивных двигателей для самолетов-истребителей. Председатель Государственной экзаменационной комиссии начальник ОКБ-301, выдающийся советский авиаконструктор С. А. Лавочкин высоко оценил дипломный проект Решетнева. Отличная оценка давала право самостоя-

тельно выбирать место работы. Лавочкин посоветовал идти к С. П. Королеву. Так после получения диплома с отличием и присвоение квалификации инженера-механика по самолетостроению Михаил Решетнев в 1950 г. начал свою трудовую деятельность в ОКБ-1 под руководством С. П. Королева. Здесь проявились его инженерные знания, организаторские способности и особые качества характера: высокая ответственность, целеустремленность, принципиальность. Эти качества поспособствовали выдвижению М. Ф. Решетнева как одного из ведущих конструкторов ракетных комплексов с подвижным стартом на должность заместителя главного конструктора.

Интенсивное развитие ракетно-космической промышленности СССР в середине XX в. способствовало привлечению в эту новую отрасль экономики целого ряда предприятий машиностроения и приборостроения, расположенных в Сибирском регионе. 4 июня 1959 г. вышел приказ Государственного комитета по оборонной технике о создании филиала ОКБ-1 с размещением его на производственной площадке № 2 Красноярского машиностроительного завода, расположенной в закрытом режимном городе Красноярск-26 (ныне закрытое административно-территориальное образование г. Железногорск Красноярского края). Этим же приказом начальником и главным конструктором филиала ОКБ-1 был назначен заместитель С. П. Королева кандидат технических наук М. Ф. Решетнев, которому тогда было 34 года.

Основной задачей филиала являлось конструкторское сопровождение серийного производства баллистических ракет, которые разрабатывались под руководством С. П. Королева в ОКБ-1. Первоначально решениями правительственных органов предполагалось развернуть производство ракеты 8К74 (Р-7А) на основной площадке завода «Красмаш» в г. Красноярске и площадке № 2 в г. Красноярск-26. Затем в 1960 г. завод и филиал ОКБ были освобождены от освоения этой ракеты и приступили к подготовке производства двухступенчатой ракеты 8К75, также разработанной в ОКБ-1 С. П. Королева. Однако уже в 1961 г. вновь произошло изменение производственных планов предприятия и конструкторской организации М. Ф. Решетнева. В соответствии с Постановлением ЦК КПСС и Совета Министров СССР от 7 апреля 1961 г. № 314-135 заводу «Красмаш» было поручено освоить выпуск ракеты Р-14 (8К65) [1–3].

Такие быстрые изменения в крупномасштабном государственном планировании можно объяснить динамичным развитием оборонной промышленности, формированием новой структуры ракетно-космической отрасли, появлением новых научных и конструкторских идей, укреплением технологической базы предприятий, участвующих в создании новой техники.

Организация производства баллистической ракеты Р-14

Одноступенчатая баллистическая ракета Р-14 (8К65) была разработана в 1960 г. в ОКБ-586 (КБ «Южное», г. Днепропетровск) под руководством главного конструктора М. К. Янгеля. Ракета относилась к стратегическим баллистическим ракетам среднего класса. Максимальная дальность полета составляла 4500 км, стартовая масса – до 85 т, масса головной части – до 1,5 т. Длина ракеты 24,4 м, максимальный диаметр корпуса 2,4 м. Ракета имела моноблочную ядерную головную часть, которая отделялась на заданном участке траектории полета. Система управления автономная инерциальная.

Ракета комплектовалась двигателем 8Д514, разработанным в ОКБ-456 (НПО «Энергомаш», главный конструктор В. П. Глушко). Двигатель 8Д514 состоял из двух двухкамерных блоков 8Д513, работающих на самовоспламеняющемся топливе: горючее – несимметричный диметилгидразин (НДМГ), окислитель – смесь азотной кислоты и четырёхоксида азота (АК-27И).

В середине 1961 г. состоялась передача конструкторской документации ракеты из г. Днепропетровска в г. Красноярск и г. Красноярск-26, одновременно началась технологическая подготовка производства на обеих площадках завода.

В связи с новыми задачами о постановке на производство ракеты 8К65 в г. Красноярске стала очевидной необходимость повышения статуса филиала ОКБ-1. Поэтому 18 декабря 1961 г. в соответствии с приказом Государственного комитета по оборонной технике филиал реоргани-

зуется в самостоятельное конструкторское бюро ОКБ-10 (Конструкторское бюро прикладной механики – КБМП). Главным конструктором назначается М. Ф. Решетнев, его заместителями Н. Ф. Куприянов (по корпусным конструкциям) и А. Я. Китаев (по двигательным установкам).

К концу 1961 г. ракета прошла опытно-конструкторскую и производственную отработку на Южном машиностроительном заводе в г. Днепропетровске, однако предстояло провести адаптацию конструкторской и технологической документации к производственным условиям завода «Красмаш», который ранее занимался изготовлением зенитно-артиллерийского оружия. В процессе подготовки производства ракет 8К65 на предприятии были введены в эксплуатацию новые производственные мощности, изготовлено более 16 тыс. наименований технологической оснастки. Создан новый цех по изготовлению гиростабилизированной платформы «Корунд» на аэростатическом подвесе по оси прецессии гироскопов, имеющем отдельный электронный блок и гиросинтезатор.

Особые трудности были связаны со строительством и вводом в эксплуатацию испытательного комплекса для проведения стендовых огневых испытаний жидкостных ракетных двигателей. Строительные работы проводились военно-строительной организацией «Сибхимстрой», начальником которой был известный военный строитель, Герой Социалистического Труда, лауреат Ленинской премии генерал-майор П. Т. Штефан. Уникальный рельеф Восточно-Саянского горного массива позволил построить грандиозные стендовые сооружения на борту горно-таёжного ущелья, что обеспечивало проведение огневых испытаний ЖРД в вертикальном положении с полной имитацией стартовых условий эксплуатации ракеты.

Строительство испытательного комплекса велось круглосуточно широким фронтом под контролем руководства оборонной отрасли. Одновременно строились стендовые сооружения, энергетические объекты, склады компонентов ракетных топлив, станция нейтрализации промышленных стоков. При проведении пуско-наладочных работ активное содействие было оказано ведущим предприятием отрасли в области испытаний ракетной техники – Научно-исследовательским институтом химического машиностроения (НИИХМ, г. Загорск).

Первое стендовое испытание двигателя 8Д513 (двухкамерный блок двигателя 8Д514) состоялось 28 февраля 1962 г. Двигатель выдал необходимые по техническим условиям параметры. Системы стенда работали нормально. Небезынтересно отметить, что первый протокол испытаний двигателя был подписан руководителем расчетно-аналитического сектора В. И. Новиковым, который впоследствии стал кандидатом технических наук и заведующим кафедрой М-2 Красноярского завода-ВТУЗа (ныне кафедра двигателей летательных аппаратов Сибирского государственного университета науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева).

В первой половине 1962 г. с полигона Капустин Яр были проведены первые испытательные пуски ракет 8К65, собранных на площадке № 2 Красмашзавода с частичной комплектацией отдельных узлов и агрегатов, изготовленных на заводе «Южмаш». В течение 1962 г. «Красмаш» совместно с ОКБ-10 освоили полностью производство ракеты Р-14 (8К65). Началась ритмичная поставка ракет в войсковые части.

Серийное производство этих ракет осуществлялось на предприятии до 1965 г. Длительное время ракетные комплексы Р-14 находились на боевом дежурстве. Последние шесть ракетных комплексов были ликвидированы в конце 1980-х гг.

Создание ракеты-носителя Космос-3

С целью создания космических систем в интересах народного хозяйства и обороны страны Постановлением ЦК КПСС и Совета министров СССР в октябре 1961 г. было принято постановление о разработке ракеты-носителя для вывода малых и средних по массе космических аппаратов на круговые и эллиптические орбиты. В первоначальных исходных документах руководящих органов ракетный комплекс и ракета-носитель имели индекс 65С3, который

в дальнейшем трансформировался в более употребляемую в ракетно-космической промышленности индексацию 11К65 («Космос-3»).

Эскизный проект ракеты разрабатывался в ОКБ «Южное» под руководством главного конструктора академика М. К. Янгеля. Проектировщиками было предложено создать новую ракету на базе военной баллистической ракеты Р-14 (8К65). Данное предложение позволяло значительно сократить сроки проектирования и отработки изделия, снизить экономические затраты на создание нового ракетно-космического комплекса.

В связи с большой загруженностью своей конструкторской организации другими ответственными государственными заданиями, М. К. Янгель предложил передать проектирование ракеты Красноярскому ОКБ-10 М. Ф. Решетнева и определить Красноярский машиностроительный завод в качестве головного предприятия по её отработке и производству. Вероятно, мотивом такого предложения стал положительный опыт совместной работы ОКБ-10 и завода «Красмаш» при организации серийного производства ракеты 8К65. Следует отметить, что активную поддержку в этот период красноярцам оказывали специалисты ОКБ «Южное» и Южного машиностроительного завода (г. Днепропетровск). Ряд специалистов «Южмаша» приехали на «Красмаш» для постоянной работы.

Проектная документация на стадии эскизного проектирования новой ракеты передавалась в ОКБ-10 для завершения проекта и разработки рабочей конструкторской документации. При этом общее курирование работы над проектом было возложено на академика М. К. Янгеля.

Техническим заданием на разработку ракеты-носителя 11К65 было определено её функциональное назначение: вывод на круговые орбиты высотой от 200 до 2000 км и эллиптические орбиты с высоким апогеем различных по назначению искусственных спутников Земли массой от 100 до 1500 кг. Для реализации этой сложной технической задачи необходимо было создать двигательную установку и ракетный двигатель, способные обеспечить неоднократное включение в космосе и стабилизацию ракеты в процессе полета между этими включениями.

Многофункциональный ракетный двигатель с индексом 11Д47 для второй ступени ракеты разрабатывался в ОКБ-2 (КБ Химмаш) под руководством главного конструктора А. М. Исаева, который был широко известен в ракетно-космической промышленности своими оригинальными инновационными конструкторскими решениями и высоким уровнем технологичности созданных в КБХМ двигателей.

Жидкостный ракетный двигатель 11Д47 является двигателем одноразового применения, работает на двухкомпонентном самовоспламеняющемся топливе НДМГ+АК27И. Двигатель создает силу тяги, направленную вдоль оси ракеты, поперечные силы и моменты, необходимые для управления ракетой. Тяга двигателя создается за счет истечения продуктов сгорания компонентов топлива из камеры и четырех поворотных сопел, конструкция которых допускает качание их в одной плоскости, что обеспечивает управление ракетой по углам тангажа, рыскания и крена. Конструкцией двигателя предусмотрено двухкратное включение на основных маршевых режимах, на которых развивается тяга до 15,7 т (157 кН). Продолжительность работы на первом режиме (режим I-2) составляет 360 с, на втором (режим I-6) – 15 с. До выхода на первый маршевый режим двигатель работает на пониженном пусковом режиме от 2 до 10 с при тяге 5,8 т (58 кН), что обеспечивает безударное отделение от первой ступени и плавный переход к маршевому режиму.

Совместной работой ОКБ А. М. Исаева и ОКБ М. Ф. Решетнева в составе двигательной установки второй ступени ракеты была создана система малой тяги, обеспечивающая стабилизированный полет между двумя маршевыми включениями. Топливо для работы в режиме стабилизированного полета располагалось в двух специальных баках, расположенных на внешней поверхности основного бака второй ступени. Таким образом, двухимпульсная схема основного двигателя позволяла решить задачу выведения искусственного спутника Земли в два этапа: первое включение двигателя формирует траекторию эллипса, в апогее которого вторым

включением спутник переводится на круговую орбиту. Эта схема выведения дала возможность существенно повысить энергетическую эффективность ракеты-носителя.

Техническое задание на разработку ракетного комплекса открывало возможности для модернизации ракеты, в том числе на этапе опытно-конструкторских работ. Поэтому параллельно с подготовкой конструкторской документации на изделие 11К65 проводилась работа по созданию модернизированного варианта – 11К65М, который предполагалось вводить в опытную эксплуатацию после первых летно-конструкторских испытаний первого варианта ракеты. Одновременно на основной площадке и площадке № 2 Красмашзавода ускоренными темпами проводилась технологическая подготовка производства и разработка большого объема технологической документации [4–6].

Задача проектирования и производства новой ракеты-носителя потребовала от ОКБ-10 и головного предприятия разработки и освоения принципиально новых конструктивных решений, прогрессивных технологий производства, высокой организации совместных работ. Основными из них являлись:

- проектирование и изготовление крупногабаритных, тонкостенных баковых конструкций из алюминиевых сплавов, свариваемых методом автоматической сварки;
- изготовление крупногабаритных клепаных конструкций;
- обеспечение высокой степени герметичности конструкций и контроль герметичности с высокой степенью достоверности;
- разработка и изготовление прочных и герметичных корпусов из алюминиевых сплавов.

Для проведения баллистических расчетов орбит движения космических аппаратов и трасс полета ракет-носителей в ОКБ-10 была сформирована специальная расчетная группа. В связи с отсутствием в тот период собственной информационно-вычислительной базы расчетные работы выполнялись в Вычислительном центре Сибирского отделения Академии наук СССР (г. Новосибирск). Разработанные баллистические программы обеспечили в дальнейшем высокую точность движения и определения координат спутников в любой момент времени.

Система управления (СУ) для ракеты 11К65 разрабатывалась Харьковским конструкторским бюро под руководством В. Г. Сергеева. Принципиальным в этой системе было использование счетно-решающих приборов и новых принципов выведения, а также предусматривалась автоматическая проверка системы управления, исключающая влияние оператора в процессе проверки.

С целью обеспечения необходимой надежности СУ в полете главным конструктором было осуществлено «троирование» системы. К тому времени сформировалась система взаимодействия с поставщиками комплектующих элементов, были организованы анализ и систематизация отказов, а также порядок выработки мероприятий по исключению их повторения.

В первой половине 1963 г. в результате напряженной совместной работы коллективов ОКБ-2, ОКБ-10 и завода «Красмаш» были изготовлены габаритно-весовые эталон-макеты, а затем полноразмерные опытные образцы двигателей 11Д47, в состав которых в качестве штатной системы была введена система малой тяги. Одновременно на испытательном комплексе Химзавода проведена реконструкция испытательного стенда № 1 и его адаптация для огневых испытаний нового двигателя.

Первая работа двигателя была проведена на стенде в августе 1963 г. По сложности программы испытания и её длительности для маршевых ЖРД она не имеет аналогов до настоящего времени. Отработка режимов работы двигателя, последовательность и четкость срабатывания команд при реализации циклограммы испытаний заняли довольно продолжительное время, однако к началу 1964 г. разработчиками двигателя и ракеты было дано заключение о возможности установки двигателя 11Д47 в состав второй ступени ракеты для проведения летно-конструкторских испытаний [7–9].

В мае 1964 г. две ракеты 11К65 были вывезены из г. Красноярск-26 на Байконур. Ракеты были укомплектованы двигателями 8Д514 (первая ступень) и 11Д47 (вторая ступень). Полезная

нагрузка носителя состояла из трех макетов искусственных спутников Земли – «Космос-38», «Космос-39», «Космос-40» (типа «Стрела-1») с установленными на них радиопередатчиками для контроля выведения и работы на орбите. После проведения подготовительных и монтажно-испытательных предпусковых работ ракету вывезли на стартовый комплекс (площадка 41).

Первый пуск ракеты-носителя 11К65 состоялся 18 августа 1964 г. В сообщении Телеграфного агентства Советского Союза (ТАСС) об этом событии сообщалось, что выведение на орбиту всех трех спутников осуществлено одной ракетой-носителем нового типа. Движение спутников происходит по близким орбитам с начальными параметрами:

- период обращения 95,2 мин;
- максимальное расстояние от поверхности Земли (в апогее) 876 км;
- минимальное (в перигее) – 210 км.

Так в космос стартовала первая сибирская ракета-носитель. Глубоко символично, что в 2024 г. отмечается 100-летие М. Ф. Решетнева и 60-летие первого пуска космической ракеты, созданной под его руководством.

По опубликованным сведениям в 1964–1965 гг. состоялось ещё несколько пусков РН 11К65 с групповым выводом на орбиты ИСЗ «Стрела-1» по три спутника с индексами «Космос 54-56», «Космос 61-63» и др. Космический аппарат «Стрела-1» проектировался как неориентированный малогабаритный спутник массой 50 кг с установленным на борту ретранслятором, работающим в режиме «электронная почта», который выполнял одновременно функции передачи на Землю телеметрических данных о состоянии бортовых систем КА и приема с Земли команд управления.

Спутник создавался в ОКБ-586 (ОКБ «Южное») под руководством М. К. Янгеля в структуре ракетно-космического комплекса 65СЗ как космический аппарат специальной радиосвязи системы обеспечения безопасности и обороноспособности государства. В ходе опытно-конструкторских работ заказ на разработку спутника по инициативе М. К. Янгеля был передан в ОКБ-10 М. Ф. Решетнева и в дальнейшем проходил конструкторско-технологическую отработку в производственных подразделениях Красмашзавода. Позднее его серийное производство было организовано на собственной промышленной базе ОКБ-10 (Механическом заводе), которая была создана в конце 60-х гг.

Модернизация ракеты-носителя 11К65, создание РН «Космос-3М»

Вводимые в процесс модернизации и конструкцию ракеты изменения стали основанием для изменения индексации как двигателей, так и всей ракеты. В части, касавшейся двигателя первой ступени, была исключена работа двигателя на режиме конечного участка полета (62 % от номинального давления в камере сгорания), введены требования работоспособности при температуре конструкции в диапазоне -40 – $+50$ °С в связи с пусками с открытого старта, а также введена система телеизмерений при летной эксплуатации. Двигатель получил новое обозначение РД-216М (11Д614) [10].

В двигателе второй ступени, получившем обозначение 11Д49, была проведена модернизация отдельных узлов и агрегатов системы автоматического управления, введены некоторые изменения в параметры режимов работы в полете, обеспечивающие требуемую точность выведения космических аппаратов на расчетные орбиты.

Одной из особенностей двигателя 11Д49 являлось использование неразъёмных (сварных) соединений конструктивных элементов, что исключало проведение стендовых контрольно-технологических испытаний (КТИ) каждого экземпляра ЖРД с последующей переборкой. Поэтому заключение о работоспособности и надежности двигателя при изготовлении ЖРД принималось по результатам огневых контрольно-выборочных испытаний (КВИ). Дополнительно проводились специальные периодические испытания (СПИ) по программам, приближенным к условиям эксплуатации с целью контроля стабильности технологического процесса, периодического контроля надежности двигателя при неблагоприятных сочетаниях конструктивно-технологических факторов.

При разработке двигателя 11Д49 конструкторами ОКБ-2 (КБ Химмаш) под руководством А. М. Исаева были использованы инновационные (для того времени) технические решения, которые способствовали достижению высоких показателей энергетической и функциональной эффективности изделия. Так, на значительной части сверхзвукового сопла практически отсутствовала наружная оболочка («рубашка»). Её роль выполнял комплект гофрированных секций, которые спаивались с огневой стенкой сопла и формировали тракт охлаждения по внутренним каналам гофр. Тем самым вдвое уменьшилось количество паяных швов и расход дорогостоящего жаростойкого припоя. Однако при этом значительно повышались требования по сохранности тонкостенной конструкции камеры при выполнении внутризаводских технологических и транспортировочных операций. Одному из авторов статьи (Назарову В. П.), работавшему в те годы помощником инженера-испытателя на заводе «Красмаш», довелось участвовать в отработке технологии испытаний камеры на прочность и герметичность с применением особых защитных устройств, предохраняющих оболочки от механических повреждений.

С целью уменьшения осевых габаритов камеры двигателя был использован радиальный подвод окислителя в смесительную головку и, соответственно, введены дополнительные элементы, обеспечивающие равномерное растекание компонента в полости между днищами головки. На огневое (внутреннее) днище головки были установлены пластинчатые антипульсационные перегородки, которые в тот период находились на экспериментальной стадии в ракетном двигателестроении.

Турбонасосный агрегат (ТНА) имел однороторную одновальную схему с консольным расположением турбины и закреплялся в зоне критического сечения камеры ЖРД, что обеспечивало плотную компоновку конструкции двигателя. Диск газовой турбины изготавливался из жаропрочного хромоникелевого сплава с лопатками симметричного профиля, выполненными методом электроэрозионной обработки. С целью повышения КПД турбины по наружному периметру диска на торцы лопаток устанавливалось и закреплялось вакуумной пайкой тонкое (толщиной до 2 мм) разрезное бандажное кольцо.

Центробежные колеса окислителя и горючего изготавливались из высокопрочного алюминиевого сплава и состояли из трех деталей: переднего и заднего дисков и центральной ступицы с фрезерованными лопатками. Соединение деталей колес осуществлялось пайкой в вакууме в индукционной камерной печи.

В связи со сложной циклограммой работы двигателя и, соответственно, изменением режимных параметров ТНА, в широком диапазоне функциональных показателей особые требования предъявлялись к герметизации полостей газогидравлического тракта агрегата. С этой целью в насосах горючего, окислителя и узла газовой турбины использованы комбинированные уплотнения, включающие уплотнения контактного типа (манжеты, торцевые контакты с неметаллическими контактными кольцами) и бесконтактные статические и гидродинамические уплотнения (плавающие кольца, радиальные импеллеры). Взаимодействие всех элементов, входящих в комбинацию системы уплотнений, обеспечивало повышенную надежность и герметичность агрегата.

По оценке Е. Н. Головёнкина, одного из авторов статьи, работавшего в тот период инженером-конструктором ОКБ-10, сотрудничество специалистов ОКБ-2, ОКБ-10 и завода «Красмаш» осуществлялось на высоком профессиональном уровне, в творческой, деловой обстановке. Главный конструктор ОКБ-2 А. М. Исаев неоднократно приезжал в Красноярск, встречался с М. Ф. Решетневым и директором завода «Красмаш» П. А. Сысоевым, что способствовало оперативному решению многих технических и организационных вопросов.

Следует отметить, что целый ряд инновационных конструкторских и технологических решений, разработанных и реализованных в результате совместной работы ОКБ-2, ОКБ-10 и Красноярского машиностроительного завода при создании и постановке на производство ракетного двигателя 11Д49, внесли свой научно-технологический вклад в ракетное двигателе-

строение и успешно использовались в дальнейших проектах ракетно-космической техники. Характеристики двигательных установок ступеней РН «Космос-3М» представлены в табл. 1.

Таблица 1

Характеристики двигательных установок ступеней РН «Космос-3М»

Ступень	Параметры	
	Первая	Вторая
Двигатель	РД-216 (11Д614)	11Д49
Тип	Четырехкамерный ЖРД (два двухкамерных блока)	Однокамерный ЖРД + + 4 рулевых сопла
Тяга, кгс (кН): на уровне моря в пустоте	151 000 (1 481) 177 400 (1 740)	— 16 060 + 4 × (1,4–1,8) (157,6 + 4 × (0,014–0,018))
Удельный импульс, с: на уровне моря в пустоте	246 289	— 303
Давление в камере сгорания, атм (Мпа)	75 (7,5)	102 (10,2)
Сухая масса двигателя, кг	1325	185
Время работы, с	125	350
Компоненты топлива: окислитель горючее	АК НДМГ	АК НДМГ
Массовое соотношение компо- нентов топлива	2,5	2,65
Система подачи	ТНА	ТНА
Диаметр двигателя, мм	2 260	1 900
Длина двигателя, мм	2 195	1 800

В июле 1965 г. с космодрома «Байконур» успешно осуществлен групповой запуск на круговую приполярную орбиту высотой около 1500 км пяти космических аппаратов «Стрела» (Космос 71 – Космос 75). Это был первый запуск в космос модернизированной ракеты-носителя, названной 11К65М, которая в открытых средствах массовой информации получила наименование «Космос-3М». Впервые в истории отечественной космонавтики одной ракетой были выведены пять штатных искусственных спутников Земли с полной комплектацией бортового радиотехнического оборудования, системой электропитания, пассивной системой терморегулирования, расположенными в термоконтейнере, близкому по форме к сфере [11].

Начиная с первого старта на космодроме «Байконур» по программе летно-конструкторских испытаний (ЛКИ), проведено четырнадцать пусков ракеты-носителя, изготовленной на площадке № 2 Красмашзавода совместно с ОКБ-10. В 1966 г. ее производство было полностью передано на основную площадку Красноярского машиностроительного завода. В этом же году приказом Министерства общего машиностроения СССР ОКБ-10 переименовано в Конструкторское бюро прикладной механики (КБПМ).

С этого времени началась новая профессиональная специализация КБПМ и завода «Красмаш»: КБ становилось конструкторско-производственной организацией по созданию космических аппаратов систем связи, космической навигации и информационных систем различного назначения. Завод «Красмаш» позиционировался как крупнейшее предприятие по производству космических ракет-носителей и баллистических ракет для Вооруженных сил страны.

В 1967 г. состоялся первый запуск ракеты-носителя 11К65М («Космос-3М») с полигона Плесецк. На орбиту впервые был выведен новый навигационный спутник связи «Циклон», разработанный в КБМП.

«Циклон» имел оригинальную и совершенную по тем временам конструкцию. Его конструктивно-компоновочная схема и бортовые служебные системы стали базой для целого ряда спутников на низких орбитах. К ним относится семейство космических аппаратов навигации, связи, геодезии, научных исследований: «Цикада», «Сфера», «Надежда», «Ионосферная станция». Все они запускались ракетой-носителем «Космос-3М» [12]. Основные тактико-технические характеристики РН «Космос-3М» приведены в табл. 2.

Таблица 2

Основные тактико-технические характеристики РН «Космос-3М»

Параметры	
Стартовая масса РН, т	108
Размеры, м:	
длина	32,4
диаметр	2,4
Масса выводимого ПГ (т) на круговые орбиты:	
200–1 700 км, $i = 51^\circ$	1,500–0,780
200–1 700 км, $i = 66^\circ$	1,400–0,700
200–1 700 км, $i = 74^\circ$	1,350–0,660
200–1 700 км, $i = 83^\circ$	1,250–0,600
1000 км, $i = 83^\circ$	0,930
На солнечно-синхронную орбиту:	
475 км, $i = 97,3^\circ$	0,600–0,850
Точность выведения КА на круговую орбиту высотой 200 км:	
по высоте, км	~ 40,0
по наклонению $^\circ$	~ 8,0
по периоду обращения, с	~ 30,0
Объем зоны размещения ПГ, м ³ :	10,0
диаметр, м	2,2
высота, м	4,7

Ракета 1165М («Космос-3М») изготавливалась на Красноярском машиностроительном заводе до 1971 г., затем в связи с новыми сложными задачами освоения на заводе «Красмаш» баллистических ракет для Военно-морского флота, серийное производство космического носителя было передано в г. Омск на Производственное объединение «Полет». При этом изготовление двигателей первой ступени 11Д614 было передано в г. Днепропетровск на завод «Южмаш». Изготовление ЖРД 11Д49 осталось на Красмашзаводе, который выпускал этот двигатель до 1992 г.

Постановлением ЦК КПСС и Совмина СССР № 949-321 от 30 декабря 1971 г. ракета-носитель 11К65М была принята на вооружение в составе космического комплекса специального назначения. С этого времени она обеспечила создание целого ряда космических комплексов и систем, имеющих важное оборонное, народно-хозяйственное и научное значение.

РН «Космос-3М» использовался для выведения на орбиту спутников серии «Надежда» международной системы спасения «КОСПАС-САРСАТ», геодезических, навигационных, связных и других КА, индийских спутников Aryabhata, Bashkara и Bashkara 2, французского КА Unamsat-2, итальянских MegSat 0 и M1TA, германских TubsatB, Abrixis и CHAMP, британского SNAP-1, китайского TsingHua 1. С помощью ракеты проводились астрофизические, технологические и другие эксперименты в интересах Академии наук СССР, международной организации «Интеркосмос», отраслевых научно-исследовательских организаций, в том числе с возвращением летательных аппаратов на Землю.

Особая роль принадлежит ракете-носителю «Космос-3М» в проведении экспериментальных работ в процессе разработки орбитального корабля многоразовой космической систем

«Энергия-Буран». С помощью ракеты проводились запуски с полигона Капустин Яр изделий «БОР-4» и «БОР-5» (беспилотных орбитальных ракетопланов) по орбитальным и суборбитальным траекториям с приземлением в районе озера Балхаш или приводнением в заданных районах акватории Индийского океана и Черного моря. Основной целью испытаний являлась оценка работоспособности выбранных теплозащитных материалов и конструктивного выполнения элементов орбитального корабля в условиях близких к эксплуатационным [13–17].

Заключение

С полным основанием можно считать ракету-носитель «Космос-3М» выдающимся научно-техническим достижением в истории отечественной космонавтики. Её конкурентные преимущества – экономичное производство, надежность и безопасность. Ракета участвовала в международном конкурсе легкий носитель Med-Lite для NASA. В 1995 г., по оценке независимых американских специалистов, которые провели сравнительный анализ восемнадцати типов ракет легкого класса, созданных в разных странах, «Космос-3М» признали одной из самых совершенных. Такое признание является лучшим памятником создателю ракеты – академику Михаилу Федоровичу Решетневу.

Библиографические ссылки

1. Сибирская дорога в космос / под общ. ред. Н. А. Тестоедова Красноярск : Платина плюс, 2009. 128 с.
2. Смирнов-Васильев К. Г., Даниловский А. П. 40 космических лет. Научно-производственное объединение прикладной механики имени академика М. Ф. Решетнева. Железногорск : Прикладные технологии, 2000. 310 с.
3. Щит и меч Родины / В. К. Гупалов, Б. И. Гринин, В. Ф. Друшляк и др. Красноярск : РИО-пресс, 2002. 508 с.
4. Современные отечественные ракеты-носители. Ракетно-космическая техника : учеб. пособие / В. В. Филатов, М. Д. Евтифьев, Л. Н. Лебедева и др. ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск : 2005. 144 с.
5. Назаров В. П., Ефремов Г. В. Конструкция жидкостных ракетных двигателей : учеб. пособие / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск : 2016. 194 с.
6. Конструкция и проектирование жидкостных ракетных двигателей : учеб. для студентов вузов по специальности «Авиац. двигатели и энергетич. установки» / Г. Г. Гахун, В. И. Баулин, В. А. Володин и др. М. : Машиностроение, 1989. 424 с.
7. Тестоедов Н. А., Кольга В. В., Семенова Л. А. Проектирование и конструирование баллистических ракет и ракет-носителей : учеб. пособие / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск : 2013. 308 с.
8. Тестоедов Н. А. Технология производства космических аппаратов : учеб. для вузов / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск : 2009. 352 с.
9. Яцуненко В. Г., Назаров В. П., Коломенцев А. И. Стендовые испытания жидкостных ракетных двигателей : учеб. пособие / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т ; Моск. авиац. ин-т. Красноярск : 2016. 248 с.
10. Каторгин Б. И. НПО Энергомаш имени академика В. П. Глушко. Путь в ракетной технике. М. : Машиностроение / Машиностроение-Полет, 2004. 488 с.
11. 60 лет запуска ракеты-носителя «Космос-3» и спутников связи «Стрела-1» [Электронный ресурс]. URL: <https://www.iss-reshetnev.ru/65-anniversary/60-years-ru> (дата обращения: 17.07.2024).
12. Гетман М. В., Раскин А. В. Военный космос: без грифа «секретно» : науч.-техн. изд. М. : Русские Витязи, 2008. 464 с.
13. Глушков А. А., Голов М. А., Кавелькина В. В. Полигон «Капустин Яр». Волгоград : Панорама, 2008. 142 с.

14. Кобелев В. Н., Милованов А. Г. Средства выведения космических аппаратов. М. : Рес-тарт, 2009. 528 с.
15. Двухступенчатая одноразовая ракета-носитель Космос-3М // Википедия [Электронный ресурс]. URL: <https://ru.wikipedia.org/wiki/Космос-3М> (дата обращения: 18.07.2024).
16. Основные разработки НПО «Энергомаш» – двигатели [Электронный ресурс]. URL: <https://web.archive.org/web/20120303011206/http://www.npoenergomash.ru/engines/> (дата обращения: 19.07.2024).
17. Наземная отработка ракетных двигателей и двигательных установок на ФГУП «Крас-маш» [Электронный ресурс]. URL: <https://web.archive.org/web/20120118070458/http://www.ihst.ru/~akm/30t16.htm> (дата обращения: 20.07.2024).

References

1. *Sibirskaya doroga v kosmos* [The Siberian Road to Space]. Ed. N. A. Testoedova. Krasnoyarsk : Platina plyus Publ., 2009, 128 p.
2. Smirnov-Vasil'ev K. G., Danilovskiy A. P. *40 kosmicheskikh let. Nauchno-proizvodstvennoe ob"edinenie prikladnoy mekhaniki imeni akademika M. F. Reshetneva* [40 Space Years. Scientific and Production Association of Applied Mechanics named after Academician M. F. Reshetnev.]. Zheleznogorsk, Prikladnye tekhnologii Publ., 2000, 310 p.
3. Gupalov V. K., Grinin B. I., Drushlyak V. F. et al. *Shchit i mekh Rodiny* [Shield and Sword of the Motherland]. Krasnoyarsk, RIO-press Publ., 2002, 508 p.
4. Filatov V. V., Evtif'ev M. D., Lebedeva L. N. et al. *Sovremennye otechestvennye rakety-nositeli. Raketno-kosmicheskaya tekhnika* [Modern domestic launch vehicles. Rocket and space technology]. Krasnoyarsk, 2005, 144 p.
5. Nazarov V. P., Efremov G. V. *Konstruktsiya zhidkostnykh raketnykh dvigateley* [Design of liq-uid rocket engine]. Krasnoyarsk, 2016, 194 p.
6. Gakhun G. G., Baulin V. I., Volodin V. A. *Konstruktsiya i proektirovanie zhidkostnykh raket-nykh dvigateley* [Construction and design of liquid rocket engine]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1989, 424 p.
7. Testoedov N. A., Kol'ga V. V., Semenova L. A. *Proektirovanie i konstruirovaniye ballis-ticheskikh raket i raket-nositeley* [Design and construction of ballistic missiles and launch vehicles]. Ed. N. A. Testoedov. 2013, 308 p.
8. Testoedov N. A. *Tekhnologiya proizvodstva kosmicheskikh apparatov* [Technology of space-craft production]. Krasnoyarsk, 2009, 352.
9. Yatsunenkov V. G., Nazarov V. P., Kolomentsev A. I. *Stendovye ispytaniya zhidkostnykh raket-nykh dvigateley* [Bench tests of liquid rocket engines]. Krasnoyarsk, 2016, 248 p.
10. Katorgin B. I. *NPO Energomash imeni akademika V. P. Glushko. Put' v raketnoy tekhnike* [NPO Energomash named after academician V. P. Glushko. The path in rocket technology]. Moscow, Mashinostroenie, Mashinostroenie-Polet Publ., 2004, 488 p.
11. *60 let zapuska rakety-nositelya "Kosmos-3" i sputnikov svyazi "Strela-1"* [60 years of the launch of the Kosmos-3 launch vehicle and Strela-1 communications satellites]. Available at: <https://www.iss-reshetnev.ru/65-anniversary/60-years-rn> (accessed: 17.07.2024).
12. Getman M. V., Raskin A. V. *Voenny kosmos: bez grifa sekretno* [Military space: without the secret label]. Moscow, Russkie Vityazi Publ., 2008, 464 p.
13. Glushkov A. A., Golov M. A., Kavel'kina V. V. *Poligon "Kapustin Yar"* [Kapustin Yar poly-gon]. Volgograd, Panorama Publ., 2008, 142 p.
14. Koblelev V. N., Milovanov A. G. *Sredstva vyvedeniya kosmicheskikh apparatov* [Means of launching spacecraft]. Moscow, Restart Publ., 2009, 528 p.
15. *Dvukhstupenchataya odnorazovaya raketa-nositel' Kosmos-3M* [Two-stage disposable launch vehicle Kosmos-3M]. Available at: <https://ru.wikipedia.org/wiki/Kosmos-3M> (accessed: 18.07.2024).

16. *Osnovnye razrabotki NPO "Energomash" – dvigateli* [The main developments of NPO Energomash – engines]. Available at: <https://web.archive.org/web/20120303011206/http://www.npoenergomash.ru/engines/> (accessed: 19.07.2024).

17. *Nazemnaya otrabotka raketnykh dvigateley i dvigatel'nykh ustanovok na FGUP "Krasnash"* [Ground testing of rocket engines and propulsion systems at FSUE Krasnash]. Available at: <https://web.archive.org/web/20120118070458/http://www.ihst.ru/~akm/30t16.htm> (accessed: 20.07.2024).

© Назаров В. П., Головёнкин Е. Н., Пиунов В. Ю., 2024

Назаров Владимир Павлович – кандидат технических наук, профессор кафедры двигателей летательных аппаратов; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: nazarov@sibsau.ru.

Головёнкин Евгений Николаевич – доктор технических наук, профессор, лауреат премий Правительства Российской Федерации, главный ученый секретарь научно-технического совета, АО «РЕШЕТНЕВ»; заведующий кафедрой космического машиностроения, Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: Mgv@iss_reshetnev.ru.

Пиунов Валерий Юрьевич – кандидат технических наук, заместитель начальника производства; АО «НПО Лавочкина». E-mail: piunovvy@gmail.com.

Nazarov Vladimir Pavlovich – Cand. Sc., Professor of the Department of Aircraft Engines; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: nazarov@sibsau.ru.

Golovenkin Evgeny Nikolaevich – Dr. Sc., Professor, laureate of the Government of the Russian Federation, Chief Scientific Secretary of the Scientific and Technical Council, JSC "Reshetnev"; Head of the Department of Space Engineering, Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: Mgv@iss_reshetnev.ru.

Piunov Valery Yuryevich – Cand. Sc., Deputy Head of Production; Lavochkin Association. E-mail: piunovvy@gmail.com.
