УДК 629.7.036.54-63.05.062:621.45.034.038

РАЗРАБОТКА, ЭТАПЫ МОДЕРНИЗАЦИИ И ИТОГИ ПЯТИДЕСЯТИЛЕТНЕЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ ПЕРВОГО ОТЕЧЕСТВЕННОГО ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ ЗАМКНУТОЙ СХЕМЫ

© 2015 г. Вачнадзе В.Д., Овечко-Филиппов Э.В., Смоленцев А.А., Соколов Б.А.

Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королёва (РКК «Энергия»)
Ул. Ленина, 4А, г. Королёв, Московская обл., Российская Федерация, 141070,
e-mail: post@rsce.ru

Приведены результаты выполненных в ОКБ–1 (РКК «Энергия») работ по созданию первого отечественного жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) замкнутой схемы (с дожиганием генераторного газа) для разгонного блока Л ракетного комплекса «Молния». Его разработка определила переход в ракетной технике на ЖРД замкнутой схемы, что позволило практически полностью использовать энергетические возможности разных типов ракетного топлива, повысить давление в камерах сгорания и значительно улучшить характеристики ЖРД. В двигателях открытой схемы сделать это было невозможно из-за роста потерь на привод турбонасосных агрегатов.

Опыт, полученный при создании этого двигателя, дал возможность разработать в РКК «Энергия» маршево-рулевые двигатели для разгонных блоков типа Д, ДМ и орбитального корабля «Буран» с высокими энергетическими характеристиками и надежностью. Результаты этих работ используются РКК «Энергия» и в настоящее время при разработке перспективного многофункционального ЖРД, камера которого охлаждается криогенным кислородом.

Ключевые слова: *маршево-рулевой двигатель, замкнутая схема, дожигание генераторного газа, разгонный блок, криогенный кислород.*

DEVELOPMENT, UPGRADE PHASES AND RESULTS OF FIFTY YEARS OF OPERATION OF OUR COUNTRY'S FIRST CLOSED-LOOP LIQUID ROCKET ENGINE

Vachnadze V.D., Ovechko-Filippov E.V., Smolentsev A.A., Sokolov B.A.

S.P. Korolev Rocket and Space Public Corporation Energia (RSC Energia)
4A Lenin Street, Korolev, Moscow region, 141070, Russian Federation,
e-mail: post@rsce.ru

The paper presents the results of work conducted at OKB-1 (RSC Energia) to develop our country's first closed-loop (with two-stage combustion) liquid rocket engine (LRE) for upper stage L of the Molniya rocket system. Its development marked the transition of rocket technology to closed-loop LRE, which enabled an almost complete utilization of energy contained in various types of rocket propellants, a higher pressure in combustion chambers and significantly improved LRE performance. All this was impossible to achieve in open-loop engines due to higher losses in turbopump drives.

The experience gained during development of this engine enables RSC Energia to develop main and steering engines for upper stages of Block D and DM type and Buran Orbiter which had high performance and reliability. The results of this work are still used by RSC Energia for the development of an advanced multifunctional LRE, the chamber of which is cooled with liquid oxygen.

Key words: *main and steering engine, closed loop, two stage combustion, upper stage, liquid oxygen.*



ВАЧНАДЗЕ В.Д.



ОВЕЧКО-ФИЛИППОВ Э.В.



СМОЛЕНЦЕВ А.А.



СОКОЛОВ Б.А.

ВАЧНАДЗЕ Вахтанг Дмитриевич — кандидат технических наук, научный консультант РКК «Энергия», e-mail: vahtang.vachnadze@rsce.ru
VACHNADZE Vakhtang Dmitrievich — Candidate of Science (Engineering), Scientific Consultant at RSC Energia, e-mail: vahtang.vachnadze@rsce.ru

ОВЕЧКО-ФИЛИППОВ Энри Владимирович — кандидат технических наук, старший научный сотрудник РКК «Энергия», e-mail: enry.ovechko-filippov@rsce.ru
OVECHKO-FILIPPOV Enry Vladimirovich — Candidate of Science (Engineering), Senior Research Scientist at RSC Energia, e-mail: enry.ovechko-filippov@rsce.ru

СМОЛЕНЦЕВ Александр Алексеевич — главный конструктор двигателей, двигательных и энергетических установок РКК «Энергия», e-mail: alexander.smolentsev@rsce.ru
SMOLENTSEV Alexandr Alekseevich — General Designer of engines, engine and energy plants at RSC Energia, e-mail: alexander.smolentsev@rsce.ru

СОКОЛОВ Борис Александрович — доктор технических наук, профессор, советник Президента РКК «Энергия», e-mail: boris.sokolov@rsce.ru
SOKOLOV Boris Alexandrovich — Doctor of Science (Engineering), Professor, Adviser to the President of RSC Energia, e-mail: boris.sokolov@rsce.ru

Введение

Ракетный комплекс «Восток», на последней ступени которого использовался жидкостной ракетный двигатель (ЖРД) разработки ОКБ–1 (РКК «Энергия») и ОКБ–154 (Конструкторское бюро химавтоматики), решил задачу достижения второй космической скорости и 02.01.1959 г. положил начало изучению Луны автоматическими станциями [1]. Это решение позволило приступить к созданию автоматических межпланетных станций. Для достижения такой цели необходимо было значительно увеличить массу полезной нагрузки, выводимой ракетными комплексами (РК). Обеспечить выполнение этой задачи можно было, в основном, повышением удельного импульса двигателей последних ступеней РК — разгонных блоков (РБ).

Увеличить удельный импульс двигателя можно либо путем освоения новых компонентов топлива, что требует больших материальных затрат и времени, либо усовершенствованием двигателей, работающих на освоенных компонентах топлива. В ОКБ–1 (РКК «Энергия») для РБ Л вновь создаваемого ракетного комплекса «Молния» [1] впервые в отечественной практике было принято решение разрабатывать новый двигатель, работающий по замкнутой схеме, т. е. с дожиганием генераторного газа, используемого для привода турбины турбонасосного агрегата (ТНА) [2]. Это позволяло устранить потери удельного импульса, связанные с выбросом генераторного газа, но требовало решения ряда сложнейших технических задач, так как в отрасли отсутствовали теоретические и экспериментальные исследования и рекомендации по проектированию как отдельных агрегатов, так и двигателей такого типа. Техническое задание на этот двигатель впервые ставило перед разработчиками очень сложные задачи:

- двигатель должен быть маршево-рулевым, т. е. выполнять функции исполнительного органа системы управления по всем каналам;
- обеспечить надежный запуск в пустоте после длительного пребывания в невесомости;
- иметь высокий удельный импульс в пустоте при использовании применяемого в РК топлива и малую удельную массу;
- обеспечить малый импульс последействия при выключении.

Проектные проработки показали, что для привода турбины ТНА в кислородно-керосиновых ЖРД замкнутой схемы наиболее целесообразно использовать весь потребляемый им кислород, подогретый до 450 °С, при высоком давлении, что потребовало создать:

- новый агрегат — газогенератор–подогреватель, который при малой массе и габаритах обеспечивает переход жидкого кислорода с температурой $t_{вх}$ = –186 °С, давлением $P_{вх}$ = 140 кгс/см^2 и расходом G = 15 кг/с в газообразный кислород с $t \approx 450$ °С с равномерным полем температур;
- ТНА с малой массой и высоким КПД, турбина которого работает на горячем кислороде с высоким противодавлением;
- высотную камеру сгорания, устойчиво работающую на газообразном кислороде с t = 400 °С, с малой массой и высоким удельным импульсом;
- компоновку двигателя с малой массой и удобным расположением агрегатов, позволяющим осуществить его качание с малым моментом в двух плоскостях для управления РБ по каналам тангажа, рыскания;
- поворотные рулевые сопла с малым моментом трения, работающие на восстановительном генераторном газе с t = 600 °С, обеспечивающие стабилизацию разгонных блоков по крену.

Поставленные задачи были решены при разработке пневмогидравлической схемы (ПГС) маршевого двигателя нового класса и циклограммы его запуска и работы.

Пневмогидравлическая схема двигателя

Пневмогидравлическая схема двигателя с дожиганием генераторного газа разработана с учетом функционального назначения агрегатов и обеспечения надежного запуска его в пустоте после длительного пребывания в невесомости (рис. 1).

Камера сгорания 1 создает тягу, через раму передает ее на РБ и обеспечивает его управление по каналам тангажа, рыскания.

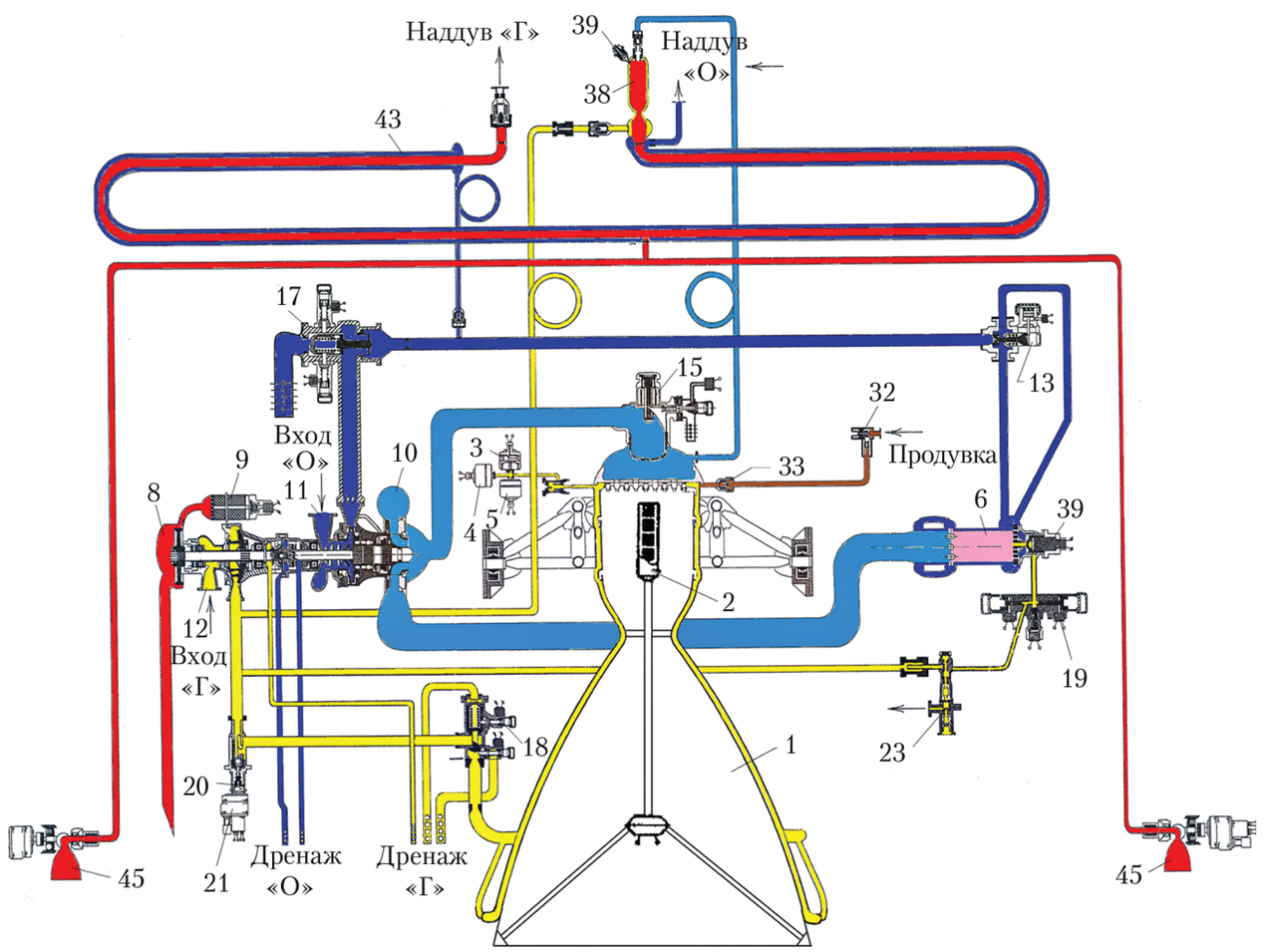


Рис. 1. Пневмогидравлическая схема двигателя с дожиганием генераторного газа: *1 — камера сгорания; 2 — пирозапальное устройство; 3 — сигнализатор давления предварительной ступени; 4 — сигнализатор давления; 5 — сигнализатор давления АВД; 6 — газогенератор–подогреватель; 8 — пусковая турбина; 9 — пирошашка; 10 — рабочая турбина; 11 — насос окислителя; 12 — насос горючего; 13 — клапан окислителя газогенератора; 15 — отсечной клапан окислителя; 17 — клапан окислителя; 18 – клапан горючего; 19 – клапан горючего газогенератора; 20 — регулятор соотношения компонентов; 21 — электропривод; 23 — регулятор кажущейся скорости; 32 — блок продувки; 33 — клапан обратный; 38 — газогенератор блока наддува; 39 — запальное устройство; 43 — теплообменник; 45 — сопла крена*
Примечание. АВД — аварийное выключение двигателя.

Турбонасосный агрегат обеспечивает подачу компонентов топлива в камеру сгорания, газогенератор–подогреватель и газогенератор блока наддува.

Газогенератор–подогреватель 6 испаряет и подогревает до 450 °С жидкий кислород и обеспечивает работу ТНА. Через отсечной клапан 15 кислород поступает в камеру сгорания и обеспечивает сгорание топлива.

Запуск и останов двигателя осуществляют пирошашка 9, пирозапальное устройство 2 (ПЗУ) камеры сгорания, запальные устройства 39 (ЗУ) газогенератора–подогревателя и газогенератора блока наддува, пироклапаны окислителя 13, 15, 17 и горючего 18, 19.

Раскрутку ТНА обеспечивает пирошашка 9.

Воспламенение смеси компонентов топлива в камере сгорания и в газогенераторах обеспечивают пирозапальное устройство 2 и запальные устройства 39.

Пироклапаны окислителя 13, 17 и горючего 18, 19 по командам системы управления обеспечивают подачу и отсечку окислителя и горючего в камеру сгорания и газогенераторы.

Регулятор соотношения компонентов 20 с электроприводом 21 регулируют соотношение компонентов топлива в камере сгорания по командам от системы управления.

Регулятор кажущейся скорости 23 поддерживает заданный режим работы двигателя в полете по тяге, обеспечивая необходимый расход горючего в газогенератор–подогреватель. Поднастройка режима осуществляется по результатам контрольно-технических испытаний (КТИ) двигателя.

Для исключения попадания кислорода в полость горючего продувку полостей горючего камеры сгорания при запуске и выключении двигателя обеспечивают блок продувки 32 и обратный клапан 33, которые пропускают рабочий газ в одном направлении и препятствуют утечке компонентов топлива из камеры сгорания.

Наддув бака «О» осуществляется испаренным в теплообменнике 43 кислородом. Для наддува бака Г использовалась часть газа из газогенератора 38, охлажденная в теплообменнике 43.

Управление РБ Л по крену осуществлялось двумя газовыми соплами с электроприводами 45 и газогенератором 38. Сопла крена по команде системы управления поворачивались на угол до ±45° и создавали воздействие, стабилизирующее РБ по крену.

Циклограмма работы двигателя представлена на рис. 2.

В соответствии с ПГС и теоретическим чертежом на РБ Л выполнена компоновка маршевого двигателя. Так как на маршевый двигатель возлагалось много функций, он не мог быть выполнен как единое изделие, и с учетом назначения агрегатов и расположения их на РБ был скомпонован из четырех блоков:

- двигатель (блок тяги);
- блок наддува;
- блок сопла крена;
- ПЗУ.

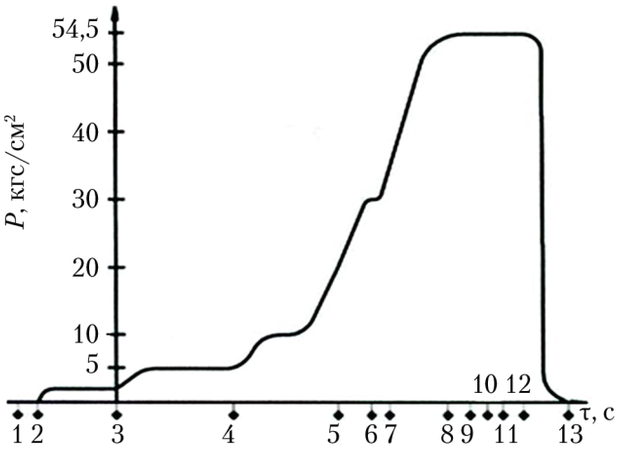


Рис. 2. Циклограмма работы ЖРД замкнутой схемы. ***Команды:*** *1 — охлаждение; 2 — продувка КС; 3 — зажигание; 4 — предварительная ступень; 5 — срабатывание сигнализатора предварительной ступени; 6 — главная команда на пуск; 7 — открытие клапана «Г» газогенератора подогревателя; 8 — снятие блокировки с СД-45; 9 — включение РСК; 10 — АВД по СД-45 (при аварии); 11 — выключение; 12 — закрытие клапана «О» газогенератора–подогревателя; 13 — выключение по СД-45 при отсутствии команды 11*

Примечание. КС — камера сгорания; РСК — регулятор соотношения компонентов; АВД — аварийное выключение двигателя; СД — сигнализатор давления.

Как изделие, соответствующее ПГС, двигатель монтировался на огневом стенде и в составе РБ.

Большинство конструкторских проработок агрегатов являлись оригинальными, практически не имевшими аналогов, и требовали большого объема доводочных испытаний (ДИ).

Маршевый двигатель, укомплектованный доработанными по результатам ДИ агрегатами, успешно прошел завершающие ДИ, испытания в составе стендового РБ Л и был допущен к летным испытаниям (ЛИ). Работоспособность каждого поставленного на ЛИ двигателя подтверждалась контрольно-выборочными испытаниями (КВИ) аналога. В дальнейшем все маршевые двигатели проходили огневые КТИ, полную переборку с заменой дефектных деталей. Выдерживавшие КТИ маршевые двигатели комплектовались в партию по шесть штук. Два двигателя из партии подвергались КВИ. При положительных результатах КВИ четыре двигателя с подтвержденными при КТИ характеристиками отправлялись в поставку. Основные параметры маршевого двигателя замкнутой схемы приведены в табл. 1.

Таблица 1

Основные параметры двигателя замкнутой схемы

Назначение	Маршево-рулевой
Основные КТ	Кислород+керосин
Массовое соотношение КТ	2,4
Зажигание КТ	Пиротехническое / с 1999 г. химическое
Схема	С дожиганием окислит. газа
Компоновка	Блок тяги, блок наддува, блок сопла 2, ПЗУ
Тяга в пустоте, кН	66,7
Удельный импульс в пустоте, м/с	3 335
Давление в камере, МПа	5,37
Давление на срезе, кПа	5,3
Мощность ТНА, кВт	500
Обороты ТНА, об/мин	24 000
Температура генераторного газа, °С	400
Время работы, с	300
Высота/диаметр, м	1,586/0,985
Масса конструкции, кг	152,5
Индекс	11Д33

Примечание. КТ — компоненты топлива; ТНА — турбонасосный агрегат; ПЗУ — пирозапальное устройство.

Созданный в ОКБ–1 (РКК «Энергия») ЖРД замкнутой схемы дал возможность, используя освоенные в ракетной технике компоненты топлива, получить удельный импульс в пустоте 340 с, т. е. выше, чем у всех существовавших в то время двигателей, и осуществить 12.02.1962 г. первый пуск автоматической межпланетной станции «Венера – 1» массой 640 кг.

Модернизация маршевого двигателя 11Д33 для блока И ракетного комплекса «Союз»

Для блока И ракетного комплекса «Союз» [1] РКК «Энергия» разработала двигательную установку из четырех маршевых двигателей 11Д33 (рис. 3). Двигательная установка должна была обеспечивать блок И:

- управляющими моментами по тангажу, рысканию и крену;
- испаренным и подогретым кислородом для наддува бака «О»;
- подогретым гелием для наддува бака «Г» и управления пневмоклапанами.

Двигательная установка должна была иметь химзажигание в камерах сгорания и удельный импульс 3 433 м/с.

Дополнительно ставилась задача обеспечения двукратного запуска двигательной установки.

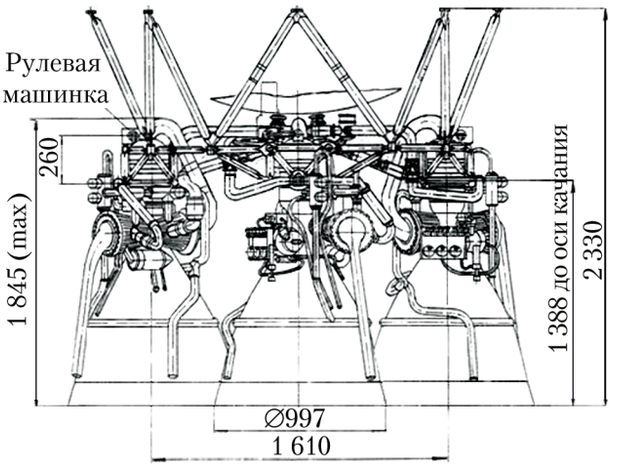


Рис. 3. Двигательная установка для блока И

Модернизация маршевого двигателя 11Д33 была осуществлена с минимальными доработками. Из состава маршевого двигателя исключены:

- блок сопла крена, так как четыре маршевых двигателя 11Д33 обеспечивают управление блоком по всем плоскостям;
- блок наддува (в связи с исключением сопел крена основных потребителей генераторного газа);
- ПЗУ (в связи с введением химзажигания).

Для обеспечения химзажигания компонентов топлива в камере сгорания в состав маршевого двигателя введен блок запуска и в камеру сгорания — пусковая форсунка двигателя РБ Д. Для повышения удельного импульса в камеру сгорания введен насадок радиационного охлаждения длиной 200 мм, обеспечивающий прирост удельного импульса на 98 м/с.

Для подогрева кислорода и гелия на газовод установлены теплообменники, аналогичные применявшимся на двигателе орбитального корабля «Буран» [2].

С учетом принятых изменений была разработана ПГС, выпущена конструкторская документация для изготовления экспериментальных образцов модернизированного маршевого двигателя.

Циклограмма работы двигателя отличалась от штатной циклограммы маршевого двигателя (см. рис. 2) только временем открытия разделительного клапана окислителя и разделительного клапана горючего до команды «Зажигание» в связи с разной длиной подводящих магистралей и отсутствием команды на ПЗУ камеры сгорания, так как запальное устройство химическое (ЗУХ) срабатывает автоматически по достижении давления горючего на входе 1,99 МПа.

Для проведения экспериментальных испытаний были изготовлены два двигателя (рис. 4).

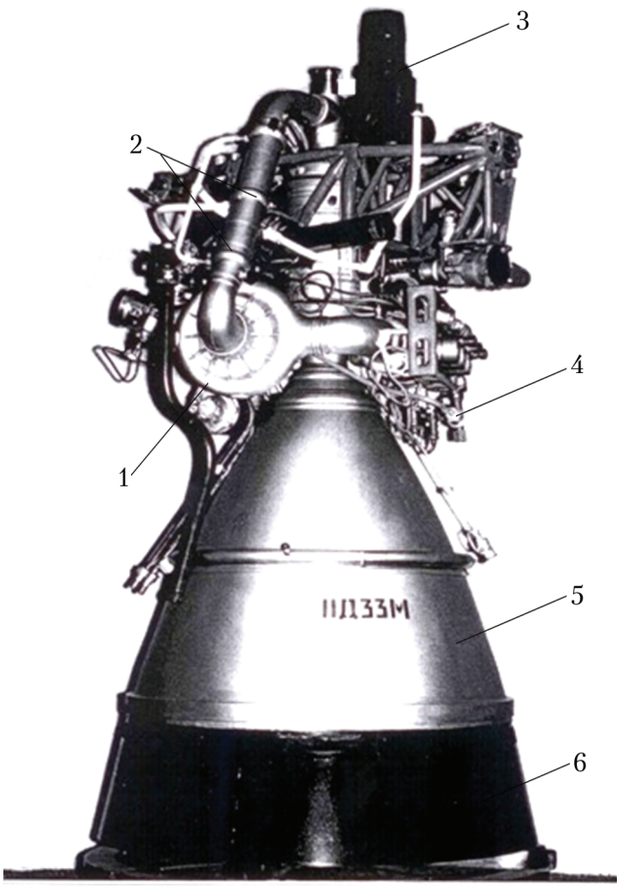


Рис. 4. Двигатель для блока И: *1 — блок ТНА; 2 — теплообменники «О» и «Не»; 3 — рулевая машина; 4 — блок приборов; 5 — блок камеры; 6 — сопло радиационного охлаждения*

Оба двигателя прошли на стендах РКК «Энергия» КТИ ~100 с и КВИ ~300 с с положительными результатами и подтвердили работоспособность модернизированного двигателя.

Для реализации двигателя с двукратным запуском была разработана ПГС (рис. 5).

Чтобы исключить разработку новых агрегатов и блоков, предложено обеспечить двукратный запуск (см. рис. 1 и 5):

- *заменой блока подогревателя 6* штатного двигателя с пироклапанами одноразового использования по линиям «О» и «Г» *на блок подогревателя 3* двигателя РБ Д с *гидро- и пневмоклапанами 8 и 9* и многоразовым химзажиганием компонентов топлива;
- *заменой пироклапана горючего 18* на входной магистрали в охлаждающий тракт камеры сгорания *на гидроклапан 7*;
- *введением клапана 10* на коллектор охлаждаемого насадка камеры сгорания для дренажа горючего из ее охлаждающего тракта при выключении двигательной установки;
- *введением пусковой форсунки* в камеру сгорания от двигателя РБ Д [3];
- *установкой второй пирошашки 26* на ТНА для раскрутки пусковой турбины при повторном запуске двигателя. Чтобы исключить воспламенение второй пирошашки, при первом пуске двигателя предусматривалось ее охлаждение гелием от линии продувки *камеры сгорания 24*;

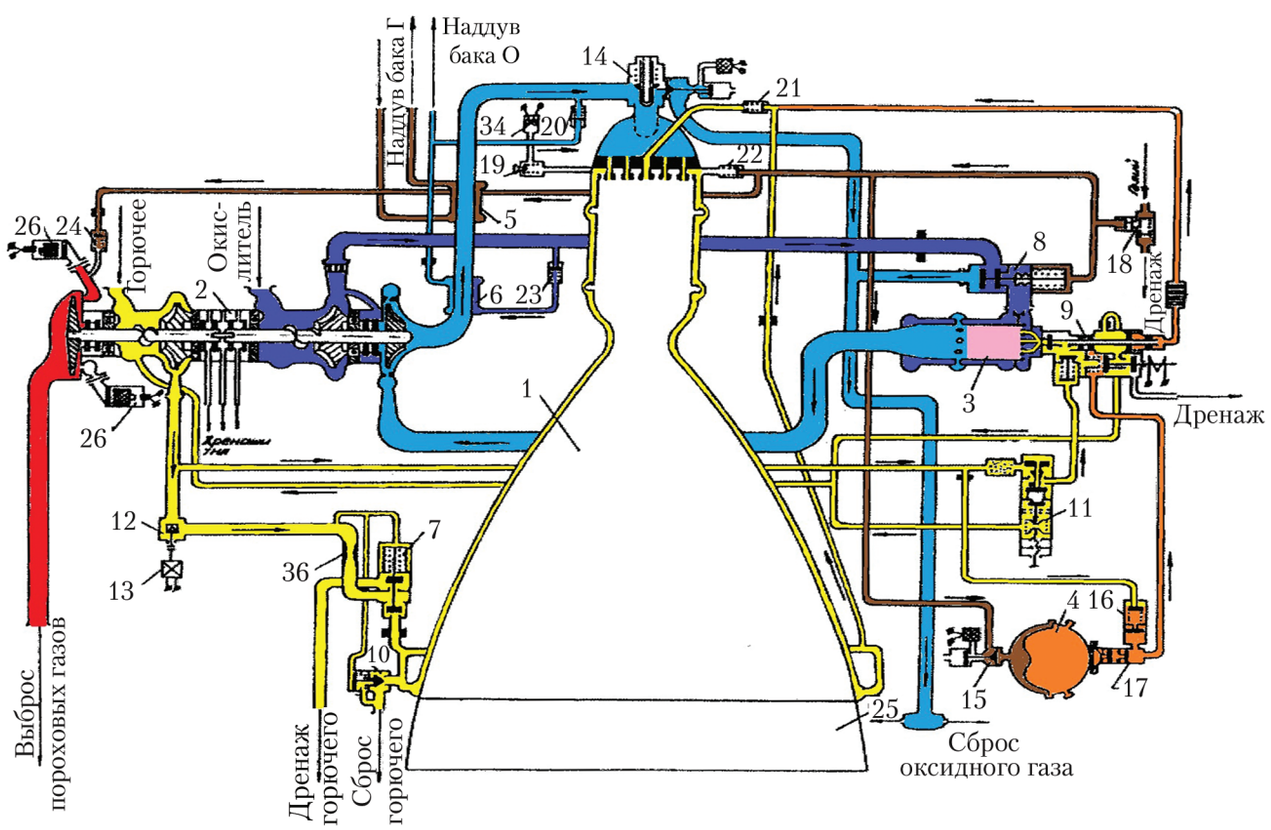


Рис. 5. Пневмогидравлическая схема двигателя с двукратным запуском

• *заменой пирозапального устройства 2* компонентов топлива в камере сгорания *на агрегат обеспечения запуска,* состоявший из узлов блока многократного запуска двигателя РБ Д, *пусковой емкости 4, пироклапана 15* и *двух обратных клапанов 16* и *17*.

Изменение способа воспламенения компонентов топлива в камере сгорания и газогенераторах

В связи с прекращением производства пирозапальных устройств для несамовоспламеняющихся типов топлива «жидкий кислород—керосин», применявшихся в маршевом двигателе, встал вопрос о замене пирозажигания на химическое. При этом камера сгорания и газогенераторы должны были сохраниться без принципиальных изменений. Для этого ЗУХ, обеспечивающее поджиг компонентов топлива в газогенераторах двигателя, спроектировано с сохранением мест крепления в газогенераторах. Объем ЗУХ был выбран так, чтобы время горения пускового горючего было равным времени горения пирозаряда. Для введения химзажигания в камеру сгорания были использованы работы по модернизации двигателя для изделия «Союз». Без изменений использован блок зажигания, и по аналогии доработана камера сгорания — в головку установлена пусковая форсунка с двигателя РБ Д.

Автономные испытания прошли с положительными результатами.

Доработанные под химическое зажигание двигатели прошли ДИ. Запуск, работа на установившемся режиме и останов проведены по уточненной циклограмме. Она отличается от штатной тем, что по команде «Зажигание» не подается напряжение на воспламенители ПЗУ камеры сгорания и газогенераторов. Срабатывание ЗУХ, установленных вместо ПЗУ, происходит автоматически при достижении в подводящих к ним магистралях горючего давления 1,99 МПа. В ходе проведения испытаний отклонений в работе систем двигателей не обнаружено. Основные параметры двигателей с химзажиганием, измеренные при ДИ, соответствуют основным параметрам серийных двигателей при ЛИ.

На основании положительных результатов проведенных в РКК «Энергия» работ пирозажигание было заменено на химзажигание.

Принимая во внимание, что:

• двигатели с химзажиганием прошли испытания без замечаний;

• изменениям в двигателе подвергнута только конструкция зажигательных устройств при практически неизменной конструкции камеры сгорания и газогенераторов;

• конструкция ЗУХ основывается на использовании технических решений аналогичных устройств двигателя РБ Д, имеющих многолетний положительный опыт летной эксплуатации;

• процесс воспламенения компонентов топлива в камере сгорания и газогенераторах 11Д33, включая расход и состав пускового горючего, полностью идентичен процессу в двигателях РБ Д, ДМ и корабля «Буран», двигатели 11Д33 с химзажиганием были допущены к установке и испытаниям в составе РБ Л с уточнением его системы управления (исключена подача напряжения на ПЗУ и ЗУ двигателя).

С полигона «Плесецк» 02.12.1999 г. был осуществлен пуск РК «Молния». По принятой схеме работы РК «Молния» РБ Л выведен на опорную орбиту, с которой через 1,5 ч был осуществлен запуск маршевого двигателя 11Д33. Анализ данных телеметрии показал, что запуск и работа двигателя прошли без замечаний. Это мероприятие продлило эксплуатацию двигателя 11Д33 еще на 10 лет.

Изготовление маршевого двигателя без переборки после КТИ

В связи с резким сокращением в 1990-е гг. производства маршевых двигателей 11Д33 (практически переходом от серийного производства к единичному) остро встала задача сохранения их достигнутой надежности. Учитывая, что огневые КТИ двигателя являются завершающей комплексной проверкой при его изготовлении перед сдачей заказчику, необходимо было с целью уменьшения вероятности внесения дефектов при переборке снизить объем переборок самого двигателя и его агрегатов после КТИ.

Метод изготовления ЖРД без переборки после КТИ впервые был разработан ОКБ–1 (РКК «Энергия») в 1970 г. для двигателя РБ Д ракетного комплекса Н-1 [1, 2] и с того времени широко применяется в производстве ЖРД. Использовать такой метод для двигателя 11Д33 стало возможным после замены в нем пиротехнического зажигания на химическое. С целью сохранения его надежности была разработана техническая документация на изготовление маршевого двигателя 11Д33 с минимальным объемом переборки после КТИ. Она предусматривала следующие изменения в проведении КТИ и последующих работах с двигателем:

• раскрутку пусковой турбины ТНА при КТИ производить воздухом вместо газов пирошашки, что позволяет не проводить ее переборку после КТИ для очистки от продуктов сгорания пирошашки;

• не задействовать отсечной пироклапан окислителя, расположенный на входе в головку камеры сгорания при выключении двигателя, и не срезать его после КТИ для замены. В полете он обеспечивает малый импульс последействия при выключении двигателя. При КТИ импульс последействия не контролируется. Работоспособность клапана подтверждается при КВИ его и двигателя. Это мероприятие дает возможность не разрезать после КТИ связку камера–клапан–газовод–ТНА–газогенератор;

• обеспечить перед выключением двигателя переход со штатного горючего РГ-1 на бензин, что позволяет качественно производить термовакуумную сушку двигателя после КТИ;

• ввести термовакуумную сушку двигателя после КТИ по методике двигателя РБ Д;

• испытания на герметичность ТНА и клапанов, кроме пироклапанов, проводить после КТИ в составе двигателя для повторного их использования.

Для реализации принятых решений было выполнено два этапа работ на двух двигателях.

Первый этап — холодные испытания. Цель испытаний — определение параметров воздуха, используемого для раскрутки ТНА пусковой турбиной от систем стенда вместо штатного пиростартера. Критерий оценки холодных испытаний — достижение штатного темпа набора давления после насосов окислителя и горючего при раскрутке ТНА пусковой турбиной. Подача окислителя и горючего в двигатель производилась по принятой на стенде методике и штатной циклограмме. Было проведено три испытания на двух двигателях, при которых получены параметры газа, обеспечивающие штатную раскрутку ТНА.

Второй этап — ДИ двигателей для подтверждения их работоспособности после каждого огневого испытания без последующей за ним переборки.

В процессе ДИ проведена оценка работоспособности двигателя как по результатам анализа измеренных параметров при огневых испытаниях, так и по результатам испытаний, проводимых на двигателе после пусковых контрольных операций.

Аномальных явлений при выходе двигателя на режим, при работе на главной ступени и выключении не обнаружено. Двигатели при проверках после огневых испытаний замечаний не имели.

Основные мероприятия, обеспечивающие переход к безпереборочному варианту поставок в товар маршевого двигателя после КТИ, отработаны и подтверждены при ДИ двигателя.

Переход на поставки маршевого двигателя после КТИ с минимальным объемом переборки:

• не меняет объем контрольных огневых испытаний;

• уменьшает вероятность внесения дефектов после КТИ;

• не требует изменения конструкторской документации и условий эксплуатации;

• не меняет оценку его надежности, полученную по безотказной статистике наземных и летных испытаний в виде нижней границы вероятной безотказной работы — 0,996 при доверительной вероятности 0,9.

На основании положительных результатов испытаний методика проведения КТИ двигателя 11Д33 с минимальным объемом переборки внедрена в производство.

Значение разработки маршевого двигателя замкнутой схемы в развитии отечественных ЖРД и итоги 50-летней эксплуатации

Разработка в ОКБ-1 (РКК «Энергия») первого отечественного ЖРД замкнутой схемы, как и первого рулевого ЖРД, обеспечила большой прогресс в развитии ЖРД. При создании этого двигателя был решен ряд важнейших технических задач:

1. Разработана пневмогидравлическая схема двигателя нового класса с дожиганием генераторного газа, обеспечившая:

• практически полное использование энергетических возможностей топливной пары кислород–керосин ;

• использование всего кислорода для привода турбины ТНА (впервые в производстве двигателей);

• надежный запуск в пустоте после длительного пребывания в космосе.

2. Разработана методика проведения испытаний ЖРД, обеспечивающая надежность работы двигателя РБ — последней ступени многоступенчатой ракеты:

• проведение огневых КТИ всех изготовленных двигателей для определения их работоспособности и характеристик;

• комплектация успешно прошедших КТИ двигателей в партии по пять штук с выборкой одного на КВИ;

• виброиспытания двигателей при КВИ на режимах, имитирующих вибронагрузки при работе предыдущих ступеней;

• огневые испытания двигателей при КВИ на режимах, увеличенных по давлению в камере и соотношению компонентов топлива.

Маршевый двигатель 11Д33 находился в эксплуатации 50 лет. Первый пуск РК «Молния» состоялся 10.10.1960 г., последний — 30.09.2010 г. За этот период произошло два отказа при первых пусках в составе РК «Молния».

Первый отказ — сварка в вакууме рессоры ТНА. Второй — преждевременный вылет ПЗУ из камеры сгорания. Проведенные мероприятия — золочение рессоры с нанесением специальной смазки и повышение прочности ПЗУ с введением его виброиспытаний в составе двигателя при КВИ — исключили в дальнейшем отказы двигателя.

За 50 лет маршевый двигатель 11Д33 участвовал в выведении 284 космических объектов:

- девяти межпланетных автоматических станций к планете Венера;
- двух межпланетных автоматических станций к планете Марс;
- 14 автоматических аппаратов к Луне;
- 259 спутников связи для народнохозяйственных целей, Министерства обороны и иностранных заказчиков.

По статистике стендовых и летных испытаний двигатель имел одну из наиболее высоких оценок по надежности — 0,996 при доверительной вероятности 0,9. По сравнению с современными ему отечественными ЖРД такого класса он имел самый большой удельный импульс в пустоте — 3 335 м/с и наименьшую удельную массу — 22,7 кг на тонну тяги.

Выводы

Создание двигателя 11Д33 дало толчок для перехода отечественного двигателестроения на ЖРД с замкнутой схемой и открыло путь к дальнейшему повышению давления в камерах сгорания двигателей различного назначения и работающих на разных компонентах топлива и повышению их экономичности, что было невозможно в двигателях открытой схемы из-за роста потерь на привод ТНА.

Работы по двигателю 11Д33 позволили РКК «Энергия» в течение последующих лет создать ряд маршевых двигателей с многократным включением для разгонных блоков типа Д, ДМ и орбитального корабля «Буран» [1–4] с высокими энергетическими характеристиками и надежностью. Заложенные при разработке маршевого двигателя 11Д33 идеи — работа по замкнутой схеме, кислородное охлаждение камеры сгорания и возможность повышения давления — используются РКК «Энергия» и сегодня при проектировании перспективных ЖРД с более высоким удельным импульсом.

Список литературы

1. *Кобелев В.Н., Милованов А.Г.* Средства выведения космических аппаратов. М.: РЕСТАРТ, 2009. 528 с.

2. Жидкостные ракетные двигатели, созданные ОКБ-1, ЦКБЭМ–НПО «Энергия» / Под ред. Соколова Б.А. // Ракетно-космическая техника. Труды. Сер. XII. Королёв: РКК «Энергия», 2009. Вып. 1–2. 188 с.

3. *Филин В.М.* Ракета космического назначения Зенит-3*SL* для программы «Морской старт» // Космическая техника и технологии. 2014. № 2 (5). С. 40–48.

4. Многоразовый орбитальный корабль «Буран» / Под ред. Семенова Ю.П. и др. М.: Машиностроение, 1995. 448 с.

Статья поступила в редакцию 28.10.2014 г.

References

1. *Kobelev V.N., Milovanov A.G. Sredstva vyvedeniya kosmicheskikh apparatov* [Spacecraft launch vehicles]. *Moscow, RESTART publ., 2009. 528 p.*

2. *Zhidkostnye raketnye dvigateli, sozdannye OKB-1, TsKBEM–NPO «Energiya»* [Liquid propellant rocket engines developed at OKB-1, TsKBEM–NPO Energia]. *Ed. Sokolov B.A. et al. Raketno-kosmicheskaya tekhnika. Trudy. Ser. XII. Korolev: RKK «Energiya» publ., 2009, issue 1–2, 188 p.*

3. *Filin V.M. Raketa kosmicheskogo naznacheniya «Zenit-3SL» dlya programmy «Morskoi start»* [«Zenit-3SL» integrated launch vehicle for Sea Launch program]. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii, 2014, no. 2(5), pp. 40–48.*

4. *Mnogorazovyi orbital'nyi korabl' «Buran»* [Reusable Orbiter Buran]. *Ed. Semenov Yu.P. et al. Moscow, Mashinostroenie publ., 1995. 448 p.*