



ПЕТРИК

Владимир Андреевич
генеральный директор
Конструкторского бюро химического машиностроения – филиала ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

e-mail:

kbhimmash@korolev-net.ru.



СМИРНОВ

Игорь Александрович
генеральный конструктор
Конструкторское бюро химического машиностроения – филиала ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева», член – корреспондент Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского, кандидат физико-математических наук

УДК: 629.7.036.54-63

ДВИГАТЕЛИ ДЛЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ «ЛУНА – 16», «ЛУНА – 17»

В.А. Петрик, И.А. Смирнов

В статье представлены жидкостные ракетные двигатели (ЖРД) разработки Конструкторского бюро химического машиностроения (КБХиммаш), созданные в 1967 – 1970 годах для автоматических космических аппаратов (КА) лунной программы. ЖРД 11Д417 многократного включения входит в состав ракетного блока автоматических систем по исследованию окололунного пространства и Луны «Луна – 15...24», в том числе – «Луна – 17» («Луноход 1»). ЖРД С5.61 однократного включения для взлёта с Луны возвращаемых КА, в том числе «Луны -16»: доставка с Луны на Землю образцов грунта. Ключевые слова: жидкостный ракетный двигатель, многократное включение, автоматический космический аппарат.

ENGINES FOR “LUNA – 16” AND “LUNA – 17” SPACECRAFT. V.A. Petrik, I.A. Smirnov.

In the article the rocket liquid engines (RLE) developed and created by Chemical Machinery Design Bureau in 1967-1970 for automatic space vehicles (SV) of the lunar program. RLE 11D417 of the repeated engaging is a part of the rocket block of automatic systems on research near lunar space and The Moon “Luna-15...24”, including “Luna-17” (“Moon rover1”). RLE S5.61 of single engaging for launch from the Moon of returned space vehicle, including “Luna-16”: delivery from the Moon to the Earth samples of a ground.

Key words: rocket liquid engines, repeated engaging, automatic space vehicle.

Введение

Задачи, связанные с изучением околоземного космического пространства, Луны и ближайших планет, выдвинули новые проблемы перед ракетным двигателестроением. Потребовалось создание надежных, многократно включающихся в космическом пространстве двигателей с высокими энергетическими характеристиками. Программы космических исследований с помощью пилотируемых кораблей и автоматических станций предусматривают выполнение этими объектами маневров для коррекции орбиты, сближения и стыковки кораблей, торможения с целью перевода станций на орбиты искус-

ственных спутников планет, торможения при посадке на поверхность Луны и Земли, старта с поверхности Луны. Создание ЖРД многократного включения впервые выдвинуло неизвестные ранее проблемы, потребовало решения новых задач, заставило совершенно по-новому подходить к проектированию и отработке основных агрегатов двигателя. Среди таких проблем: создание камер сгорания многоразового действия, разработка и создание пусковых устройств, обеспечивающих многократное включение турбонасосного агрегата (ТНА), создание ТНА с большим ресурсом работы, создание быстродействующих пневмо- и гидроуправляемых клапанов много-

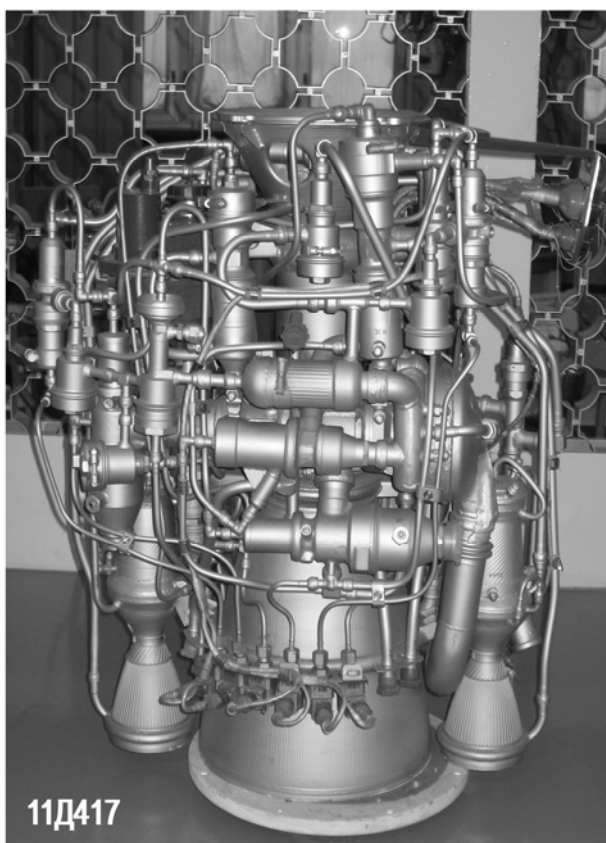


Рисунок 1. Двигатель 11Д417

кратного действия, сохраняющих герметичность, и работоспособность в условиях глубокого вакуума, разработка и создание способов, методик и средств наземных испытаний, обеспечивающих получение с достаточной точностью информации о параметрах двигателей в условиях, близких к условиям космического пространства.

Двигатель 11Д417

Двигатель 11Д417 (рисунок 1) разработан на основании Постановления Правительства страны от 4 февраля 1967 года, решения ВПК от 6 июня 1967 года № 128, приказа Министра МОМ № 477 от 30 декабря 1967 года и технического задания от 6 апреля 1967 года.

ЖРД 11Д417 многократного включения входит в состав ракетного блока автоматических систем по исследованию окололунного пространства и Луны «Луна – 15...24», в том числе – «Луна – 17,21» («Луноход 1,2»).

Двигатель обеспечивает коррекцию траектории полета КА к Луне, вывод его на орбиту спутника Луны, маневрирование его на орбите (в некоторых КА серии «Луна» - и посадку на Луну).

Двигатель 11Д417 – трехкамерный жидкостный ракетный двигатель с комбинированной подачей топлива.

Двигатель состоит из двух автономных блоков: основного блока и блока малой тяги.

Основной блок (ОБ) – многократно включающийся (включается до 11 раз), однокамерный, трехрежимный жидкостный ракетный двигатель, выполненный по «открытой» энергетической схеме с турбонасосной системой подачи топлива в камеру сгорания и газогенератор. Минимальная тяга ОБ - 7,35 кН, номинальная - 16,905 кН, максимальная - 18,92 кН, удельная тяга ОБ - 3080...3020 м/с, соотношение компонентов топлива - 1,73...1,93, время непрерывной работы не более 300 с, суммарное время работы не более 650 с, давление в камере – 8,3 МПа, масса - 81 кг.

Турбонасосный агрегат (ТНА) выполнен с консольным расположением турбины.

Компоненты топлива для питания основного блока на режиме:

- окислитель – азотный тетроксид (АТ)
 - горючее – несимметричный диметилгидразин (НДМГ)
- В пусковой период – окислитель АК-27И.

В пусковой период подача топлива в газогенератор – вытеснительная, под давлением в баках блока малой тяги.

Дополнительная составляющая тяги основного блока (вдоль оси объекта) и моменты для управления положением объекта создаются соплами тангажа и курса за счет истечения газа, вырабатываемого в газогенераторе, и перераспределения расхода газа между соплами.

Регулирование расхода газа производится дросселями. Заслонки дросселей поворачиваются электроприводами в соответствии с сигналами системы управления объектом.

Режим работы основного блока регулируется в широком диапазоне в соответствии с сигналами системы управления объектом электроприводом, золотником и серводросселем.

Серводроссель изменяет гидравлическое сопротивление линии питания камеры и газогенератора окислителем в соответствии с расходом окислителя, поступающего от золотника.

Соотношение расходов компонентов топлива через основной блок поддерживается стабилизатором.

Стабилизатор поддерживает давление горючего на входе в камеру и газогенератор равным давлению окислителя на входе в камеру и газогенератор, воздействуя на гидравлическое сопротивление линии питания камеры и газогенератора горючим.

В пневмогидравлической схеме двигателя применены пускоотсечные клапаны многоразового действия, срабатывающие при подаче в управляющие полости и при стравливании из них управляющего газа.

Газ для управления клапанами – гелий. Подача и стравливание управляющего газа производится электропневмоклапаном.

При подаче напряжения электропневмоклапан сообщает управляющие полости клапанов с линией подачи газа, при снятии напряжения – разобщает линию подвода управляющего газа с управляющими полостями клапанов, сообщая их через предохранительные клапаны с окружающим пространством.

Блок малой тяги (БМТ) – двухкамерный жидкостной ракетный двигатель однократного включения. Тяга БМТ – 2,06 ... 2,75...3,43 кН, удельная тяга - 2440...2490 м/с, соотношение компонентов топлива 2,16...2,64, время непрерывной работы - не более 30 с, давление в камерах 0,89 МПа.

Подача компонентов топлива – вытеснительная, под давлением в баках.

Компоненты топлива для питания блока малой тяги:

- окислитель – АК-27И
- горючее – НДМГ.

Для закрытия и открытия прохода топлива из баков в камеры блок содержит пироклапаны.

Тяга блока регулируется в широком диапазоне в соответствии с сигналом системы управления объектом электроприводом и дросселем.

Электропривод поворачивает вал дросселя в соответствии с сигналом системы управления объектом.

Дроссель имеет две проточные части – окислитель и горючее; поворотные профилированные дросселирующие элементы установлены на одном валу и выполнены так, чтобы при всех положениях соотношение расходов компонентов топлива через блок оставалось постоянным.

В отличие от созданных ранее жидкостных ракетных двигателей многоразового действия, при пуске основного блока (до появления напоров насосов, превышающих давления в баках блока малой тяги) ротор турбонасосного агрегата раскручивается продуктами сгорания компонентов топлива, поступающими в газогенератор под воздействием давления в баках БМТ.

Переключение питания газогенератора с линией подвода компонентов топлива из баков БМТ на питание из напорных магистралей насосов ТНА производится обратными клапанами.

Для ускорения раскрутки путем увеличения мощности турбины в этот период сопловой аппарат турбины ТНА выполнен с двумя секциями сопл – пусковой и режимной. Площади проходного сечения пусковой секции значительно больше площади режимной секции.

При пуске ОБ работают обе секции, при работе на режиме – режимная секция. Прекращение подвода газа к пусковой секции производится газовым клапа-

ном при достижении определенного давления горючего и напорной магистрали насоса.

Для исключения нагрева и вскипания горючего в управляющей полости газового клапана, последняя соединена трубопроводом с входом в насос. При работе ОБ небольшой расход горючего перетекает через управляющую полость с выхода на вход в насос.

При останове, с целью предотвращения реакции остатков самовоспламеняющихся компонентов топлива в полостях форсуночной головки газогенератора, газовый клапан сообщает при открытии реакционную полость газогенератора с полостью низкого давления за турбиной и через выхлопную магистраль с окружающим пространством, уменьшая давление в камере газогенератора и улучшая опорожнение последней. Технические разработки для пуска и останова основного блока защищены тремя авторскими свидетельствами на изобретения.

Для четкого прекращения поступления компонентов топлива в камеру сгорания при останове, уменьшения догорания и нагрева элементов камеры, уменьшения импульса последействия пускоотсечные клапаны на линиях окислителя и горючего установлены между охлаждающими полостями и полостями форсуночной головки камеры сгорания. Полости ОБ и клапаны между охлаждающими полостями и полостями головки камеры сгорания выполнены таким образом, что при срабатывании клапанов в процессе останова охлаждающие полости камеры отделяются от полостей головки и соединяются через дренажные трубопроводы с окружающим пространством.

Сообщение охлаждающих полостей камеры и через них гидравлических полостей ОБ с окружающим пространством в период после останова имеет целью исключение гидроударов при срабатывании клапанов и предотвращение накопления паров топлива в полостях двигателя, вследствие подвода тепла от тепловыделяющих элементов камеры сгорания, газогенератора и ТНА.

Для предотвращения поступления окислителя в газогенератор при останове и исключения возможности появления продуктов сгорания с избытком окислителя и разрушения (горения) конструкции газогенератора, турбины ТНА, дросселей и сопл тангажа и курса, для исключения возможности проникновения в линию подвода окислителя к газогенератору горючего или продуктов сгорания на головке газогенератора, в линии питания окислителем на минимальном расстоянии от головки установлен клапан, сообщающий при останове линию подвода окислителя с окружающим пространством.

Возможные утечки компонентов топлива через уплотнения между насосами ТНА отводятся в окружающее пространство по дренажным трубопроводам.

Двигатель выполнен цельносварным. С целью уменьшения веса и габаритов, камера сгорания основного блока использована в качестве силового элемента для монтажа, на ней закреплены все агрегаты основного блока и блока малой тяги, агрегаты расположены в непосредственной близости друг к другу, соединены без промежуточных трубопроводов или через короткие переходники, выполненные утолщенными для жесткости.

Такая компоновка позволила получить минимальные габариты и минимальный удельный вес двигателя. С целью уменьшения тепловых потоков на нетермостойкие агрегаты (электропневмоклапаны, электроприводы, пироузлы) от тепловыделяющих агрегатов (ТНА, газогенератор, газовый клапан), при работе двигателя и в период последствий, тепловыделяющие и нетермостойкие агрегаты смонтированы в отдельные блоки, а камера сгорания регенеративного охлаждения установлена между ними, экранируя нетермостойкие агрегаты от тепловых потоков тепловыделяющих агрегатов.

Кроме того, для обеспечения тепловой защиты двигательного отсека объекта при работе двигателя и в период последствий, над тепловыделяющими агрегатами двигателя установлены экраны – отражатели, направляющие тепловые потоки в сторону разделительного экрана, устанавливаемого у среза сопла камеры сгорания при монтаже двигателя в объект и излучающего тепловые потоки в космическое пространство. Разработка по тепловой защите нетермостойких агрегатов двигателя и отсека объекта защищена авторским свидетельством на изобретение.

Требование по обеспечению высокого уровня надежности для ЖРД космического назначения вызывало необходимость введения новых методов стендовой отработки и контроля качества товарных двигателей.

Применительно к двигателю 11Д417 в 1968 году впервые разработан и использован при стендовой отработке новый способ доводочных испытаний, защищенный авторским свидетельством на изобретение, основной отличительной особенностью которого является активный поиск, выявление и устранение недостатков конструкции и технологии изготовления двигателей путем проведения огневых испытаний до отказа сначала на номинальных, а затем и на утяжеленных, максимально форсированных режимах работы. В результате такой последовательности в проведении испытаний удается экспериментально в кратчайшие сроки оценить реальные запасы работоспособности двигателя,

выявить и устранить слабые элементы в конструкции, а при необходимости принять конструктивные и технологические меры к увеличению «запасов» по работоспособности.

Применение вышеуказанного способа испытаний позволило достигнуть высокой надежности двигателя с гарантированным ресурсом работы не менее 5-ти кратного от эксплуатационного, что в свою очередь позволило применить для контроля качества изготовления товарных двигателей огневые контрольно-технологические испытания (КТИ) без последующей переборки двигателя.

Огневые КТИ без переборки преследовали следующие цели:

- отбраковать из числа товарных двигателей, экземпляры, имеющие скрытые производственно-технологические дефекты;
- проверить работоспособность двигателя;
- определить контрольные параметры и оценить устойчивость работы двигателя.

Для внедрения огневых КТИ на двигателе 11Д417:

- в конструкции агрегатов, узлов и деталей применены материалы, смазки, припои стойкие в агрессивной среде, находящейся как в жидкой фазе (в процессе огневого испытания), так и в допустимых пределах в газовой фазе (в процессе хранения после КТИ);
- в конструкции двигателя выполнены системы дренажей из полостей агрегатов, замкнутые и тупиковые полости сообщены с проточными гидравлическими трактами каналами – сверлениями, улучшающими очистку;*
- применен способ очистки, основанный на термовакуумной возгонке компонентов топлива из полостей двигателя после огневого испытания; **
- программа КТИ предусматривала одно включение двигателя продолжительностью 100 сек., режим работы соответствовал требуемым условиям по ТЗ;
- программа КВИ двигателей, прошедших КТИ, предусматривала два зачетных цикла испытаний, при которых проверялся и подтверждался гарантированный ресурс работоспособности, равный 2-х кратному эксплуатационному ресурсу по ТЗ.

Испытания на форсированных режимах позволили исследовать работоспособность двигателя при форсировании давления в камере сгорания до 75% и изменении соотношения расходов компонентов топлива до 20% от номинальных значений.

* Разработка защищена авторским свидетельством на изобретение.

**Способ очистки защищен авторским свидетельством на изобретение.

Отработочные стендовые испытания проведены на 70 двигателях.

Впервые в практике отечественного двигателестроения на двигателе 11Д417 применен контроль качества изготовления товарных двигателей проведением огневых контрольно-технологических испытаний без последующей переборки с термовакуумным способом очистки полостей, что позволило эффективно отбраковывать экземпляры двигателей со скрытыми технологическими дефектами. Технология очистки полостей двигателя, основанная на термовакуумной возгонке компонентов топлива после огневого КТИ, позволяет стабильно получать степень очистки внутренних полостей двигателя до остаточной концентрации по парам окислителя (АТ) – не более 0,5 мг/литр, по парам горючего (НДМГ) – не более 0,01 мг/литр. Указанная остаточная концентрация паров в полостях двигателя позволяет проводить эксплуатационные работы с двигателем. Проведенные стендовые и летные испытания двигателей после КТИ подтверждают работоспособность двигателей и соответствие контролируемых параметров техническому заданию.

В процессе работ по двигателю 11Д417 было создано 20 изобретений, которые были использованы в конструкции агрегатов двигателя и при его отработке. Работы по созданию двигателя велись в 1968-1969 годах сверхускоренными темпами, и уже через год после выдачи уточнённого технического задания (30.04.1968 г.) была осуществлена первая поставка двигателя 11Д417 (30.04.1969 г.) для летных испытаний в составе объекта.

Двигатель С5.61

Двигатель С5.61 (рисунок 2) разработан на основании приказа Министра МОМ № 31 от 23 января 1968 года и технического задания от 11 марта 1969 года.

ЖРД С5.61 – однократного включения, предназначен для обеспечения взлёта с Луны возвращаемых КА, в том числе, «Луны -16»: доставка с Луны на Землю образцов грунта.

Двигатель выполнен по «открытой» энергетической схеме.

Пуск двигателя осуществляется путем одновременной подачи электрического импульса на пиропатрон пусковой камеры и гелия в управляющие полости клапанов входа. Первоначальная раскрутка ротора ТНА производится пороховым стартером. Двигатель имеет систему регулирования - поддержание постоянной тяги и соотношения расходов компонентов. Камера двигателя охлаждается двумя компонентами - окислителем и горючим.

На установившемся режиме привод турбины турбонасосного агрегата обеспечивается газогенератором, работающим на тех же компонентах, что и камера сгорания.

Останов двигателя осуществляется одновременно подачей в управляющие полости отсечных клапанов камеры сгорания гелия и сбросом гелия из управляющих полостей клапанов входа. После останова полости двигателя освобождаются от компонентов через дренажные отверстия отсечных клапанов.

Минимальный вес двигателя был достигнут благодаря применению высокоэффективного топлива - АТ и НДМГ, оптимизации показателей камеры сгорания, применению высокооборотного (до 1167 с⁻¹) ТНА, широкому применению сварных соединений и легких материалов (алюминий и титан).

Требования высокой надежности обусловили максимальное применение в двигательной установке агрегатов и конструктивных схем, апробированных в других изделиях космического назначения. Повышение надежности обеспечивается также минимальным количеством команд, необходимых для пуска и останова двигателя.

Высокая точность поддержания тяги и соотношения расходов компонентов обеспечивается применением автономной системы регулирования.

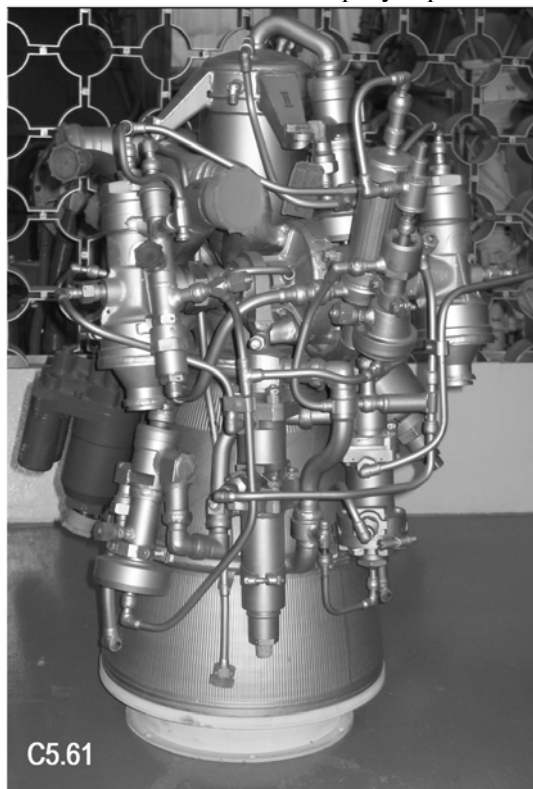


Рисунок 2. Двигатель С5.61

Постоянство тяги обеспечивается путем поддержания постоянного давления перед форсунками.

Постоянство соотношения расходов обеспечивается путем поддержания равными давлений окислителя и горючего на входах в камеру и газогенератор. Эти функции выполняют регулятор и стабилизатор.

Минимальный импульс последствия и его минимальный разброс обеспечивается применением быстродействующих клапанов путем постановки их непосредственно перед головкой камеры сгорания и сведением до минимума объема управляющих полостей отсечных клапанов и подводных трубопроводов.

Компактность двигателя достигнута за счёт крепления всех агрегатов непосредственно на камере.

В связи с тем, что все агрегаты двигателя, кроме турбонасосного агрегата были достаточно отработаны в широком диапазоне условий, основные трудности встретились при отработке системы регулирования двигателя по тяге и соотношению расходов компонентов топлива и доводке турбонасосного агрегата. Из-за недостаточного располагаемого диапазона регулирования наблюдались случаи выхода из поля допуска ТЗ по тяге. Для увеличения располагаемого диапазона регулирования стабилизатора и регулятора в процессе отработки двигателя произведено изменение профилирования игл исполнительных органов регулятора и стабилизатора, что полностью исключило отклонения от ТЗ по тяге.

При отработке ТНА остро стоял вопрос о весовых характеристиках и стабильности коэффициента полезного действия (КПД) турбины. Для достижения наименьшего веса необходимо было поднять обороты ротора по сравнению с имеющимися образцами. Высокие обороты ротора ТНА выдвинули и повышенные требования к прочности при сохранении пластичности материала ротора, особые требования к конструкции - утолщенные и укороченные лопатки, что в свою очередь привело к изменению конструкции соплового аппарата. Для повышения ресурса подшипников Сталь 1Х13 сепараторов заменена на оловянистую бронзу. Для повышения КПД турбины и обеспечения стабильности его значения были выдвинуты особые требования к точности выполнения соплового аппарата, а для контроля КПД турбины и прогнозирования параметров введена продувка турбины тяжелым газом. В результате КПД увеличилось с 0,285 до 0,292, а разброс его уменьшился с 11% до 6%. В результате отработки был создан турбонасосный агрегат массой 4 кг мощностью 294,2 кВт, оставивший далеко позади все предыдущие известные в стране прототипы (лучшие образцы с аналогичными характеристиками весили 12...15 кг).

Первый экспериментальный двигатель для стендовых испытаний был изготовлен 28 августа 1968 года.

Первое автономное стендовое испытание двигателя проведено 5 сентября 1968 г. Последний экспериментальный двигатель был изготовлен 24 октября 1969 года и испытан 28 октября 1969 года. Всего был изготовлен и испытан 41 двигатель. Из них: 8 двигателей подвергались контрольно-выборочным испытаниям для подтверждения поставок летных партий двигателей, 6 двигателей подвергались контрольным испытаниям для подтверждения качества отработки двигателей, 4 двигателя испытывались в составе двигательной установки. Остальные двигатели подвергались непосредственным автономным доводочным испытаниям. Первый двигатель в составе двигательной установки был испытан 28 марта 1969 г., последний - 12 апреля 1969 г. Контрольные испытания двигателя проводились в апреле - мае 1969 г. Первая поставка двигателя С5.61 для летных испытаний произведена 31 декабря 1968 года. 12 сентября 1970 года двигатель успешно работал в составе лунной автоматической станции "Луна-16" и впервые в мире была осуществлена доставка автоматической станцией лунного грунта на Землю.

Основные характеристики двигателя С5.61: масса двигателя - 42 кг, тяга двигателя - 18,8 кН, удельная тяга - 3070 м/с, соотношение весовых расходов компонентов топлива через двигатель - 1,84, давление в камере сгорания - 9,22 МПа, гарантированный ресурс работоспособности - 1 включение продолжительностью 60 с.

Основные исполнители работ по двигателям 11Д417 и С5.61.

- Турбонасосные агрегаты: Флёров А.В., Шутин В.М., Степин Ю.В., Козлова Е.И., Либин В.Л..
- Камеры и газогенераторы: Севрюгин Ю.А., Кличановский Г.Н., Ануфриева Г.С., Нешин А.М., Салищев Ю.К., Халкевич В.А.
- Агрегаты регулирования и управления: Ильин В.М., Васютин Ю.И., Колотов А.А., Жариков В.Ф., Сивоплясов В.С., Веселин В.С., Курбашкин Ю.А., Чугунов М.А., Ильевич-Стучков Г.М., Баскаков В.И., Лаврова С.Е., Черемных Ф.П., Усатый В.Н.
- Схемы двигателей, компоновка, расчеты, чертежи: Скорняков Р.А., Середа В.К., Оглезнев Р.И., Попов В.И., Прасолов А.Ф., Кочергина Л.Н., Шувалова Л.Г., Китаева О.С., Старыгин В.Ф., Овчинников А.Г., Егоров И.А., Черненко В.И., Славина В.А., Малышев В.Я., Бойченко Н.Ф., Мясников В.М., Рыбаков В.А., Сенкевич К.Г., Петраш Г.М., Крылова О.А., Цетлин Ф.В., Морозов В.И., Зверева М.С.

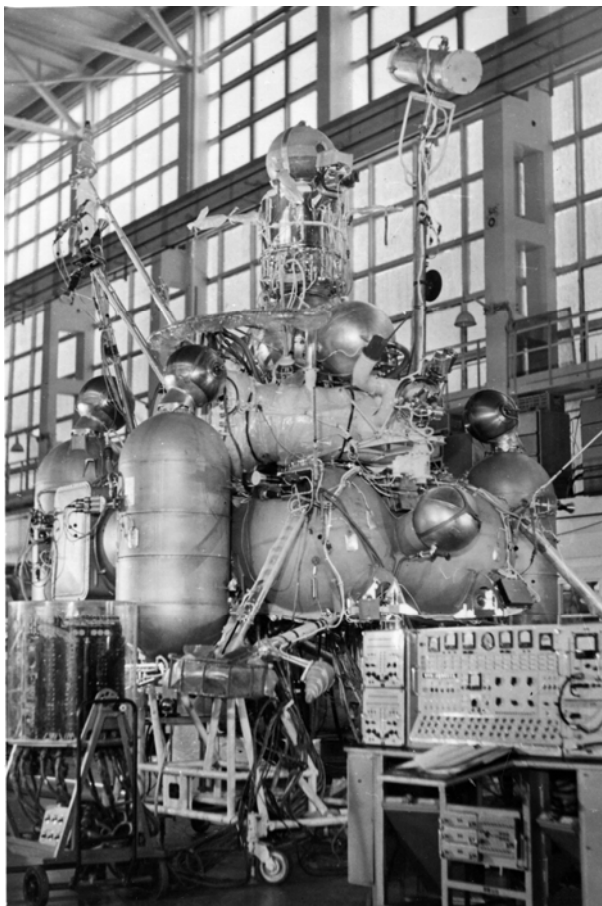
- Создание новых методик обработки двигателя на утяжелённых режимах работы и контрольно-технологических испытаний двигателя без его последующей переборки: Исаев А.М., Богомолов В.Н., Скорняков Р.А., Серeda В.К., Оглезнев Р.И., Попов В.И., Тимофеева В.В., Трофимов Р.С.
- Ведущий конструктор двигателей: Рыбаков В.А.

За обеспечение работ космических аппаратов «Луна – 16», «Луна – 17» 12 сотрудников КБхиммаш в 1970 г. были награждены государственными наградами и 1 сотрудник (В.Ф. Старыгин) - премией Ленинского комсомола.

В процессе всей эксплуатации в составе автоматических космических аппаратов замечаний к работе двигателей 11Д417 и С5.61 не было.

Список литературы

- 1 «Материалы по истории создания двигателей конструкции КБхиммаш», КБхиммаш, 1974 г., уч. № 8458, с. 102 -120.
- 2 «История разработки двигателей С5.61, ...», КБхиммаш, 1974 г., уч. № 9507, с. 6 -15.
- 3 Иллюстрированный справочник: «Отечественная авиационная и ракетно – космическая техника / Двигатели 1944 – 2000: авиационные, ракетные, морские, промышленные», М., «АКС-Конверсалт», 2000 г., с.78



**Испытания КА серии Е8-5 в КИС
Машиностроительного завода им.С.А.Лавочкина**