

УДК 621.454.2:621.45.038.23

ОБ ОПЫТЕ РАЗРАБОТКИ ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ 11Д58МФ

©2014 А.А. Смоленцев

Ракетно-космическая корпорация “Энергия” имени С.П. Королёва, г. Королёв

В статье представлен анализ проектно-конструкторских работ, выполненных при проектировании жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) 11Д58МФ, разрабатываемого ОАО «РКК «Энергия» для разгонного блока (РБ) типа ДМ. Разрабатываемый ЖРД обладает рядом особенностей, требующих нестандартных подходов к его проектированию. В состав двигателя включены опытная камера сгорания, система управления с функциями диагностики и аварийной защиты, блоки подачи окислителя и горючего с элементами баковых устройств, обеспечивающих гарантированный забор компонентов топлива при многократных его включениях, блоки двигателей малой тяги, работающие на газообразном кислороде и обеспечивающие предстартовый импульс разгонного блока и ориентацию РБ в полёте. Охлаждение камеры осуществляется жидким кислородом без использования внутреннего завесного охлаждения, сопло камеры выполняется с неохлаждаемым насадком с высокой степенью расширения. Эффективность организации рабочего процесса в камере сгорания обеспечивается щелевой смесительной головкой, в которой использована схема смешения компонентов топлива: струя горючего в сносящем потоке окислителя. Основные проектно-конструкторские решения по камере сгорания: использование щелевой смесительной головки двигателя, выполнение геометрии тракта охлаждения с переменными высотой, толщиной и углом наклона ребра к оси камеры, технология изготовления, сборки и пайки смесительной головки и камеры сгорания прошли экспериментальную апробацию. В процессе проектирования ЖРД был определён состав агрегатов пневмогидроавтоматики, блока двигателей малой тяги, автономной системы управления двигателем, подход к выбору которых носит универсальный характер и может быть использован при разработке аналогичных двигателей.

Разгонный блок, жидкостный ракетный двигатель, камера сгорания, щелевая смесительная головка, тракт охлаждения, агрегаты пневмогидроавтоматики, блок двигателей малой тяги, автономная система управления.

Основные характеристики двигателя 11Д58МФ и состояние его разработки

Создаваемый в РКК «Энергия» многофункциональный ЖРД 11Д58МФ для разгонного блока типа ДМ [1,2] сочетает как опыт разработки и 40-летней эксплуатации ЖРД 11Д58М, так и современные тенденции и перспективные разработки. Эксплуатация двигателя 11Д58МФ в составе модернизированного РБ типа ДМ позволит повысить его конкурентоспособность, а также сохранить преемственность отечественной школы ракетного двигателестроения.

Основные характеристики и принципы проектирования ЖРД 11Д58МФ следующие:

- тяга 5 тс, оптимальная для размерности разгонного блока типа ДМ и выполняемых им задач;

- габариты двигателя и мест установки в РБ соответствуют двигателю-прототипу 11Д58М, т.е. не требуют значительной доработки конструкции РБ;

- двигатель создаётся многофункциональным. В его состав включены: автономная система управления с функциями диагностики и аварийной защиты; блоки подачи окислителя и горючего с элементами баковых устройств, обеспечивающих гарантированный забор компонентов топлива при многократных включениях и снижение остатков незабора; блоки двигателей малой тяги, работающие на газообразном кислороде и обеспечивающие ориентацию РБ в полёте и предстартовый импульс РБ;

- охлаждение камеры осуществляется криогенным кислородом без использования внутреннего завесного охлаждения камеры сгорания (КС) горючим, что позволяет значительно повысить удельный импульс тяги;

- камера выполняется с неохлаждаемым насадком радиационного охлаждения из жаропрочного хромо-никелевого сплава с высокой степенью расширения;

- многие схемно-конструктивные решения заимствуются с двигателя 11Д58М, в частности: химическое зажигание, измерение расходов компонентов с использо-

ванием турбинных расходомеров, ряд агрегатов пневмогидроавтоматики.

Состав многофункционального двигателя 11Д58МФ представлен на рис. 1.

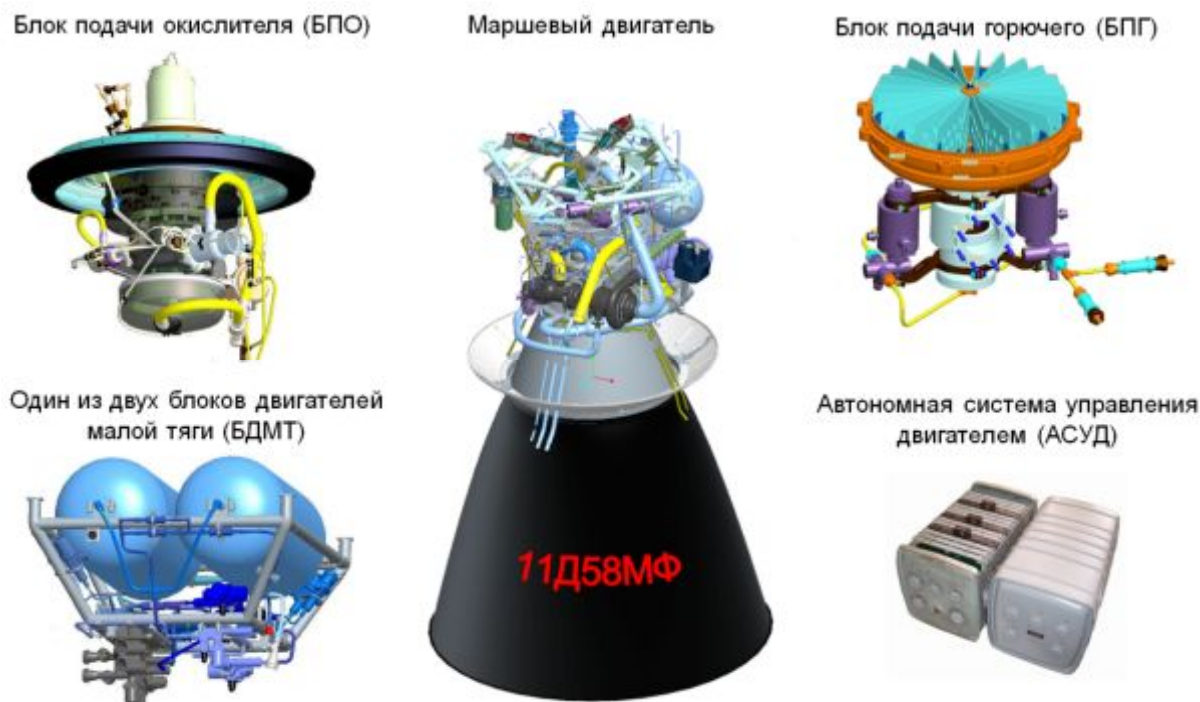


Рис. 1. Состав многофункционального двигателя 11Д58МФ

К настоящему времени завершены этап эскизного проектирования двигателя 11Д58МФ и выпуск основного комплекта конструкторской документации, ведётся автономная отработка составных частей маршевого двигателя. Проведённые автономные испытания агрегатов двигателя подтверждают получение основных проектных параметров, заложенных на этапе проектирования.

Проведены огневые испытания восьми экспериментальных и опытных камер сгорания, охлаждаемых жидким кислородом. Суммарная наработка при огневых испытаниях составила 730 с при 30 включениях, одна из камер проработала 7 раз по 30 с [3]. Испытания подтвердили надёжность и эффективность охлаждения камеры сгорания ЖРД жидким кислородом, высокую полноту сгорания компонентов топлива. Проведены огневые испытания пяти газогенераторов, полностью подтвердившие все заложенные параметры и устойчивость рабочего процесса. Проведены автономные испытания со-

ставных частей турбонасосного агрегата (насосы окислителя, горючего и турбина - по отдельности), по результатам испытаний проведена доработка конструкторской документации (КД). Проведены испытания опытного образца бустерного турбонасосного агрегата, в том числе с имитацией запуска двигателя и при минимальном давлении в баке. Проведены доводочные испытания вновь разработанных агрегатов пневмогидроавтоматики.

Основной комплект КД двигателя 11Д58МФ разработан и передан на завод-изготовитель ОАО «Красмаш», на котором в основном завершена подготовка производства для изготовления агрегатов двигателя [4]. Таким образом, в настоящее время реализуется этап автономных доводочных испытаний отдельных агрегатов и проводится подготовка к доводочным испытаниям двигателя в целом.

Представляется возможным оценить результаты выполненной работы по созданию двигателя 11Д58МФ.

Камера сгорания

Камера сгорания (КС) двигателя 11Д58МФ обладает следующими особенностями:

- охлаждение камеры осуществляется криогенным кислородом без использования колец внутреннего завесного охлаждения КС горючим;
- тракт охлаждения образован фрезерованными каналами с переменной высотой, углом наклона к оси и толщиной ребра;
- на дне каналов электроэрозионным способом нанесена искусственная шероховатость с оптимальным профилем;
- на огневую стенку из бронзы БрХЦрТ со стороны продуктов сгорания нанесено хромовое покрытие малой толщины;
- смесительная головка щелевого типа и конструкция в основном заимствуется от двигателя-прототипа 11Д58М;
- профиль сверхзвуковой части сопла выполнен со второй угловой точкой.

При проектировании конструкции тракта охлаждения был проведён комплекс расчётных работ, направленных на обеспечение оптимального теплового состояния огневой стенки камеры сгорания при сохранении приемлемого перепада давления. Была разработана расчётная методика, позволяющая проводить оценку теплового состояния камеры сгорания с учётом особенностей течения криогенного кислорода. При проектировании камеры было принято, что каналы тракта охлаждения должны иметь переменный профиль. Фрезерование каналов, имеющих переменную высоту, угол наклона к оси и толщину ребра, для современных станков с числовым программным управлением (ЧПУ) не представляет сложности. Нанесение искусственной шероховатости, предназначенной для интенсификации теплообмена от огневой стенки к охладителю, является отработанный технологической операцией, хотя и достаточно трудоёмкой.

Соединение бронзовой огневой стенки и стальной наружной оболочки камеры осуществляется высокотемпературной вакуумной пайкой. Этот процесс

является одним из самых ответственных при изготовлении камеры, поскольку отклонения от технологического процесса пайки могут приводить к запяям тракта охлаждения. Две из семи изготовленных камер сгорания [3] были изготовлены с запаями одного-двух каналов тракта охлаждения, связанными с отличиями технологии их изготовления от штатной: в сужающейся части камеры сгорания наружная оболочка сопла была сформирована вкладышами. Тем не менее, данные камеры сгорания прошли огневые испытания, во время которых были получены ценные данные по поведению конструкции при наличии дефекта. После перехода к штатной технологии изготовления КС с использованием развальцовки сверхзвуковой части сопла последующие камеры сгорания не имели дефектов, связанных с запаями тракта охлаждения.

Эффективность рабочего процесса в камере сгорания зависит от качества распыла и смешения компонентов топлива, обеспечиваемого смесительной головкой. Принцип работы щелевой смесительной головки основан на смешении и горении струй горючего в сносящем потоке окислительного газа, что обеспечивает более высокую равномерность поля температур по сравнению с форсуночными головками (струйно-струйными и струйно-центробежными). Наибольшим недостатком щелевой смесительной головки является сложная технология изготовления: кольца, образующие каналы подачи горючего, соединяются высокотемпературной вакуумной пайкой. Несмотря на некоторую схожесть технологии с пайкой камеры, требования к обеспечению режима пайки смесительной головки значительно строже. При пайке необходимо обеспечить надёжное соединение периферийного кольца, выполненного из меди, с толстостенным стальным корпусом, соединение колец подачи горючего и пилонов, и при этом герметичность полученных соединений должна быть полной. Для этого требуется равномерность температурного по-

ля в процессе пайки и плавное остывание после него.

Качество изготовления щелевой смесительной головки контролируется проведением проливки водой и продувкой воздухом, во время которой измеряется равномерность поля скоростей на выходе. При высокой неравномерности во время огневой работы камеры смесительная головка может создавать высокотемпературные струи, которые приведут к перегреву огневой стенки и её прогару, что и было обнаружено при огневых испытаниях некоторых опытных камер сгорания.

Для подтверждения эффективности и надёжности охлаждения жидким кислородом было изготовлено и испытано 3 экспериментальных и 5 опытных камер сгорания (ОКС). Общий вид ОКС представлен на рис. 2. Максимальная наработка на одной из камер составила 210 с при 7 включениях. Получен большой объём экспериментальных данных: показатели экономичности рабочих процессов в камере сгорания, значения перепада давления и подогрева кислорода в тракте охлаждения, поведение основного материала и хромового покрытия огневой стенки. Ис-

следованы процессы окисления поверхности тракта охлаждения и разработаны мероприятия по снижению их влияния. Проведён анализ поведения материала огневой стенки при появлении пролиза огневой стенки и втекания кислорода в огневую полость: катастрофического разрушения конструкции при этом не происходит, камера сохраняет работоспособность. Таким образом, получено экспериментальное подтверждение основных проектно-технических решений по камере сгорания: использование щелевой смесительной головки, аналогичной смесительной головки двигателя 11Д58М; геометрия тракта охлаждения с переменной высотой, толщиной и углом наклона ребра к оси камеры; технологии изготовления, сборки и пайки смесительной головки и камеры сгорания.

Для подтверждения требуемой надёжности работы камеры требуется принятие мер по улучшению охлаждаемости камеры и проведение длительных испытаний с целью наработки огневого ресурса. Эти работы будут проводиться в рамках уточняющих испытаний опытных камер сгорания.

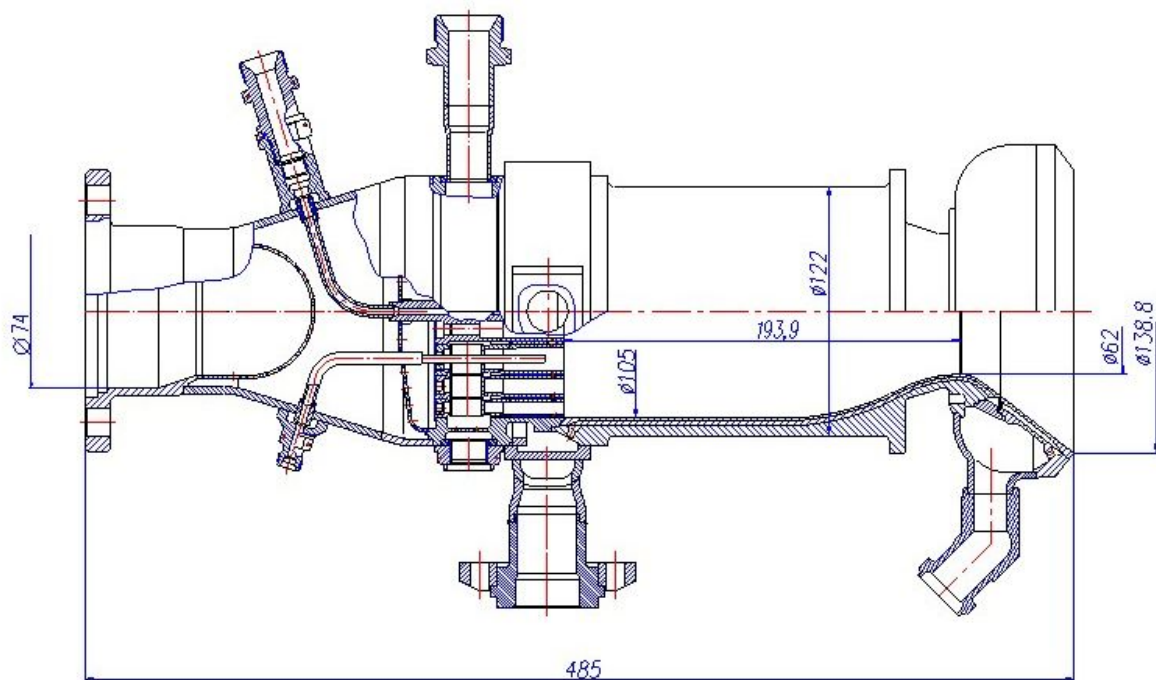


Рис. 2. Общий вид опытной камеры сгорания

Агрегаты пневмогидроавтоматики

Пневмогидравлические схемы (ПГС) ЖРД разгонных блоков и верхних ступеней являются значительно более сложными, чем ПГС ЖРД первых ступеней [5]. Это обусловлено необходимостью выполнения требования многократного запуска маршевого двигателя в полёте. Для обеспечения запуска, регулирования и останова используются различные агрегаты пневмогидроавтоматики (АПГА), управляющие подачей расходов компонентов и регулированием их расхода, подачей управляющего газа на открытие пневмоклапанов, и обеспечивающие необходимые продувки магистралей перед запуском и после выключения, раскрутку бустерного и основного турбонасосных агрегатов и т.д.

На этапе эскизного проектирования двигателя 11Д58МФ было принято несколько принципиальных решений, определивших состав АПГА:

1) сокращение номенклатуры клапанов, используемых для операций запуска и останова, за счёт разработки универсального электропневмогидроклапана;

2) регулирование соотношения расходов компонентов осуществляется полностью расходным дросселем, установленным в магистрали газообразного кислорода за трактом охлаждения камеры сгорания;

3) регулирование тяги осуществляется дросселем, установленным в магистрали подачи керосина в газогенератор;

4) на входе в смесительную головку камеры сгорания по линии горючего и на входе в тракт охлаждения камеры устанавливаются одинаковые пускоотсечные пневмоклапаны новой разработки;

5) от двигателя-прототипа 11Д58М заимствуются разделительные клапаны окислителя и горючего, установленные в баках на входе в двигатель, и ряд других клапанов.

Таким образом, для двигателя 11Д58МФ на этапе эскизного проектирования предполагалось разработать четыре новых агрегата, а остальные АПГА заимствовать от двигателя-прототипа. Разра-

ботка конструкции данных агрегатов была поручена ОАО КБХА. В дальнейшем на этапе автономной отработки были успешно подтверждены характеристики пневмоклапана и дросселя регулирования расхода керосина в газогенератор, в то время как при разработке универсального электропневмогидроклапана и дросселя регулирования расхода газообразного кислорода были выявлены трудности.

Универсальный электропневмогидроклапан

Было предложено разработать универсальный электропневмогидроклапан (ЭПГК), способный работать при высоких давлениях (до 250 кгс/см^2) на различных компонентах топлива (кислороде, керосине, гелии, азоте), обеспечивая при этом большое количество срабатываний. Основными требованиями к ЭПГК были высокая скорость открытия и закрытия, высокая герметичность, низкое энергопотребление. Всего в двигателе планировалось установить 16 подобных клапанов, в связи с этим были установлены жёсткие требования по массе его конструкции. Аналог подобного клапана существует и успешно функционирует в составе двигателя РД-0146.

Диаметр проходного сечения клапана составил 4 мм. Конструктивно клапан выполнен с шаровой затворной парой (диаметр шара 10 мм), поворот которой осуществляется при помощи электромагнита.

После разработки необходимой КД и подготовки производства было изготовлено несколько экспериментальных образцов ЭПГК (рис. 3). Данный клапан оказался чрезвычайно сложным в изготовлении. Высокую герметичность клапана можно обеспечить только при высочайшей точности изготовления затворной пары. Учитывая размер уплотняющих элементов и плотность компоновки клапана, изготовление и сборка элементов клапана становились ювелирной работой. В условиях опытного производства это привело к многочисленным замечаниям к изготовленным агрегатам.



Рис. 3. Универсальный электропневмогидроклапан

В итоге шаровая затворная пара в ЭПГК устанавливалась методом селективной сборки, практически все изготовленные клапаны были подвергнуты неоднократным переборкам для выполнения требований технического задания (ТЗ).

Экспериментальные работы с ЭПГК, проведенные как на заводе-изготовителе, так и на испытательной базе РКК «Энергия», показали наличие нескольких технических противоречий, представленных в табл. 1.

Был предложен ряд мероприятий, заключавшихся в доработке клапана и совершенствовании технологических операций изготовления.

Таблица 1 – Технические противоречия, возникшие при отработке конструкции ЭПГК

№	Техническое противоречие	Эффект при увеличении / Эффект при уменьшении	Возможные решения
I	Требования технического задания по работоспособности ЭПГК на различных компонентах	Обеспечение работы ЭПГК на кислороде, керосине, гелии накладывает ограничения на использование материалов (в частности, уплотнения). Экспериментальная отработка ЭПГК должна проводиться на штатных компонентах.	1) Герметичность обеспечивается зазором шаровой затворной пары и уплотнением, выполненным из фторопласта, работоспособного на любом компоненте. 2) Стенды позволяют проводить отработку ЭПГК на штатных компонентах при заданных давлениях.
II	Обеспечение высокой герметичности требует минимального зазора между элементами шаровой затворной пары и уплотняющими деталями	↑ – Увеличение негерметичности ↓ – Увеличение потребного усилия электромагнита либо заклинивание конструкции (некоторые образцы срабатывали только при повышенном напряжении, некоторые не открывались при большом давлении на входе, некоторые не открывались даже без давления в магистрали). Повышенный износ уплотнения, потеря герметичности через несколько сотен срабатываний.	1) Доработка конструкции шаровой затворной пары и уплотнения (выполнено). 2) Повышение мощности электромагнита (приводит к увеличению массы). 3) Повышение точности изготовления (требует использования высокоточных станков и специальной оснастки, а также отработки технологии изготовления).
III	Требования технического задания по массе ЭПГК обуславливают миниатюрность его деталей	↑ – Невыполнение требований ТЗ, увеличение массы двигателя из-за большого количества ЭПГК в его составе ↓ – Сложность изготовления и сборки. Высокая чувствительность к дефектам исходных материалов. Селективная сборка ответственных деталей (следовательно, конструкция ЭПГК должна допускать его переборку). Сварка элементов конструкции приводит к перегреву и деформации внутренних деталей. Для работы с деталями размером около 5 мм требуется повышенная культура производства из-за высокой вероятности ошибки при сборке.	1) Увеличение размерности клапана, несмотря на повышение его массы, улучшит его технологичность и упростит изготовление (требуется полная переделка конструкции). 2) Повышение точности и качества изготовления и сборки (требует использования высокоточных станков и специальной оснастки). 3) Изменение технологий изготовления и сварки (требуется технологическая оснастка).

Дальнейшая отработка ЭПГК, изготовленных с использованием более точных технологий, в итоге позволила бы обеспечить соответствие их параметров требованиям технического задания.

Однако технико-экономический анализ показал, что внедрение указанных мероприятий фактически привело бы к разработке нового клапана, изготовлению новой технологической оснастки и новому этапу отработки, при этом остались бы вопросы обеспечения качества изготовления. Отработка конструкции клапана для обеспечения требуемой надёжности заняла бы длительное время и потребовала бы дополнительно несколько десятков экземпляров. Учитывая потребность в сложной оснастке и использовании высокоточных станков, трудоёмкость изготовления, сборки и проверки каждого клапана, стоимость каждого экземпляра оказалась чрезмерно высокой: в несколько раз дороже, чем аналогичные существующие клапаны.

Поэтому было принято решение приостановить разработку ЭПГК и заменить его на существующие электро- и пневмоклапаны, изготавливаемые для эксплуатируемого двигателя 11Д58М, с соответствующей доработкой пневмогидравлической схемы двигателя 11Д58МФ. Условия работы некоторых заимствуемых клапанов в двигателе 11Д58МФ отличаются от условий работы в двигателе 11Д58М, что потребует проведения дополнительных экспериментальных проверок. Кроме того, в будущем потребуются решить проблему переноса изготовления данных клапанов из одного завода на другой. Тем не менее, решение заменить вновь разрабатываемый универсальный ЭПГК на ряд заимствуемых клапанов, несмотря на увеличение номенклатуры клапанов в двигателе 11Д58МФ, позволяет сократить время и стоимость его разработки и обеспечить надёжность работы двигателя.

Дроссель регулирования расхода кислорода и схема управления двигателем

При разработке эскизного проекта двигателя 11Д58МФ была принята следующая схема управления:

- изменение соотношения расходов компонентов топлива осуществляется полнорасходным дросселем, установленным в магистрали подачи газообразного кислорода в газогенератор на выходе из тракта охлаждения камеры;

- регулирование тяги осуществляется изменением расхода горючего в газогенератор, и изменением работоспособности генераторного газа на турбине турбонасосного агрегата (ТНА).

Полнорасходный кислородный дроссель был разработан, были изготовлены опытные образцы и проведены их отработочные испытания на модельном режиме с положительными результатами. Однако для перехода к испытаниям с номинальными параметрами требовалось создание специальной стендовой установки, обеспечивающей расход рабочего тела (газа или жидкости) до 20 л/с и высокую точность измерения расхода и перепада давления на дросселе. Для этого необходимо было либо создание большой газобаллонной системы с высоким рабочим давлением, либо установка мощного водяного насоса. Оценка стоимости создания обеих систем показала, что это потребовало бы больших временных и финансовых затрат.

Технико-экономический анализ показал, что для сокращения сроков и стоимости создания двигателя целесообразно изменить его схему регулирования, исключив кислородный дроссель. При этом изменение соотношения расходов компонентов будет осуществляться с помощью изменения расхода горючего, поступающего от насоса горючего ТНА в камеру сгорания. Для осуществления данной схемы был разработан керосиновый полнорасходный дроссель, который может быть отработан на имеющейся стендовой базе. Этот дроссель установлен параллельно с соплом Вентури, предназначенным для ограничения максимального расхода горючего в момент запуска. Поэтому отработка совместной работы дросселя и сопла Вентури представляет собой отдельную научно-техническую задачу.

Блок двигателей малой тяги

Блоки двигателей малой тяги (БДМТ) предназначены для создания перегрузки для осаждения компонентов топлива в баках перед запуском маршевого двигателя и для обеспечения стабилизации и программных разворотов РБ на пассивных участках полёта. На разгонный блок устанавливаются два БДМТ, состоящих из сопла, обеспечивающего осевую перегрузку, а также сопел тангажа, рыскания и крена.

В эксплуатирующемся разгонном блоке ДМ система обеспечения запуска работает на самовоспламеняющихся токсичных компонентах топлива. При разработке двигателя 11Д58МФ, предназначенного для модернизации разгонного блока ДМ, был заявлен принцип полной экологической чистоты. В связи с этим в БДМТ используются основные компоненты топлива.

Изначально БДМТ разрабатывался с огневом двигателем осевой перегрузки тягой 2,5 кгс, работающем на керосине при баковом давлении и на газообразном кислороде, запасённом в баллонах. Для двигателя такой размерности одной из проблем является надёжность работы системы зажигания. В НПО «Молния» была создана и отработана система зажигания кислородно-керосиновой смеси при низком давлении и малых расходах с учётом опыта работы по системе зажигания объединённой двигательной установки (ОДУ) орбитального космического корабля «Буран».

Одновременно проводился анализ работы двигателя осевой перегрузки (ДОП) с учётом характеристик системы «БДМТ – РБ». Было установлено, что при крайних отклонениях давления в баке горючего, параметров газобаллонной системы подачи кислорода (в том числе параметров редуктора давления кислорода) работа ДОП становилась нестабильной. Тяга ДОП изменялась бы в широких пределах и была бы фактически непредсказуемой, могли возникнуть проблемы

обеспечения устойчивости рабочих процессов в камере сгорания. В частности, при неблагоприятном сочетании параметров горение проходило бы с избытком горючего и при низкой температуре, следовательно, с большим сажеобразованием. В качестве возможного способа решения проблемы рассматривался ряд мероприятий, в том числе доработка редуктора давления окислителя на входе в ДОП. Однако они могли лишь незначительно улучшить характеристики ДОП и были признаны нецелесообразными.

В результате было принято решение заменить огневой ДОП на газореактивное сопло осевой перегрузки (СОП), работающее на газообразном кислороде. При сохранении тяги 2,5 кгс удельный импульс тяги такого сопла равен 60 кгс·с/кг. Несмотря на снижение удельного импульса, за счёт простоты работы подобной системы повышается её надёжность и обеспечивается стабильность величины тяги сопла.

Для обеспечения запуска маршевого двигателя БДМТ должен обеспечить требуемый суммарный импульс предпусковой перегрузки. Учитывая снижение удельного импульса тяги СОП по сравнению с ДОП, для этого потребовалось увеличить суммарный объём баллонов кислорода с 60 до 80 л в каждом БДМТ. Кроме того, потребовалась разработка нового электроклапана подачи кислорода к соплам БДМТ.

Объём газа, запасённый в баллонах, достаточен для обеспечения двух запусков двигателя. Во время огневой работы двигателя происходит его восполнение. Кроме того, предусматривается дозаправка баллонов в полёте с использованием агрегата подкачки окислителя. Таким образом, конструкция БДМТ с использованием газореактивного СОП обеспечивает необходимое количество запусков маршевого двигателя (до 7) и управление РБ в полёте при высокой надёжности работы.

Общий вид БДМТ с СОП представлен на рис. 4.

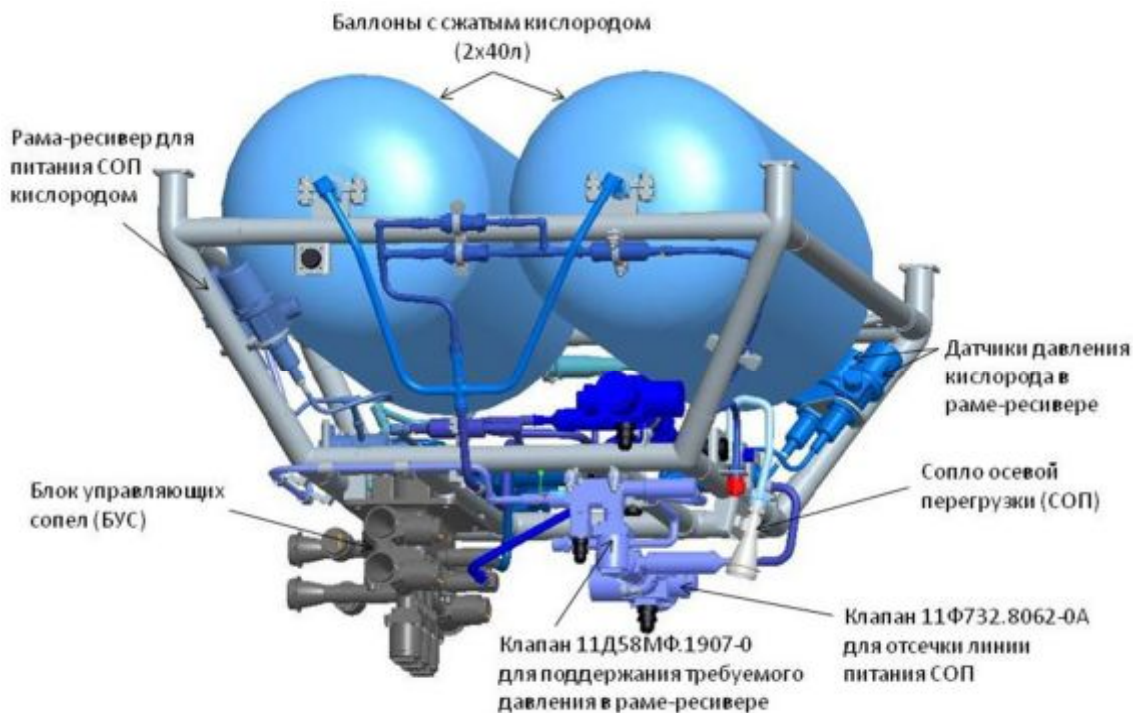


Рис. 4. Блок двигателей малой тяги с соплом осевой перегрузки

Автономная система управления двигателем

Опыт разработки систем диагностики и аварийной защиты ОДУ ОК «Буран» показал, что системы управления ЖРД с функциями диагностирования и аварийной защиты должны быть автономными и разрабатываться параллельно или даже опережая разработку объекта управления.

Преимущества автономности системы управления ЖРД разгонного блока заключаются в следующем:

- универсальность создаваемого двигателя для различных РБ с точки зрения взаимодействия с системой управления (СУ) и системой бортовых измерений (СБИ) РБ (ограниченный информативный обмен);
- обеспечение максимального быстродействия при аварийном выключении двигателя, что повышает эффективность его аварийной защиты;
- большие вычислительные мощности в связи с наличием собственного вычислительного модуля;
- возможность использования информации с большего количества первичных преобразователей (датчиков);
- обеспечение возможности совместной отработки автоматической системы

управления двигателем (АСУД) с двигателем на всех этапах экспериментальной отработки;

- обеспечение технологических приёмо-сдаточных испытаний двигателя без стендовых систем управления;
- удобство внесения изменений в алгоритмы управления и аварийной защиты из-за отсутствия связей с программным обеспечением (ПО) СУ РБ;
- возможность реализации сложных защитных операций (перевод двигателя на резервный режим работы, повторный запуск после аварийного выключения двигателя (АВД) и других).

Значительное время работы двигателя в полёте (до 10 суток) за счёт объединения в своём составе маршевого двигателя и элементов управления РБ повышает требования к ресурсным характеристикам первичных преобразователей (датчиков) и элементов автоматики (клапанам и регуляторам), функционально входящим в состав АСУД, а это, в свою очередь, отражается на ресурсе аппаратного блока (АБ) АСУД. Для обеспечения требуемых показателей надёжности АБ АСУД прорабатываются вопросы в части временной дискретности работы системы и пере-

смотра требований к надёжности телеметрического канала АСУД.

Приемлемые габаритно-массовые характеристики АСУД в целом могут быть обеспечены на следующей основе:

- использование малогабаритных модулей в АБ АСУД с учётом применения электрорадиоизделий (ЭРИ) большей степени интеграции;

- оптимальное размещение АБ АСУД в двигателе, которое значительно уменьшает протяжённость и массу кабельной сети, поскольку многопроводная массивная кабельная сеть от датчиковой и преобразующей аппаратуры и агрегатов автоматики до АБ АСУД сводится к минимуму.

Комплексная отработка двигателя 11Д58МФ

Расчётными и экспериментальными работами в настоящее время подтверждены основные технические характеристики агрегатов двигателя 11Д58МФ.

Идеологией создания двигателя 11Д58МФ, заложенной в комплексной программе экспериментальной отработки и других организационных документах, предусмотрено поэтапное подтверждение характеристик двигателя. Все агрегаты на

первом этапе испытываются автономно. В частности, для проведения испытаний ТНА создана экспериментальная установка, включающая в свой состав штатный газогенератор, опытная камера сгорания и стендовые агрегаты пневмогидроавтоматики. В дальнейшем эта установка будет проходить модернизацию, её элементы будут заменяться штатными. Экспериментальная установка позволит исследовать работу маршевого двигателя и его агрегатов (в том числе запуск, регулирование и останов) до начала изготовления и доводочных испытаний полноразмерных маршевых двигателей. В составе установки будут обрабатываться и алгоритмы АСУД.

Методический подход, основанный на автономных испытаниях каждого элемента двигателя, отработке циклограммы запуска и останова двигателя на экспериментальной установке, обеспечивает гибкость процесса разработки двигателя и позволяет оперативно вносить уточнения и усовершенствования. До начала изготовления доводочных маршевых двигателей будет отработано большинство принятых технических решений.

Библиографический список

1. Лупяк Д.С., Лакеев В.Н. Исследования по созданию разгонного блока с повышенными энергомассовыми характеристиками // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2011. № 5. С. 26-29.

2. Аверин И.Н., Егоров А.М., Тупицын Н.Н. Особенности построения, экспериментальной отработки и эксплуатации двигательной установки разгонного блока ДМ-SL комплекса «Морской старт» и пути её дальнейшего совершенствования // Космическая техника и технологии. 2014. № 2(5). С. 62-73.

3. Катков Р.Э., Лозино-лозинская И.Г., Мосолов С.В., Смоленцев А.А., Соколов Б.А., Соколова Н.А., Стриженко П.П.,

Тупицын Н.Н. Результаты огневых испытаний экспериментальных камер сгорания ЖРД с кислородным охлаждением // Известия РАН. Энергетика. 2013. № 1. С. 34-43.

4. Красмаш - космосу // Синева. 2013. № 5-6. С. 2-3. <http://www.krasm.com/about/kmz.aspx?itemid=13>

5. Семёнов Ю.К. Основные особенности пневмогидравлических систем разгонных блоков // Сборник научных трудов «Жидкостные ракетные двигатели, созданные ОКБ-1–ЦКБЭМ–НПО «Энергия» – РКК «Энергия» (1957-2009)». Серия XII, выпуск 1-2. Королёв: РКК «Энергия», 2009. С. 114.

Информация об авторе

Смоленцев Александр Алексеевич, главный конструктор двигателей, двигательных и энергетических устано-

вок, руководитель НТЦ, Ракетно-космическая корпорация «Энергия». E-mail: alexander.smolentsev@rsce.ru. Об-

ласть научных интересов: электроракетные двигатели, электроракетные двигательные установки, системы хранения и

подачи рабочего тела, жидкостные ракетные двигатели, энергетические установки.

EXPERIENCE IN THE DEVELOPMENT OF 11Д58МФ LIQUID ROCKET ENGINES

©2014 A.A. Smolentsev

JSC RSC Energia, Korolyov, Russian Federation

The article presents an analysis of the design work carried out in the design of liquid rocket engine (LRE) 11Д58МФ developed by JSC "RSC" Energy "for the upper stage (RB) ДМ. The developed liquid fuel rocket engine has a number of features that require innovative approaches to its design. The structure of the engine including experienced combustion chamber, the control system with functions for diagnostics and emergency protection, power supply of oxidizer and fuel tank with elements of devices that provide a guaranteed intake of propellants during his multiple inclusions, blocks thrusters operating on gaseous oxygen and providing impetus pre-launch booster and orientation in flight. The cooling chamber is performed without the use of liquid oxygen internal cooling is performed with a nozzle chamber with uncooled high expansion rationozzle. Workflow efficiency in the combustion chamber is provided by a slit mixing head, which uses the circuit components of mixed fuel: jet fuel into razing oxidant stream. Basic design and engineering solutions for combustion chamber: the use of a slit mixer-term head of the engine, performing geometry of cooling path with variable height, thickness and angle of the ribs to the axis of the chamber, the technology of manufacturing, assembly and soldering the mixing head and combustion chamber have been experimental testing. The LRE-linen design process was defined the composition of pneumohydroautomatic equipment, small draft engines block, autonomous system universal and can be used in the development of similar engines.

The upper stage, liquid-fuel rocket engine combustion chamber, mixing of slit-cleverly tract cooling units, pneumohydroautomatic equipment, autonomous control system.

References

1. Loupiak D.S., Lakeev V.N. Researches on development of the upper stage with improved energy and mass parameters // Vestnik NPO im. S.A. Lavochkina. 2011. No. 5. P. 26-29. (In Russ.)
2. Averin I.N., Egorov A.M., Tupitsyn N.N. Special features of architecture, developmental testing and operation of the propulsion system for the upper stage block DM-SL used in the sea launch complex and avenues to its further improvement // Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii. 2014. No. 2(5). P. 62-73. (In Russ.)
3. Katkov R.E., Lozino-Lozinskaya I.G., Mosolov S.V., Smolentsev A.A., Sokolov B.A., Sokolova N.A., Strizhenko P.P., Tupitsyn N.N. Test Results of Experimental
4. Rocket Engine Chambers for DM Upper Stage with Liquid Oxygen Cooling // Izvestiya RAN. Energetika. 2013. No. 1. P. 34-43. (In Russ.)
5. From Krasnash to Space // Sineva. 2013. No. 5-6. P 2-3. Available at: <http://www.krasnash.com/about/kmz.aspx?itemid=13> (accessed 12.05.2014)
6. Semenov Yu.K. Main features of Upper Stage Pneumohydraulic Systems // RSC Energia Bulletin "Liquid Rocket Engines Developed in OKB-1 – TsKBEM – NPO Energia – RSC Energia (1957-2009)". Series XII, Issue 1-2. Korolev: S.P. Korolev rocket and space corporation «Energia» Publ., 2009. P. 114. (In Russ.)

About the author

Smolentsev Alexander Alexeyevich, General Designer for propulsion and power systems, Head of STC at RSC Energia. E-mail: alexander.smolentsev@rsce.ru. Area of

Research: electric thruster, electric propulsion systems, storage and supply systems, liquid-propellant rocket engine, power plants.