

Статья поступила в редакцию 06.03.2012. Ред. рег. № 025/12. УДК 629.7.036.54-63  
Заключение совета рецензентов: 11.03.2012. Заключение совета экспертов: 16.03.2012. Принято к публикации 21.03.2012.

## **«Водородный» опыт – надежная основа для создания многоразового метанового ЖРД**

**А.Ф. Ефимочкин, В.С. Рачук, А.В. Шостак**

ОАО КБХА,  
д.20, ул.Ворошилова, г.Воронеж, Россия, 394006,  
тел. (473) 234-65-65, 263-36-80; факс (473) 234-65-71, 276-84-40.  
E-mail: cadb@comch.ru

В 1976–1994 годах в КБХА был создан маршевый кислородно-водородный ЖРД РД0120 с абсолютной тягой 2 МН. С помощью этого двигателя дважды был совершен полет космической ракеты «Энергия» (15.05.1997 г. и 15.11.1998 г. с орбитальным кораблем «Буран»).

Специфические свойства водорода как криогенного горючего потребовали применения новых подходов в проектировании и экспериментальной отработке по отношению к работам по ранее создаваемым ЖРД. Высокие требования к надежности и безопасности применения двигателя на ракете предопределили новизну и сложность задачи, которые повлекли необходимость технологического переоснащения производства, строительства новых испытательных стендов и экспериментальных установок, выполнения большого объема экспериментальных исследований.

КБ химавтоматики, создав кислородно-водородный двигатель РД0120, приобрело ценный практический опыт работ с криогенной топливной парой и создало научно-технический задел для работ по созданию новых криогенных двигателей, в том числе многоразового двигателя, использующего в качестве горючего близкий по своим химико-физическим свойствам к водороду сжиженный природный газ (метан).

Ключевые слова: кислородно-водородный двигатель, криогенное горючее, маршевый двигатель.

The article has entered in publishing office 06.03.2012. Ed. reg. № 025/12. УДК 629.7.036.54-63  
Referred: 11.03.2012. Expertise: 16.03.2012. Accepted: 21.03.2012

## **«Hydrogen handling» experience is reliable base for development of reusable methane LPRE**

**A.F. Efimochkin, V.S. Rachuk, A. V. Shostak**

OSC KBKhA, +7(473) 234-61-25, факс +7(473) 276-84-40, e-mail:cadb@comch.ru

In 1976–1994 KBKhA developed LOX–LH<sub>2</sub> sustainer engine RD0120 providing absolute thrust 2 MN. The launcher «Energia» made two flights with the help of this engine (15.05.1997 and 15.11.1998 with the orbital spacecraft «Buran»).

Specific properties of hydrogen as cryogenic fuel required the application of new approaches for development and experimental phase as compared to the works carried out with previous LPREs. High reliability and safety requirements to engine use in LVs defined novelty and complexity of the task entailing the necessity of production base technological reequipment, construction of new test stands and experimental units, performance of large scope of experimental studies.

Through the development of the LOX–LH<sub>2</sub> engine KBKhA gained valuable practical experience for handling cryogenic propellants and created scientific-technical reserve for the works related to the development of new cryogenic engines including reusable engine operating with liquefied natural gas (methane) which physicochemical characteristics are close to hydrogen ones.

Keywords: oxygen-hydrogen engine, cryogenic fuel, sustainer engine.

ОАО КБХА [1], приступив в 1976 г. к разработке кислородно-водородного двигателя РД-0120 тягой 2 МН, имело уже значительный опыт создания ЖРД космического применения. С 1958 г. КБХА активно участвовало в создании ЖРД третьей ступени ракеты-носителя «Луна», а в 1959–1960 годах создало кислородно-керосиновый двигатель тягой 0,056 МН с удельным импульсом тяги 323,5 с для третьей ступени ракеты-носителя «Восток», которая вывела в апреле 1961 г. на орбиту Земли пилотируемый корабль с Ю.А. Гагариным. В 1963 г. была завершена разработка двигателя РД-0110 на тех же компонентах топлива тягой 0,3 МН и удельным импульсом 326 с, который эксплуатируется по сегодняшний день в составе третьей ступени ракет-носителей серии «Союз».

В 1965 году был создан новый маршевый двигатель РД-0210 на топливе азотный тетроксид + несимметричный диметилгидразин тягой 0,59 МН и удельным импульсом тяги 326 с, а также рулевой двигатель тягой 30 КН на том же топливе. Эти двигатели, начиная с 1965 года, эксплуатируются на второй и третьей ступенях ракеты-носителя «Протон».

Двигатель РД-0210 выполнен с окислительным газогенератором по схеме с дожиганием газа после турбины в основной камере при давлении 15 МПа.

Приобретенный инженерный опыт проектирования и отработки названных двигателей, создания при этом кооперации отечественных предприятий и научно-исследовательских институтов создали хорошие предпосылки для развертывания работ по новому для

того времени криогенному двигателю РД-0120.

Ряд особенностей двигателя РД-0120 (рис. 1) по сравнению с ранее созданными в КБХА двигателями, такие как:

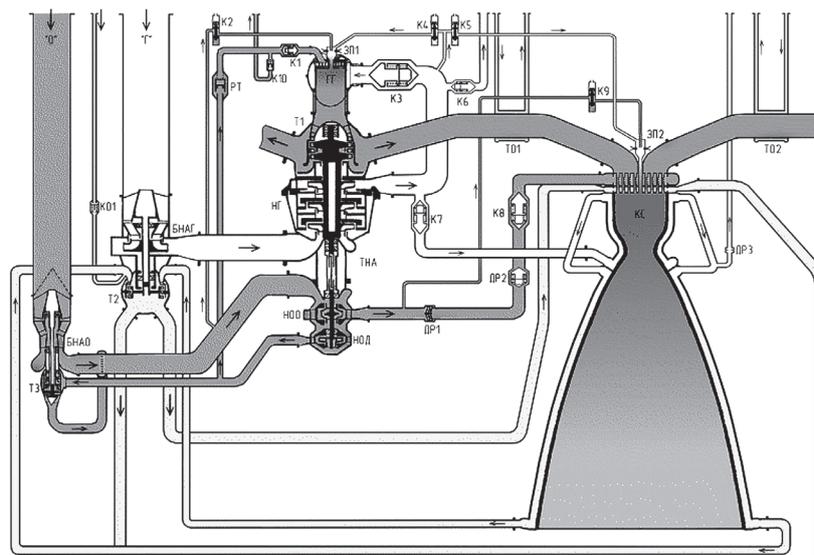
- использование водорода в качестве горючего;
- большой уровень тяги (2 МН);
- высокий требуемый удельный импульс тяги (455с);
- длительное время работы в полете (500 с);
- многократность включения (для контрольных испытаний до полета);
- высокие требования к надежности и безопасности, предопределили новизну и сложность задачи, повлекшие необходимость технологического переоснащения производства, строительства новых испытательных стендов и экспериментальных установок, выполнения большого объема дополнительных экспериментальных исследований, максимального использования опыта как отечественных предприятий, так и зарубежных фирм.

На этапе проектирования большое внимание было уделено выбору принципиальной схемы двигателя. Для обеспечения требуемого удельного импульса тяги в заданных габаритах было выбрано давление в камере сгорания на уровне 20–21 МПа и признано необходимым применить схему с дожиганием восстановительного газа после турбины.

Схема с дожиганием, широко используемая на современных двигателях, позволяет получить удельный импульс тяги на 10–15с больше по сравнению со схемой без дожигания.



**Рис.1.** Внешний вид двигателя РД0120  
**Fig. 1.** Engine RD0120 external view



**Рис.2.** Принципиальная пневмогидравлическая схема двигателя РД0120  
**Fig. 2.** Principal flow schematic of the RD0120 engine

Были исследованы различные варианты принципиальных схем с дожиганием:

вариант 1 – с двумя газогенераторами и двумя раздельными турбонасосными агрегатами (ТНА) для подачи окислителя и горючего;

вариант 2 – с одним газогенератором и параллельным питанием турбин двух ТНА;

вариант 3 – с одним газогенератором и последовательным питанием турбин двух ТНА;

вариант 4 – с одним газогенератором и одним (одновальным) ТНА.

Схемы с двумя ТНА энергетически более выгодны, так как позволяют для каждого насоса выбрать оптимальные числа оборотов. С точки зрения регулирования определенными преимуществами обладает первый вариант, так как он позволяет изменять режимы по тяге и соотношению компонентов тремя дросселями в магистралях малых расходов окислителя и горючего газогенератора ТНА окислителя и в магистрали окислителя газогенератора ТНА горючего.

Схемы с одним генератором и двумя ТНА по вариантам 2 и 3 различаются между собой тем, что в третьей схеме можно уменьшить число ступеней турбины ТНА окислителя при одинаковых КПД. Однако при последовательном расположении турбин может быть значительным их взаимное влияние.

Все три первые схемы имеют общий недостаток – усложнена синхронизация оборотов ТНА окислителя и горючего на запуске и переходных режимах, поскольку валы насосов окислителя и горючего не связаны механически и для согласования частот вращения роторов необходимы специальные синхронизирующие устройства, включающие в себя чувствительные элементы, преобразующие устройства и регулирующие органы.

Кроме того, при двух генераторах возникает необходимость смешения «мятого» газа с различной температурой, что приводит к снижению удельного импульса тяги.

Последняя схема с одновальным ТНА, несколько уступая предыдущим по оптимальности энергетических характеристик системы подачи, позволяет существенно облегчить решение проблемы запуска двигателя. Эта схема также обеспечивает более надежное разделение компонентов (отсутствует уплотнение между восстановительным газом турбины и кислородным насосом высокого давления) с меньшим расходом гелия для этого и имеет лучшие массовые характеристики. Исходя из сказанного, для двигателя РД-0120 применена схема с одновальным ТНА (рис. 2).

Обеспечение работы насосов ТНА без кавитации при заданных низких потребных превышениях входных давлений компонентов топлива над упругостью насыщенных паров (водород – 35 кПа, кислород – 110 кПа) привело к необходимости иметь в схеме двигателя бустерные насосные агрегаты (БНА).

Важным фактором при оптимизации схемы является выбор рабочего тела для привода турбин бустерных насосных агрегатов. Так как мощность насоса окислителя составляет только около 30% мощности ТНА, отбор кислорода на привод БНА окислителя незначительно влияет на суммарную мощность ТНА, а конструкция бустера существенно упрощается по сравнению с вариантом газового привода, поэтому для БНА окислителя принята гидротурбина с приводом жидкостью, отбираемой от генераторного насоса окислителя.

Привод газовой турбины БНА водорода первоначально было принято осуществлять генераторным газом, а на последующих этапах доводки – газообразным водородом, отбираемым из тракта охлаждения камеры.

Использование такого водорода, а не водорода, газифицированного в газогенераторе, является более оптимальным, так как позволяет обеспечить необходимую мощность турбины основного ТНА при более низкой температуре генераторного газа за счет сохранения максимального расхода водорода на привод основной турбины.

Следующими особенностями выбранной принципиальной схемы двигателя РД-0120 являются:

- применение трехступенчатого водородного насоса и двух параллельно работающих кислородных насосов для подачи кислорода в камеру сгорания и газогенератор;
- охлаждение камеры частью расхода водорода (примерно 22%), отбираемого на выходе из третьей ступени насоса;
- использование гидравлического регулятора расхода окислителя по линии газогенератора с электромеханическим управлением настройки режима работы;
- использование гидравлического дросселя по линии кислорода камеры сгорания с электромеханическим приводом для изменения соотношения компонентов топлива;
- применение автоматически работающего гидравлического дросселя, установленного по линии окислителя камеры для обеспечения необходимого графика изменения соотношения компонентов топлива в камере при запуске.

Двигатель, несмотря на одноразовое использование в полете, выполнен в многоразовом варианте (многоразовость обеспечивается электропневматическим приводом клапанов горючего и окислителя).

Кроме создания осевой тяги двигатель обеспечивает возможность получения боковых усилий за счет отклонения двигателя в двух взаимно перпендикулярных плоскостях на угол  $\pm 11$  град. В узле подвеса применен антифрикционный материал «Афтал».

Двигатель также обеспечивает подачу на борт изделия газообразного водорода для наддува бака горючего и привода агрегатов гидроэнергоснабжения ракеты, подогрев гелия для наддува бака окислителя.

Двигатель в итоге включает в себя следующие основные агрегаты и систему: камеру, систему подачи компонентов топлива, газогенератор, систему управления, систему регулирования, систему продувки, систему зажигания, систему наддува баков, подвеску.

Топливо в камеру поступает при помощи системы подачи, которая включает турбонасосный агрегат, бустерный насосный агрегат горючего, бустерный насосный агрегат окислителя. Рабочие колеса центробежных насосов горючего и окислителя расположены на одном валу турбонасосного агрегата.

Вал приводится во вращение газом, вырабатываемым в газогенераторе.

Система управления включает пневмоклапаны, баллоны со сжатым гелием и электропневмоклапаны. Пневмоклапаны являются исполнительными агрегатами управления запуском и остановом двигателя. Открытие клапанов обеспечивается подачей напряжения на соответствующие электропневмоклапаны. Гелий из баллонов через электропневмоклапан подается в управляющие полости пневмоклапанов.

Система регулирования включает регулятор, дроссель, пусковой дроссель. Регулятор, являясь исполнительным органом системы регулирования по тяге, служит для обеспечения управляемого запуска, поддержания заданного режима работы двигателя, его изменения по команде от системы управления.

Дроссель является исполнительным агрегатом системы регулирования по соотношению компонентов. Пусковой дроссель обеспечивает программное изменение соотношения компонентов топлива в камере при запуске.

Система продувки обеспечивает газодинамическое разделение компонентов топлива в жидкостных магистралях.

Система плазменного зажигания включает запальники форкамерно-факельного типа и служит для

воспламенения компонентов топлива в камере сгорания и газогенераторе. Гелий для наддува бака окислителя подогревается в теплообменниках. Газообразный водород для наддува бака горючего, питания рулевых машин и турбогенераторной системы электроснабжения отбирается после тракта охлаждения камеры сгорания.

Двигатель оснащен датчиками систем аварийной защиты и диагностики.

Для контроля состояния двигателя в системе аварийной защиты используются следующие параметры: температура газа перед основной турбиной, частота вращения роторов основного турбонасосного агрегата и бустерных насосных агрегатов горючего и окислителя, температура газа в запальном устройстве сгорания, осевое перемещение ротора насоса окислителя и перепады давлений в дренажных полостях узла уплотнений между насосами водорода и кислорода, давление управляющего газа в командной полости клапана горючего газогенератора.

Перечисленные параметры задействованы в системе аварийной защиты по специальным алгоритмам, позволяющим контролировать в процессе работы двигателя изменения, как самих параметров, так и некоторых их производных по времени.

Система технического диагностирования двигателя состоит из следующих подсистем:

- тестового диагностирования при контроле технического состояния (КТС) материальной части двигателя;
- диагностирования по функциональным параметрам, измеряемым в процессе пуска.

Подсистема тестового диагностирования двигателя включает в себя комплекс работ по КТС агрегатов, систем и двигателя в целом, выполняемого до и после каждого огневого испытания и позволяет сравнить информацию с ранее полученной на этом экземпляре двигателя и со статистикой, накопленной за предыдущее время отработки двигателя.

КТС состоит из контроля состояния наружных и внутренних поверхностей двигателя и его, наиболее нагруженных агрегатов, контроля внутренней и наружной герметичности, контроля функционирования линий продувок, системы управления, магистралей питания запальных устройств, контроля функционирования агрегатов автоматики и регулирования, зажигания, характеристик датчиков телеметрических измерений и аварийной защиты, моментов вращения роторов агрегатов подачи.

Подсистема диагностирования по функциональным параметрам включает совокупность мероприятий по

обработке, анализу и оценке функциональных параметров работы двигателя и решает задачи оценки выполнения двигателем заданных функций и выдачи информации о возможных местах проявившихся неисправностей. С этой целью осуществлен выбор наиболее информативных, по возможности комплексных, критериев диагностирования. Положительным критерием диагностирования является попадание значения диагностического параметра в допусковую область, назначенную на основании статистической модели двигателя с учетом статистической обработки значений, полученных при анализе удовлетворительных испытаний. В состав диагностических параметров входят:

- времена фактического срабатывания агрегатов автоматики и функционирование органов регулирования;
- параметры, определяющие запуск и выключение запальных устройств, газогенератора и камеры;
- медленноменяющиеся и быстропеременные параметры стационарных режимов.

Подсистема функционирует автоматически на ЕС ЭВМ с помощью разработанного КБХА единого комплекса прикладных программ оценки функционирования двигателя.

**Таблица.** Основные параметры и характеристики двигателя РД-0120

**Table.** The main parameters and characteristics of the RD-0120

Тяга в пустоте, МН	1,96
Удельный импульс тяги в пустоте, с	455
Давление в камере сгорания, МПа	22,3
Температура газа перед турбиной, К	800
Соотношение компонентов	6 : 1
Диапазон дросселирования, %	до 45
Геометрическая степень расширения сопла	85,7 : 1

*Габариты, мм*  
*Dimensions in mm*

Высота	4550
Диаметр среза сопла	Ю2420

Подсистема оценки результатов тестового и функционального диагностирования включает в себя комплекс технических средств и методов КТС материальной части двигателя на всех этапах его жизненного цикла, а также совокупность организационно-технических мероприятий по подготовке и

проведению КТС, сбору, преобразованию, хранению, анализу и оценке информации о техническом состоянии с учетом результатов всех огневых испытаний, а также принятию решения о техническом состоянии двигателя между испытаниями и допуске двигателя к очередной работе.

В процессе отработки двигателя был выявлен и решен ряд проблем, в частности:

- решена проблема стабильного поджига компонентов топлива с помощью электроплазменных запальных устройств камеры сгорания и газогенератора. Отработаны надежный запуск и вся циклограмма работы двигателя;
- найдено оптимальное конструктивно-технологическое решение по крыльчаткам водородного насоса, удовлетворяющее условиям прочности. Окружная скорость разрушения при температуре жидкого водорода составляет 930 м/с;
- найдены эффективные решения по предотвращению возгорания в среде жидкого кислорода деталей насосов окислителя высокого и низкого давления;
- изучены механические свойства конструкционных материалов в условиях высоких давлений водородной среды разной температуры. Найдены материаловедческие, технологические и конструкторские решения по обеспечению длительной прочности деталей, работающих в водороде;
- найдены технологические решения получения цельных колес турбин из гранульных заготовок дисков;
- разработана эффективная совокупность диагностических параметров и алгоритмов системы аварийной защиты;
- обеспечена устойчивость рабочих процессов в камере и газогенераторе;
- отработан комплекс мероприятий и средств межпускового диагностирования двигателя;
- созданы конструкции уплотнительных элементов, обеспечивающих герметичность двигателя на стоянке и при работе;
- создано антифрикционное покрытие «Афтал» с коэффициентом трения  $0,018 \div 0,02$ , способное работать без смазки с удельным давлением до 250 МПа;
- отработана циклограмма стабильного выключения двигателя ;
- обеспечена высокая общая надежность и безопасность двигателя, в том числе для применения на пилотируемых носителях.

По состоянию по 1994 г. проведено 812 огневых испытаний двигателя (без КТИ) при общей наработке

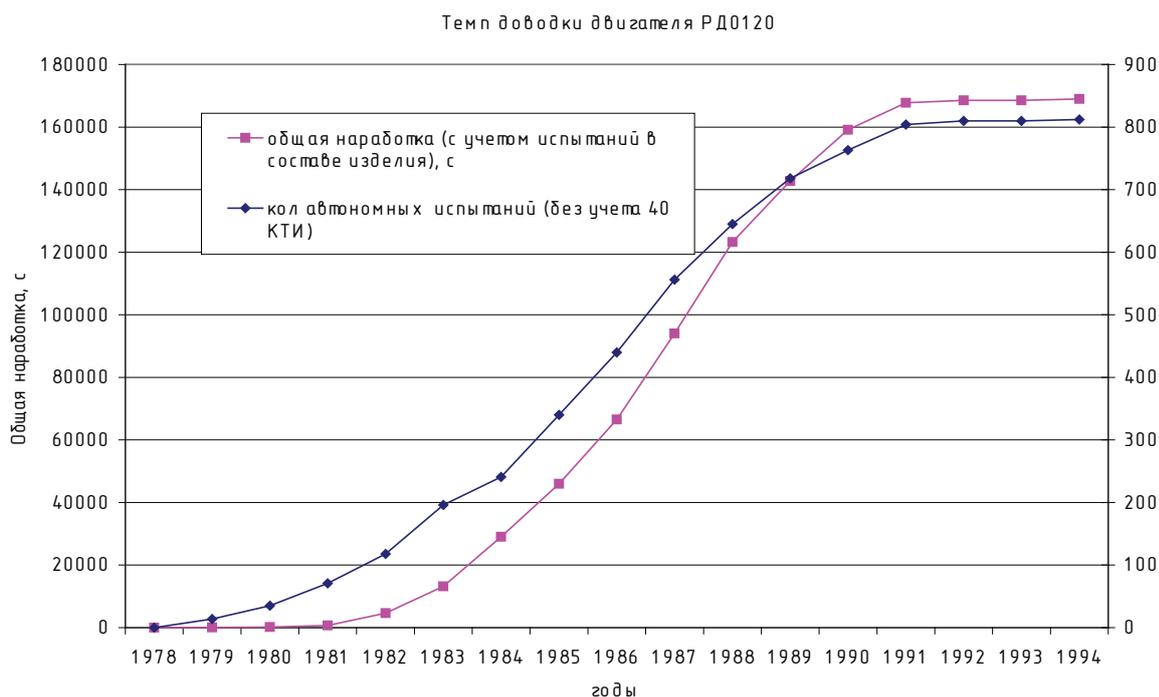


Рис.3. Данные по динамике отработки двигателя РД0120  
 Fig. 3. RD0120 Engine final development dynamics data

порядка 170 тыс. секунд. Темп проведения испытаний и набора наработки иллюстрируется рис. 3.

Проведены также полноресурсные огневые испытания комплекта двигателей в составе стендовой ступени на универсальном «стенде-старте» и летные испытания двух комплектов двигателей в составе ракеты-носителя «Энергия» 15.05.87 г. и 15.11.88 г. (последнее с орбитальным кораблем «Буран»).

В процессе разработки двигателя РД-0120 созданы:

- производственная база с уникальным технологическим оснащением;

- три стенда для огневых испытаний двигателя тягой до 3 МН, позволяющих проводить непрерывное испытание длительностью до 1500 с;

- водородный и кислородный криогенные стенды для автономных испытаний насосов горючего и окислителя на натуральных жидкостях ;

- комплекс газодинамических и гидравлических стендов для испытаний насосов, турбин и других агрегатов на модельных жидкостях на режимах, близких к рабочим;

- комплекс стендов для испытаний агрегатов на прочность, герметичность и работоспособность в среде жидкого кислорода и азота;

- разгонный стенд для испытаний рабочих колес насосов при криогенной температуре;

- комплекс стендов, обеспечивающих балансировку роторов на частоте вращения, близкой к рабочей;

- комплекс установок для испытаний подшипников и уплотнений на жидких водороде и кислороде;

- комплекс стендов для вибрационных, ударных и циклических испытаний;

- оборудование для термоклиматических, вакуумных и других видов испытаний.

В процессе экспериментальной отработки двигателя на отдельных экземплярах были достигнуты уникальные результаты, свидетельствующие о наличии в конструкции двигателя значительных запасов работоспособности.

В частности, была продемонстрирована возможность работы двигателя на уровне 22,9% форсирования по тяге. Многие экземпляры двигателя выдерживали по 10 и более включений (на одном двигателе было реализовано 33 включений). Максимальная наработка на одном экземпляре двигателя составила 4073 с, максимальная длительность непрерывной работы на номинальном режиме составила 1202 с.

КБ химавтоматики, создав кислородно-водородный двигатель РД0120, приобрело ценный практический опыт работ с криогенной топливной парой и создало научно-технический задел, позволяющий уверенно прогнозировать успех в случае начала работ по

созданию криогенного двигателя, в том числе много-разового двигателя, работающего на компонентах топлива кислород–СПГ(метан).

Сжиженный природный газ (СПГ) близок по своим химико-физическим свойствам к водороду (см. табл.2), что позволяет (и даже обуславливает необходимость) использования «водородного» опыта в работах по созданию кислородно-метановых ЖРД.

Сегодня в отрасли на «повестке дня» стоит вопрос о создании кислородно-метанового ЖРД тягой 200 тс для многоразовой первой ступени космической РН [2]. Отличительной особенностью такого двигателя являются кратность использования в полетах (до 25 и более) и возможность форсирования двигателя в полете до уровня тяги, составляющего 133% от его номинального значения, при обеспечении высоких показателей надежности и безопасности (вероятность безотказной работы – на уровне 0,999 и вероятность безаварийной работы – на уровне 0,9999).

Таких показателей не имеет ни один из отечественных или зарубежных ЖРД. Наиболее близким прототипом по кратности полетного использования является американский кислородно-водородный ЖРД RS–24 (SSME), средняя кратность полетов для которого была достигнута на уровне 10 (в результате 30-летней доводки, совмещенной с эксплуатацией).

Как показывают опыт и расчетные оценки, критичными элементами ЖРД по циклической долговечности являются, прежде всего, лопатки турбины, причем количественно показатели долговечности непосредственно зависят от температуры газа перед турбиной.

На рис.4 представлена расчетная кривая, отражающая сказанное применительно к типовой конструкции и типовым материалам, используемым в турбинах отечественных ЖРД. Там же нанесены данные по достигнутым результатам для некоторых двигателей, находящихся (или находившихся) в эксплуатации (SSME, РД180 [3], РД0120). Как видно из рис.4, экспериментальные точки плохо ложатся на расчетную кривую, располагаясь ниже этой кривой. Это говорит о том, что расчетные методы нуждаются в совершенствовании. Тем не менее, характер расчетной кривой указывает на то, что для увеличения кратности использования двигателя требуется снижать температуру газа на турбине.

Например, для реализации кратности использования двигателя на уровне 20–25 необходимо обеспечить режим работы двигателя с температурой газа около 800 К.

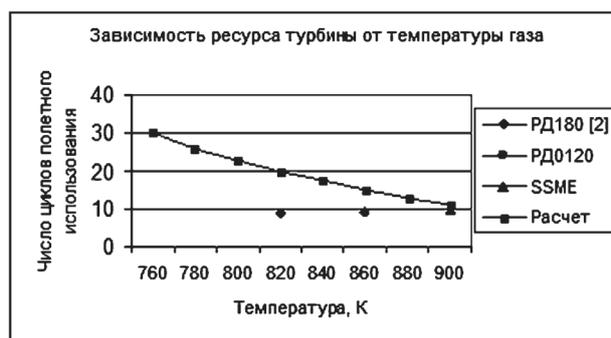


Рис.4. Расчетные и экспериментальные данные по циклической долговечности турбины

Fig.4. Estimation and experimental data on turbine cyclic life

С целью поиска путей снижения температуры газа перед турбиной были проанализированы различные варианты схемных решений по двигателю РД0162.

Среди известных принципиальных схем ЖРД с дожиганием наименьшую температуру генераторного газа можно получить для схем с окислительным газогенератором.

В зависимости от давления в камере сгорания мощностной баланс между насосами и турбиной для этих схем обеспечивается при температуре газа на уровне 650–750К.

Самым оптимальным вариантом схемного решения с данной точки зрения является вариант окислительной схемы с дополнительной турбиной на валу ТНА, приводимой в действие газифицированным горючим, прошедшим охлаждающий тракт камеры сгорания [4]. В этом случае реализуется температура газа перед турбиной на уровне 550–600 К, которая с большим запасом обеспечивает решение вопроса циклической долговечности турбины.

Существенным недостатком всех схем с дожиганием окислительного газа является наличие потенциальной опасности скоростного развития аварийной ситуации в случае возникновения дефектов в окислительном тракте двигателя.

Окислительный газовый тракт несет в себе дополнительную потенциальную опасность возгорания конструктивных элементов турбины и газопроводов. Возгорание может произойти по самым разным причинам: от трения ротора турбины о статор (например, при разрушении подшипника); от трения сопряженных деталей статора при их взаимных виброперемещениях; от ударного воздействия посторонних металлических элементов (частиц), оказавшихся в тракте, на конструктивные элементы ротора или статора турбины; от воспламенения в тракте поступивших туда

из топливного бака алюминиевых или других частиц (стружки); от воспламенения не удаленных в процессе сборки остатков смазки, масел или других веществ органического происхождения; от превышения температуры газа порога воспламеняемости материала конструкции (например, вследствие нерасчетного изменения соотношения компонентов топлива в газогенераторе при запуске, кавитации, засорения тракта окислителя между насосом и газогенератором, сбоя в работе регулятора горючего газогенератора, частичного разрушения тракта окислителя после насоса, частичной утечки окислителя из двигателя и т.п.).

Известные конструктивно-технологические мероприятия по защите турбины и газового тракта от возгорания в определенном температурном диапазоне на основе защитных покрытий решают проблему возгораемости турбины лишь частично (при этом ограничивают ресурс двигателя и повышают стоимость его изготовления и эксплуатации).

В связи со сказанным для кислородно-метанового топлива сохраняет актуальность принципиальная схема с восстановительным генератором газа, то есть та схема, которая была успешно реализована на кислородно-водородном двигателе РД0120.

Использование опыта отработки этой принципиальной схемы двигателя позволит при создании

нового двигателя на топливе кислород–метан (СПГ) существенно сократить сроки и стоимость опытно-конструкторских работ.

#### Список литературы

1. Аксенов С.П., Рачук В.С., Ефимочкин А.Ф. Опыт КБ химавтоматики в создании кислородно-водородного ЖРД РД–0120 тягой 2 МН для ракеты-носителя «Энергия»// Proceedings of the Symposium «Launcher Propulsion towards the year 2010», held in Bordeaux, France on 11 & 12 June 1991, p.67–72.
2. Кузин А.И., Рачук В.С., Коротеев А.С. и др. Обоснование выбора компонентов ракетного топлива для двигательных установок первой ступени многоразовой ракетно-космической системы // НТЖ Авиакосмическая техника и технология. 2010. №11. С. 19–55.
3. Чванов В.К., Ромасенко Е.Н., Сарафасланиян Х.Б. и др. Новая методика расчетно-экспериментальной оценки НДС лопаток статора турбины ЖРД // ISSN 0869–6772. Конверсия в машиностроении. 2006. №1. С. 22–27.
4. Патент на изобретение №2352804. Россия. МПК F02K 9/44 (2006/01). Жидкостный ракетный двигатель /Ефимочкин А.Ф., Орлов В.А., Рачук В.С., Шостак А.В. // Бюл.№11. 2009.

