

РАЗРАБОТКА ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ НА КОМПОНЕНТАХ ТОПЛИВА СЖИЖЕННЫЙ ПРИРОДНЫЙ ГАЗ И КИСЛОРОД ДЛЯ МНОГОРАЗОВОЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ

© 2012 А. Ф. Ефимочкин, С. П. Хрисанфов, В. В. Голубятник, П. В. Кафарена, А. В. Елисеев

Конструкторское бюро химической автоматики, г. Воронеж

Рассмотрены некоторые вопросы создания жидкостного ракетного двигателя многократного использования на топливе кислород – сжиженный природный газ, в котором используются на валу турбонасосного агрегата две турбины, одна из которых работает на газе с избытком кислорода, а вторая – на газифицированном в охлаждающем тракте горючем. Изготовлена экспериментальная модель, проведены огневые испытания и получены основные её технические характеристики.

Жидкостный ракетный двигатель, сжиженный природный газ, принципиальная схема, экспериментальная установка, испытания.

Федеральной космической программой РФ до 2015 г. предусмотрено создание отечественного многоразового жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) для первых ступеней космических ракетносителей (РН). При этом на повестку дня выходит вопрос создания надёжных многоразовых транспортных систем как радикального средства снижения эксплуатационных расходов при реализации различных космических программ.

Начиная с 2006 г. производится финансирование конструкторских работ и в Открытом акционерном обществе «Конструкторское бюро химавтоматики» (ОАО КБХА, г. Воронеж) в рамках опытно-конструкторской работы «Двигатель 2015». (Заказчик – Государственный научный центр Федеральное государственное унитарное предприятие «Центр Келдыша»).

На основе проведённых теоретических и экспериментальных исследований [1]-[5] в качестве горючего в перспективных ЖРД предполагается использовать сжиженный природный газ (СПГ).

Преимущества СПГ по отношению к традиционным ракетным топливам:

- экологическая чистота горючего и окислителя;
- лёгкость очистки топливных трубопроводов и полостей от остатков горючего после полёта;
- энергетическая эффективность;
- отличные охлаждающие свойства, дешевизна, доступность.

Таким образом, новый ЖРД, который сможет удовлетворить новым приоритетам, должен быть многоразовым, безопасным, дешёвым в использовании и должен работать на экологически чистом топливе. При этом двигатель должен обладать высокими энергомассовыми характеристиками.

При выборе принципиальной схемы (рис. 1) и основных параметров маршевого ЖРД многократного использования [2] с целью минимизации риска создания двигателя в основу был положен принцип умеренного уровня термомеханической напряжённости основных деталей и исключения (по возможности) вопросов:

- сажеобразование в турбинном тракте при использовании восстановительного газа;
- опасность возгорания конструктивных элементов турбины, работающей на окислительном газе;
- разрушение лопаток турбин при малоцикловом нагружении;
- разрушение паяных оболочек камеры от чрезмерного статического давления горючего в охлаждающем тракте;
- повышение долговечности горячей стенки камеры сгорания.

Особенностью нового схемного решения, согласно [2], [6], представленного на рис. 1, является использование на валу турбонасосного агрегата (ТНА) двух турбин, одна из которых работает на газе с избытком кислорода, а вторая – на газифицированном в охлаждающем тракте горючем. Данная схема, относящаяся к классу схем с дожига-

нием по типу «газ-газ», позволяет реализовать необходимую мощность на валу ТНА при низких температурах газов перед турбинами. Как указано в [2], это создаёт хорошие предпосылки для достижения требуемой долговечности турбин и одновременно позволяет свести к минимуму опасность возгорания элементов конструкции окислительно-газового тракта, поскольку температура газа значительно ниже порога поджига применяемых материалов.

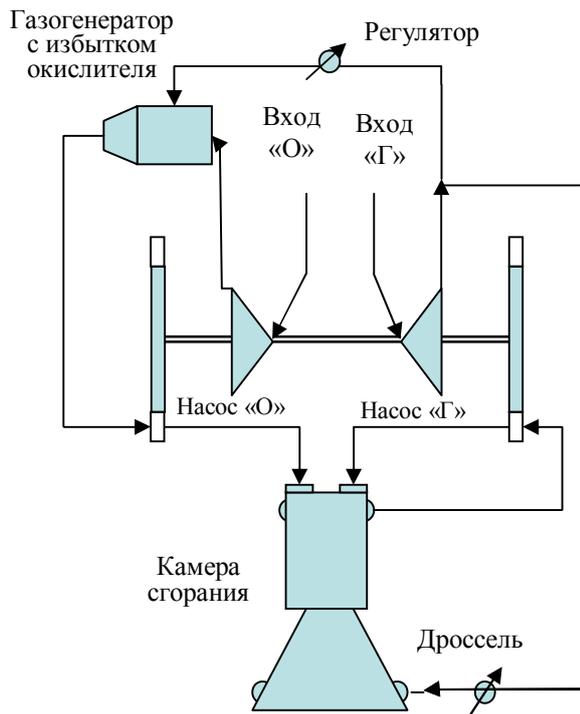


Рис. 1. Принципиальная схема перспективного ЖРД многоразового использования [2]

Наличие избыточного запаса суммарной мощности двух турбин на валу ТНА позволяет уверенно реализовывать форсированные режимы двигателя (вплоть до 35 %) без превышения допустимого уровня температур газов перед турбинами.

В последнее время в ОАО КБХА [1], [4] проводились работы по изготовлению экспериментальной установки на топливе кислород – СПГ, которая воплотила в себе новые схемно-конструктивные идеи и продемонстрировала работоспособность схемы с двухтурбинным приводом ТНА, подтвердила эффективность работы камеры со смесеобразованием по типу «газ-газ», эффективность новых алгоритмов подсистемы аварийной защиты, позволила отработать основные

технологические операции по межпусковому техническому обслуживанию.

Объектом испытания является установка для экспериментального подтверждения конструкторских решений и параметров по камере и системе подачи двигателя на топливе кислород – сжиженный природный газ (рис. 2), которая в совокупности со стендовыми системами и рамными конструкциями составляет модельный двигатель, работающий на окислительном генераторном газе и газифицированном метане.

Установка выполнена разъёмной, т. е. позволяет проводить замену отдельных агрегатов и блоков при проведении серии огневых испытаний, и состоит из следующих сборочных единиц:

- газогенератор;
- запальное устройство газогенератора;
- запальное устройство камеры;
- турбонасосный агрегат;
- камера, состоящая из блока «О», блока «Г», вставки зажигания, вставки для измерения пульсаций давления, сопла, хомута.

Сборочные единицы КС имеют автономное охлаждение водой. Специальная вставка охлаждается метаном. Сопло – неохлаждаемое.

Конструктивное исполнение основных сборочных единиц камеры сгорания и газогенератора приведены в [4].

Турбонасосный агрегат состоит из двух схожих по конструкции, симметрично расположенных блоков, каждый из которых включает насос и турбину. Насосы шнекоцентробежные, включают корпуса подвода, шнеки, центробежные рабочие колеса и корпуса насосов со спиральными отводами. Турбины осевые, включают корпуса турбин с рабочими соплами, рабочие колеса и выхлопные коллекторы.

Регистрация частоты вращения осуществляется с помощью датчика частоты вращения. Датчик установлен в корпусе подвода напротив втулки с магнитной вставкой, входящей в состав ротора.

Схема экспериментальной установки приведена на рис. 2. Часть генераторного газа из газогенератора (ГГ) поступает на раскрутку турбины насоса окислителя, а метан после охлаждения малого цилиндра идёт на раскрутку турбины насоса горючего.

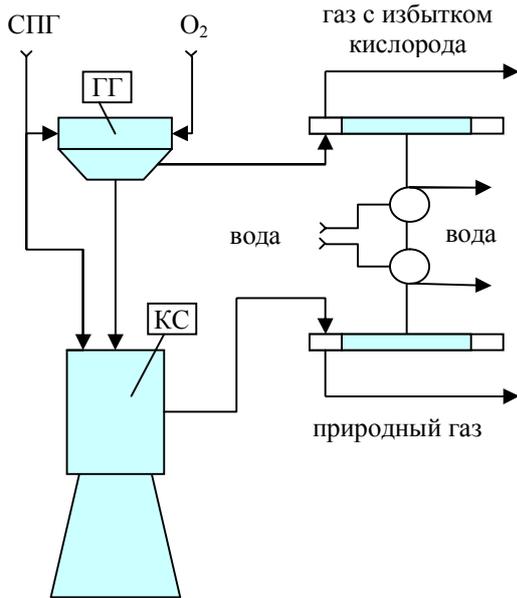


Рис. 2. Схема экспериментальной установки, моделирующая многоразовый ЖРД

Температура воды на входе в тракты охлаждения блоков находилась в пределах 280 – 300 К. Во время огневых испытаний использовались следующие компоненты: газообразный метан (природный газ с содержанием метана не менее 96%), газообразный и жидкий кислород, вода, азот, воздух. Используемые компоненты соответствовали:

- метан (природный газ) – ГОСТ 5542-87, газообразный природный газ с содержанием метана не менее 96% (по объему);
- кислород жидкий – ГОСТ 6331-78, сорт 2;
- кислород газообразный – ГОСТ 5583-78;
- вода – ГОСТ 2874-82.

Температура компонентов топлива в течение всего испытания находилась в пределах:

- кислород – 100–110 К;
- метан для газогенератора – 280–300 К.

На входных магистралях были установлены фильтры: метана – 70 мкм, кислорода – 70 мкм, азота – 20 мкм и горячего воздуха – 70 мкм.

Перед огневыми испытаниями были выполнены холодные проливки магистралей жидкого и газообразного кислорода, а также магистрали подачи газообразного метана.

Огневые испытания автономной установки проводились на двух режимах: 40% и 100%.

На рис. 3 приведена циклограмма проведения огневого испытания экспериментальной установки. Циклограмма испытаний представляет собой последовательность, по которой происходит включение и отключение подачи компонентов топлива, азота на продувку и воды – на охлаждение составных частей.

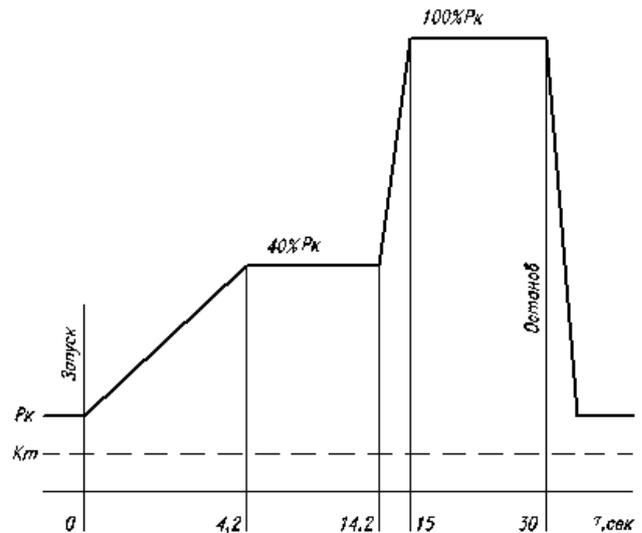


Рис. 3. Режим работы экспериментальной установки (модельного двигателя)

Цель огневых испытаний экспериментальной установки.

1. По двигателю:

- отработка элементов схемы с использованием двухтурбинного ТНА;
- отработка режимов включения запальных устройств;
- отработка режимов и циклограммы запуска газогенератора и камеры сгорания;
- отработка элементов САЗ;
- проверка сходимости расчётных моделей с экспериментом;
- накопление опыта работы с СПГ.

2. По газогенератору:

- отработка циклограммы запуска и отработка температурного режима по газу.

3. По турбонасосному агрегату:

- отработка режима начальной раскрутки при работе двух турбин;
- отработка параметров ТНА.

4. По камере:

- а) исследование рабочего процесса:

- проверка изменённых режимно-геометрических параметров смесительных элементов камеры сгорания;
- определение условий взаимодействия компонентов топлива на начальном участке зоны горения;
- определение отношения скоростей окислительного генераторного газа и газообразного метана на выходе из форсунок;
- определение перепада давления на форсунках с учётом взаимодействия и горения компонентов топлива внутри форсунок;
- определение экономичности рабочего процесса на 100% и 40% режиме P_k ;
- оценка устойчивости рабочего процесса;
- б) исследование охлаждения камеры сгорания:
 - определение распределения теплового потока по длине камеры без колец завесы;
 - определение расположения фронта горения компонентов топлива относительно огневого днища головки;
 - определение величины теплового потока, поступающего в огневое днище головки;
 - исследование охлаждения элементов камеры природным газом.

На рис. 4 приведена фотография огневого испытания экспериментальной установки.



Рис. 4. Испытания экспериментальной кислородно-метановой установки в ОАО КБХА

Длительность одного испытания по техническим возможностям стенда составляет 30 с. На каждом огневом испытании обеспечивались два режима работы.

Основные технические характеристики экспериментальной установки на топливе кислород + метан приведены в табл. 3.

Таблица 3. Параметры экспериментальной кислородно - метановой установки (номинальный режим)

Наименование параметра, размерность	Значение
Расход компонентов топлива через камеру, кг/с	5,8
Расход метана на охлаждение КС, кг/с	2
Соотношение компонентов	3,5
Давление в камере, МПа	7,9
Температура окислительного газа перед турбиной ТНА, К	580
Температура метана перед турбиной ТНА, К	375
Обороты ТНА, об/мин	27000
Время работы, с	30

Параметры, полученные при испытании, представлены на рис. 5 - 7.

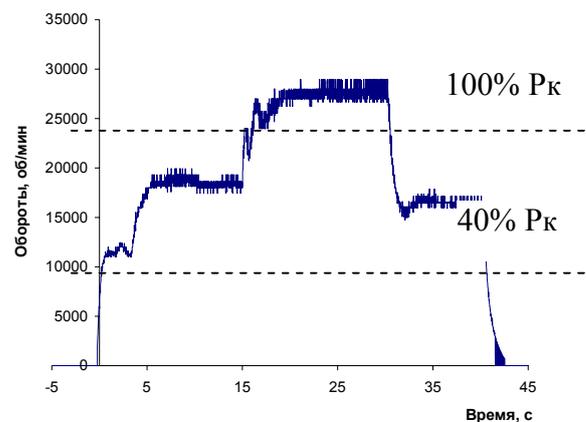


Рис. 5. График частоты вращения ротора ТНА

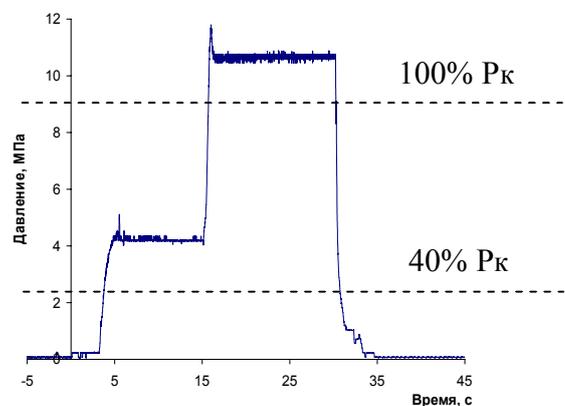


Рис. 6. График изменения давления окислительного газа в газогенераторе

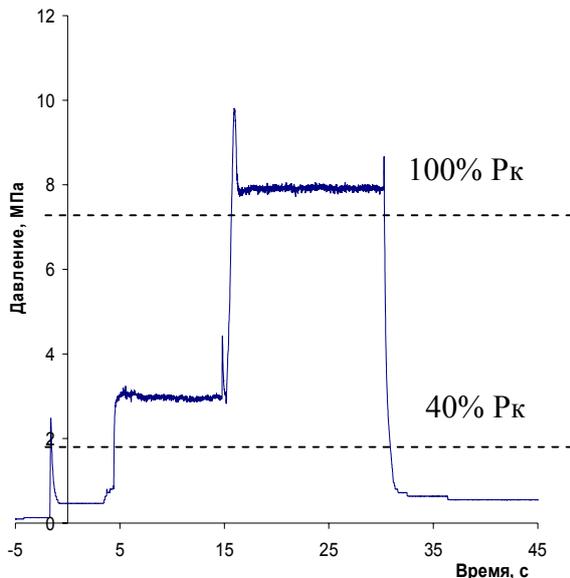


Рис. 7 График изменения давления в камере сгорания

По результатам проведённых огневых испытаний экспериментальной установки можно сделать следующие выводы.

1. Испытания моделируют основные схемные и конструктивные решения, заложенные в проекте нового перспективного кислородно-метанового ЖРД.

2. На установке проведено 11 огневых испытаний для экспериментального подтверждения конструкторских решений и параметров по камере и системе подачи двигателя на топливе кислород-метан.

3. Отработана логика и параметры системы аварийной защиты двигателя, работающего на окислительном генераторном газе и газифицированном метане.

4. Подогрев метана в цилиндре камеры сгорания составил 375 К.

5. На всех проведённых режимах рабочий процесс в камере был устойчив.

6. Запальные устройства обеспечили надёжный поджиг компонентов топлива в газогенераторе и камере сгорания.

7. Проведённые испытания подтвердили правильность решений, заложенных при разработке схемы двигателя, работающего на окислительном генераторном газе и метане с дополнительной турбиной ТНА.

8. Результаты испытаний в целом подтверждают возможность создания маршевого многоразового ЖРД на компонентах топлива кислород – СПГ по новой принципиальной схеме.

Выводы

Испытания подтверждают возможность создания маршевого кислородно-метанового ЖРД по новой принципиальной схеме: две турбины расположены на общем валу ТНА, одна из которых приводится в движение генераторным газом с избытком окислителя, а вторая – парами горючего, нагретыми в рубашке охлаждения камеры сгорания.

Результаты работы целесообразно использовать в опытно-конструкторских работах по проектированию ЖРД для многоразовых ракетно-космических систем.

Библиографический список

1. Исследование рабочего процесса в камере ЖРД, работающего на топливе сжиженный природный газ (СПГ) - кислород [Текст] / А.Ф. Ефимочкин, П.В. Кафарена, В.Р. Рубинский [и др.] // НТЖ Авиакосмическая техника и технология. – 2010. - № 4. - С. 21-25.

2. Ефимочкин, А.Ф. Жидкостный ракетный двигатель для многоразовой ракетно-космической системы [Текст] / А.Ф. Ефимочкин В.С. Рачук, А.В. Шостак. // НТЖ Авиакосмическая техника и технология. – 2010. - № 4. - С. 26-36.

3. Особенности применения маршевых ЖРД в составе первой ступени перспективной многоразовой ракетно-космической системы [Текст] / В.Е. Нестеров А.И. Кузин, В.С. Рачук [и др.] // НТЖ Авиакосмическая техника и технология. – 2010. - №3. - С. 25-32.

4. Ефимочкин, А.Ф. О работах КБХА по освоению СПГ в качестве горючего для перспективных ЖРД [Текст] / А.Ф. Ефимочкин, А.В. Шостак, С.П. Хрисанфов // МНЖ Космонавтика. – 2012. - № 1-2. - С.102-107.

5. Обоснование выбора компонентов ракетного топлива для двигательных установок первой ступени многоразовой ракетно-космической системы [Текст] / А.И. Кузин, В.С. Рачук, А.С. Коротеев [и др.] // НТЖ Авиакосмическая техника и технология. – 2010. - №1. - С. 19-55.

6. Пат. № 2352804 Российская Федерация. Жидкостный ракетный двигатель [Текст] / А.Ф. Ефимочкин, В.А. Орлов, В.С. Рачук [и др.]. Оpubл. 2009.

DEVELOPMENT LIQUID ROCKET ENGINE ON COMPONENT FUEL LIQUEFIED NATURAL GAS AND OXYGEN FOR REUSABLE SPACE LAUNCHING SYSTEMS

© 2012 A. F. Efimochkin, S. P. Khrisanfov, V. V. Golubyatnik, P. V. Kafarena, A. V. Yeliseyev

Design Bureau of Chemical Automation, Voronezh

Some problems to create a liquid rocket engine reusability of oxygen in fuel - liquefied natural gas, which uses the shaft turbopump unit two turbines, one of which runs on gas with an excess of oxygen, and the second - on the gasified fuel in the cooling path. Made an experimental model, conducted fire tests and obtained its main characteristics.

Liquid rocket engine, liquefied natural gas, fundamental schemes, experimental plant, testing.

Информация об авторах

Ефимочкин Александр Фролович, доктор технических наук, профессор, главный конструктор, Конструкторское бюро химической автоматики, г. Воронеж. Область научных интересов: разработка и испытания жидкостных ракетных двигателей различного назначения.

Хрисанфов Сергей Петрович, кандидат технических наук, ведущий конструктор, Конструкторское бюро химической автоматики, г. Воронеж. Область научных интересов: рабочие процессы в камере сгорания ЖРД.

Голубятник Вячеслав Васильевич, кандидат технических наук, начальник бригады, Конструкторское бюро химической автоматики, г. Воронеж. E-mail: slava_6123@rambler.ru. Область научных интересов: газовая динамика, конструкция ракетных двигателей.

Кафарена Павел Викторович, инженер- конструктор, Конструкторское бюро химической автоматики, г. Воронеж. Область научных интересов: рабочие процессы в камере сгорания ЖРД.

Елисеев Александр Владимирович, инженер- конструктор, Конструкторское бюро химической автоматики, г. Воронеж. E-mail: eliseev21_alex@bk.ru. Область научных интересов: анализ рабочих процессов и испытания ЖРД.

Efimochkin Alexandr Frolovich, doctor of technical sciences, professor, chief designer of Design Bureau of Chemical Automation, Voronezh. Business address: 394006, city. Voronezh, st. Voroshilova, de.20. Area of research: development and fire testing liquid rocket engines for different purposes.

Khrisanfov Sergey Petrovich, candidate of technical sciences, leading designer of Design Bureau of Chemical Automation, Voronezh. Area of research: operation processes in combustion chamber liquid rocket engines.

Golubyatnik Vyacheslav Vasilyevich, candidate of technical sciences, chief brigade of Design Bureau of Chemical Automation, Voronezh. E-mail: slava_6123@rambler.ru. Area of research: gas dynamics, design of rocket engines.

Kafarena Pavel Victorovich, design engineer of Design Bureau of Chemical Automation, Voronezh. Area of research: operation processes in combustion chamber liquid rocket engines.

Yeliseyev Aleksandr Vladimirovich, design engineer of Design Bureau of Chemical Automation, Voronezh. E-mail: eliseev21_alex@bk.ru. Area of research: analysis work processes and fire testing liquid rocket engines.