

КОНЦЕПЦИЯ СОЗДАНИЯ МНОГОРАЗОВОГО МАРШЕВОГО КИСЛОРОДНО - МЕТАНОВОГО ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ, В КОТОРОМ ИСПОЛЬЗУЕТСЯ ТУРБОНАСОСНЫЙ АГРЕГАТ С ДВУМЯ РАЗНЕСЕННЫМИ ТУРБИНАМИ НА ОДНОМ ВАЛУ

И.И. Белоусов, В.В. Голубятник, А.В. Елисеев, А.Ф. Ефимочкин, С.Н. Козлов

Рассмотрена концепция маршевого многоразового жидкостного ракетного двигателя на компонентах топлива кислород – сжиженный природный газ (метан), в котором используется турбонасосный агрегат с двумя турбинами на одном валу, одна из которых работает на газе с избытком кислорода, а вторая – на газифицированном в охлаждающем тракте камеры горючем. Представлены материалы по проведенным огневым испытаниям экспериментальной установки и получены основные ее технические характеристики. Приведены перспективные компоновочные схемы полноразмерных жидкостных ракетных двигателей тягой 390 и 1960 кН

Ключевые слова: жидкостный ракетный двигатель, сжиженный природный газ, принципиальная схема, экспериментальная установка, испытания

Одним из основных нерешенных вопросов в мировой и отечественной ракетно-космической индустрии является вопрос выбора концепции двигателя многократного использования для перспективной многоразовой ракетно-космической системы. В планах создания перспективных отечественных ракетных комплексов рассматривается возможность применения нового криогенного горючего – сжиженного природного газа (СПГ) [1], которое, занимая по своим физико-химическим свойствам промежуточное положение между водородом и керосином, привлекает разработчиков космических систем возможностью получения оптимальных характеристик.

В частности, для многоразовых космических ракет-носителей применение СПГ (метана) позволит существенно удешевить эксплуатацию носителя, с одной стороны, за счет низкой стоимости этого компонента ракетного топлива, а, с другой стороны, что более важно, за счет простоты и малой трудоемкости работ по техническому обслуживанию в межполетный период.

Начиная с 2006 г. по кислородно-метановым ЖРД проводятся конструкторские работы в Открытом акционерном обществе «Конструкторское бюро химавтоматики» (ОАО КБХА).

Белоусов Игорь Иванович – ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, заместитель генерального директора, тел. (499) 749–99–34
Голубятник Вячеслав Васильевич - КБХА, начальник бригады, канд. техн. наук, тел. (473) 234–64–93
Елисеев Александр Владимирович - КБХА, инженер-конструктор; ВГУ, аспирант, тел. (473) 234 - 64 - 94, e-mail: cadb@comch.ru.
Ефимочкин Александр Фролович – КБХА, главный конструктор; ВГУ, д-р техн. наук, профессор, тел. (473) 263–38–73
Козлов Сергей Николаевич – КБХА, ведущий конструктор, тел. (473) 234-65-32

При выборе схемы (рис. 1) [4] и основных параметров маршевого ЖРД многократного использования с целью минимизации риска создания двигателя в основу был положен принцип умеренного уровня термомеханической напряженности основных деталей и исключения (по возможности) следующих проблемных вопросов:

- сажеобразования в турбинном тракте при использовании восстановительного газа;
- опасности возгорания элементов турбины, работающей на окислительном газе;
- разрушения лопаток турбин;
- повышение долговечности горячей стенки камеры;
- разрушения паяных оболочек камеры от высокого статического давления горючего в охлаждающем тракте.

Особенностью нового схемного решения, согласно [2] и [3], представленного на рис. 1, является использование на валу турбонасосного агрегата (ТНА) двух турбин, одна из которых работает на генераторном газе с избытком кислорода, а вторая – на СПГ (метане) газифицированном в охлаждающем тракте камеры.

Данная схема, относящаяся к классу схем с дожиганием по типу «газ-газ», позволяет реализовать необходимую мощность на валу ТНА при низких температурах продуктов сгорания перед турбинами. Как указано в [2], это создает хорошие предпосылки для достижения требуемой долговечности лопаток турбин и одновременно позволяет свести к минимуму опасность возгорания элементов конструкции окислительного газового тракта, поскольку температура газа значительно ниже порога поджига применяемых материалов.

Наличие избыточного запаса суммарной мощности двух турбин на валу ТНА позволяет уверенно реализовывать форсированные режимы

двигателя (вплоть до 135 %) без превышения допустимого уровня температур газов перед турбинами.

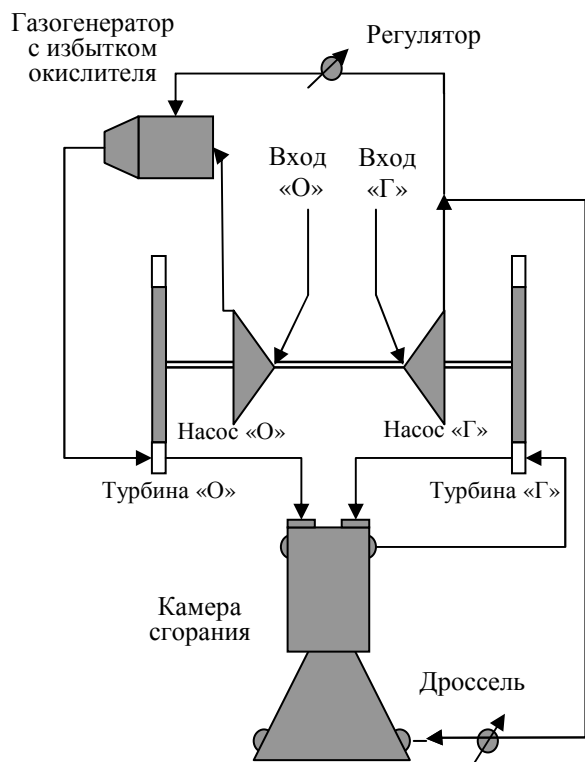


Рис. 1. Принципиальная схема перспективного ЖРД многоразового использования [2]

В 2012 году специалистами ОАО КБХА проводились работы по изготовлению экспериментальной установки на компонентах топлива кислород – СПГ, которая воплотила в себе новые схемно-конструктивные идеи и продемонстрировала работоспособность схемы с двухтурбинным приводом ТНА. Экспериментальная установка подтвердила эффективность работы камеры при реализации схемы по типу «газ-газ», а так же эффективность новых алгоритмов аварийной защиты и позволила отработать основные технологические операции по межпусковому техническому обслуживанию.

Длительность одного испытания по техническим возможностям стенда составляет 30 с.

На рис. 2 приведена циклограмма проведения огневого испытания экспериментальной установки (с указанием изменения давления в камере P_k и соотношения компонентов K_m).

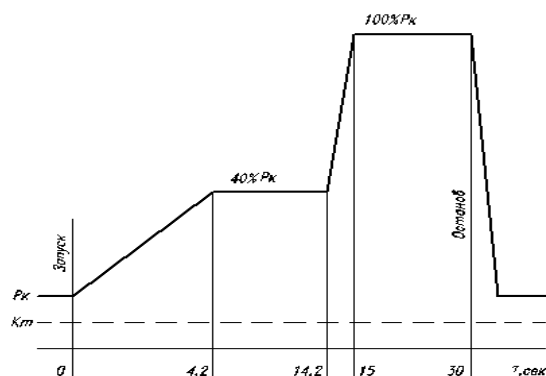


Рис. 2. Режим работы экспериментальной установки

На рис. 3 приведена фотография экспериментальной установки.

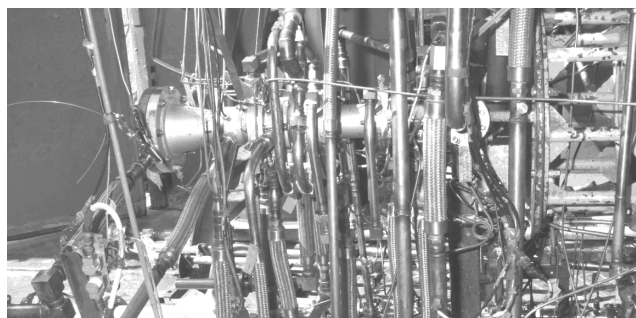


Рис. 3. Экспериментальная установка, в которой используется ТНА с двумя турбинами на одном валу

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

Основные технические характеристики экспериментальной установки, работающей на топливе кислород – СПГ, приведены в табл. 1.

Таблица 1

Параметры экспериментальной установки (номинальный режим)

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

Параметры, полученные при испытании, представлены на рис. 4 - 6.

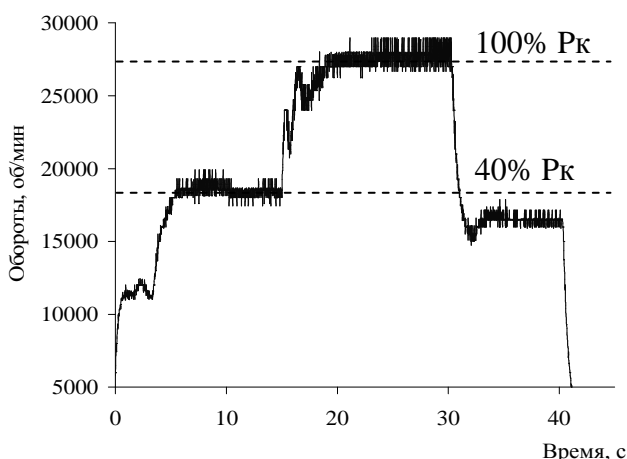


Рис. 4. График оборотов ротора ТНА

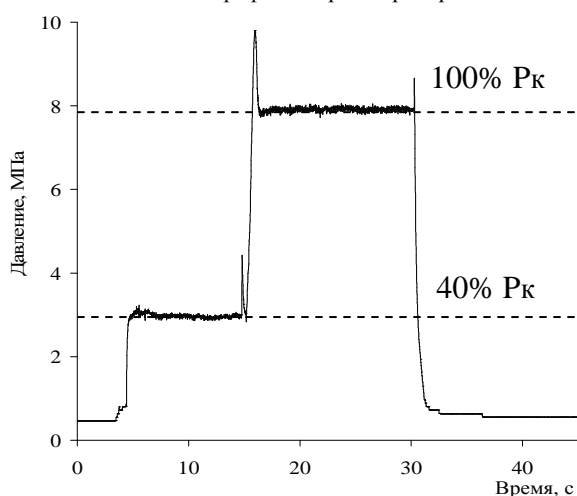


Рис. 5. График изменения давления окислительного газа в газогенераторе

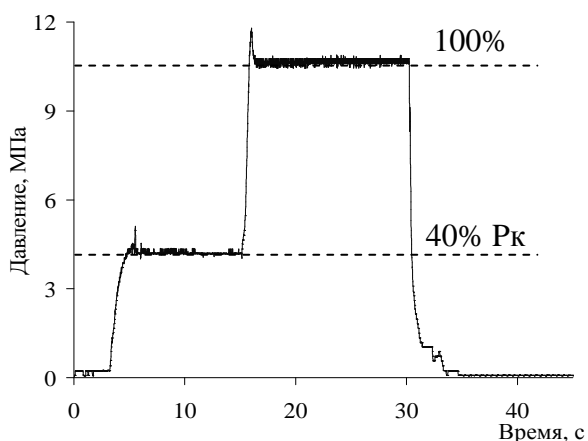


Рис. 6. График изменения давления в КС

На рис. 7 приведена фотография огневого пуска экспериментальной установки [4], результаты которого показали:

1. Экспериментальная установка моделирует основные схемные и конструктивные решения, заложенные в проекте перспективного ЖРД. На всех режимах рабочий процесс в камере был устойчив.

2. Экспериментально подтверждены параметры работы камеры и системы подачи двигателя на топливе кислород – СПГ.

3. Отработана логика системы аварийной защиты двигателя, работающего на окислительном генераторном газе и СПГ.

4. Испытания подтвердили правильность решений заложенных при разработке схемы двигателя, работающего на окислительном генераторном газе и СПГ с дополнительной турбиной ТНА.

5. Результаты испытаний в целом подтверждают возможность создания маршевого многоразового ЖРД на компонентах топлива кислород – СПГ по новой принципиальной схеме [3].

Выполненная работа продемонстрировала общую готовность предприятия к созданию нового отечественного маршевого ЖРД большой тяги на экологически чистом топливе для использования в перспективных многоразовых ракетно-космических системах.



Рис. 7. Испытания экспериментальной установки в ОАО КБХА

По результатам теоретических [3] и экспериментальных исследований [4] в ОАО КБХА разработаны проекты кислородно-метановых ЖРД тягой 290, 390 и 1960 кН. Компоночные схемы ЖРД тягой 390 и 1960 кН приведены на рис. 8 - 9.

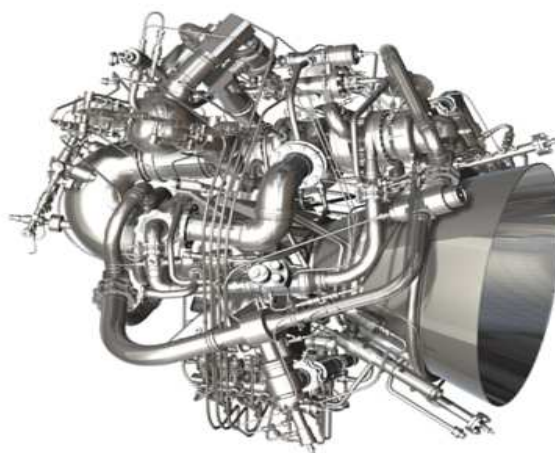


Рис. 8. Компонка демонстрационного кислородно-метанового ЖРД тягой 390 кН

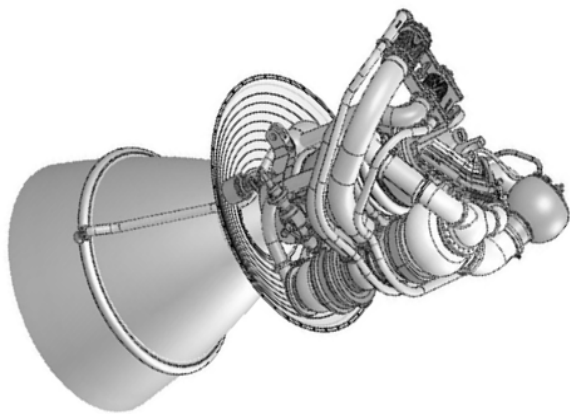


Рис. 9. Компоновка маршевого кислородно-метанового ЖРД тягой 1960 кН

Параметры ЖРД на номинальном режиме тягой 1960 кН приведены в табл. 2.

Таблица 2

Параметры маршевого ЖРД тягой 1960 кН

Наименование параметра, размерность	Значение
Удельный импульс, м/с	3145
Давление в камере, МПа	15,7
Соотношение компонентов	3,5
Температура окислительного газа перед турбиной, К	533
Температура газифицированного СПГ перед турбиной, К	523
Кратность использования	25

В результате проведенных исследований можно сделать следующие выводы:

1. Разработанная концепция создания многоразового маршевого кислородно-метанового ЖРД, в котором используется ТНА с двумя турбинами на одном валу, одна из которых работает на генераторном газе с избытком кислорода, а вторая – на СПГ газифицированном в тракте охлаждения камеры, реализована на практике в виде действующей экспериментальной установки.

2. Экспериментальная установка, моделирующая основные конструктивные решения, заложенные в проекте нового многоразового кислородно-метанового ЖРД, продемонстрировала свою работоспособность.

Федеральное государственное унитарное предприятие «Государственный космический научно-производственный центр имени М.В. Хруничева», г. Москва

Воронежский государственный технический университет

Открытое акционерное общество «Конструкторское бюро химавтоматики», г. Воронеж

CONCEPTION CREATION MORE THAN ONCE MARCH OXYGEN – MARSH-GAS LIQUID ROKET ENGINE, AT WHAT USE TURBOPUMPING AGGREGATE WITH TWO SPREAD TURBINE ON ONE ROLLER

I.I. Belousov, V.V. Golubyatnik, A.V. Yeliseyev, A.F. Efimochkin, S.N. Kozlov

Consideration conception flight of stairs liquid rocket engine reusability of oxygen in fuel - liquefied natural gas (methane), 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. Show perspective arrangement schemes full-size liquid rockets engines traction 390 and 1960 kN

Key words: liquid rocket engine, liquefied natural gas, fundamental schemes, experimental plant, testing

3. Исследования показывают, что демонстрационный ЖРД тягой 290 - 390 кН может быть в короткие сроки (2 - 3 года) доведен до огневых испытаний, используя накопленный теоретический [2, 4] и практический [1, 3] опыт.

4. В развитие экспериментальных работ специалистами ОАО КБХА разработаны технические проекты кислородно-метановых двигателей тягой 290, 390 и 1960 кН. Определен облик кислородно-метановых ЖРД.

5. Организация – разработчик маршевого кислородно-метанового ЖРД с ТНА, в котором используются две турбины на одном валу, владеющая технологией его производства, обеспечит свое преимущественное присутствие на рынке космических услуг в течение 15 - 25 лет. При этом потенциальными заказчиками могут стать не только Федеральное космическое агентство, но и зарубежные коммерческие и государственные аэрокосмические организации.

Литература

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

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

3. Подтверждение концепции многоразового жидкостного ракетного двигателя на компонентах топлива сжиженный природный газ и кислород [Текст] / И.И. Белоусов, В.М. Фомин, В.В. Голубятник и др. // Вестник Воронежского государственного технического университета. - 2013. - Т. 9. - № 4. - С. 42-46.

4. Ефимочкин, А.Ф. Расчетно-аналитическая оценка вариантов принципиальных схем криогенного ЖРД с дожиганием восстановительного газа [Текст] / А.Ф. Ефимочкин, В.В. Голубятник, А.В. Елисеев // Вестник Воронежского государственного технического университета. - 2012. - Т. 8. - № 7.1. - С. 102-106.

5. Разработка жидкостного ракетного двигателя на компонентах топлива сжиженный природный газ и кислород для многоразовой ракетно-космической системы [Текст] / А.Ф. Ефимочкин, С.П. Хрисанфов, В.В. Голубятник и др. // Вестник СГАУ им. С.П. Королева, 2012, № 3 (34), с. 253-259.