

## **ДВИГАТЕЛЬ РД196 ДЛЯ СИСТЕМНОГО ДЕМООНСТРАТОРА МНОГОРАЗОВОЙ I СТУПЕНИ МРКС-1 НА ТОПЛИВЕ КИСЛОРОД И МЕТАН**

*А.Ф. Воронков, Д.А. Гребенюк, В.А. Иванов,  
докт. техн. наук И.А. Клетиков, А.А. Лихванцев*

В статье приводятся основные характеристики двигателя РД196 тягой ~50 тс, предназначенного для проведения предварительной проверки при лётных испытаниях основных проблемных вопросов многоразового перспективного возвращаемого ракетного блока многоразовой ракеты космического назначения разработки ГКНПЦ им. М.В. Хруничева проводимых в рамках опытно-конструкторской работы «МРКС-1».

Изложены основные результаты эскизной проработки двигателя: принципиальная схема и особенности её функционирования, основные системы двигателя, а также краткое описание конструкции двигателя, сроки и объёмы доводочных испытаний.

*Ключевые слова:* многоразовый ЖРД, метан, восстановительный генераторный газ, перспективный носитель, возвращаемый ракетный блок.

### **Введение**

Основной задачей проведения опытно-конструкторских работ (ОКР) «МРКС-1» является создание ракетно-космической системы с многоразовой первой ступенью. Главным элементом этой системы является многоразовая ракета космического назначения (МРКН). Целью создания МРКН является разработка ракеты-носителя (РН), которая позволяет выводить на низкую опорную орбиту полезные нагрузки массой от 20 до 60 тонн. Состав МРКН (головной разработчик – ГКНПЦ

им. М.В. Хруничева) представлен на рис. 1 и включает в себя комбинацию следующих основных элементов [1, 2]:

- первую ступень в виде возвращаемого ракетного блока (ВРБ) на компонентах топлива либо кислород и метан, либо кислород и керосин (окончательный выбор будет осуществлён на этапе рассмотрения эскизных проектов);
- неспасаемую вторую ступень на компонентах топлива кислород и водород;
- космическую головную часть.

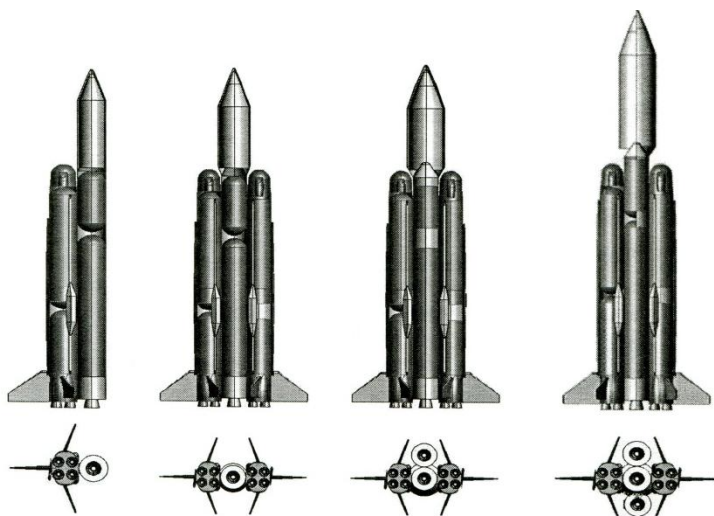


Рис. 1. Модификации МРКС-1

Для уменьшения риска при разработке ВРБ предполагается предварительная проверка и отработка ряда основных проблемных вопросов на носителе меньшей размерности. Для этого разрабатывается малоразмерная модель ВРБ на базе РН «Байкал». Суммарная тяга двигателей этого носителя  $\sim 200$  тс, при том, что суммарная тяга штатного ВРБ  $\sim 800$  тс. Планируется поэтапная проверка основных конструкторских решений в условиях реального полёта, а также отработка лётных характеристик носителя, включая отработку взлёта и посадки.

Основные задачи, решаемые при этом:

1. Имитация возможности отказа одного из четырёх двигателей и форсирование остальных на ~33% по тяге.
2. Удаление остатков топлива при посадке для обеспечения безопасной работы с носителем после посадки.
3. Диагностика двигателя после посадки по принятой технологии для принятия достоверного решения о его дальнейшем использовании с оценкой необходимого объёма ремонтно-восстановительных работ.
4. Проверка конструктивных решений, заложенных в штатный двигатель ВРБ.

## **1. Основные требования к двигателю РД196**

НПО Энергомаш предлагает использовать на штатном ВРБ двигатель РД192 [3], а на системном демонстраторе (СД) двигатель РД196, при этом он должен быть максимально подобен двигателю РД192 по:

- 1) номенклатуре агрегатов пневмогидравлической схемы;
- 2) основным конструкционным решениям;
- 3) критичным параметрам (в том числе по запасам прочности элементов конструкции);
- 4) по использованию технологии межполётного обслуживания;
- 5) по системам технической диагностики, аварийной защиты (СТД и САЗ) и измерений;
- 6) технологическим процессам эксплуатации;
- 7) ресурсу работы (25 полётов) и др.

Разработка двигателя РД196 и испытания СД должны предшествовать разработке ВРБ МРКН.

Двигатель такой размерности с дожиганием будет первым в НПО Энергомаш, главная проблема – обеспечение надежного охлаждения камеры с учетом форсирования на 33 % по тяге. Из-за этого пришлось пойти на уменьшение номинального давле-

ния в камере до  $120 \text{ кгс/см}^2$  при исключении поясов завесного охлаждения.

Расчетами подтверждена возможность надежного охлаждения камеры, кроме того, интерес представляет конструкция (компоновка) связки из четырёх модульных двигателей в ограниченном объеме хвостового отсека с учетом обеспечения управления полетом качанием каждого модульного двигателя.

Двигатель обеспечит упреждающую проверку в полете надежности управления в случае имитации отказа одного модуля и технологию межполетного обслуживания при пятикратном использовании носителя.

## **2. Предшествующие разработки метановых ЖРД НПО Энергомаш**

В разное время в НПО Энергомаш разработан ряд проектов двигателей на компонентах топлива кислород и метан различных тяг и выполненных по разным схемам: РД-169, РД-182, РД-183, РД-190, РД-192.

В период с 1981 по 2006 г. в НПО Энергомаш проведены обширные расчетные исследования и проектно-конструкторские проработки ряда кислородно-метановых ЖРД [4-6]:

- тягой от 2 до 200 тс;
- различных схем: без дожигания восстановительного генераторного газа, с дожиганием окислительного и восстановительного генераторных газов;
- при давлении в камере – от 50 до  $300 \text{ кгс/см}^2$ .

В 1994 г. выпущено Техническое предложение мобильного ракетно-космического комплекса с РН «РИКША» [7].

В 2001–2004 гг НПО Энергомаш разрабатывало проектные материалы по маршевому многоразовому ЖРД РД-192 по контракту с SNECMA (Франция) тягой  $\sim 200 \text{ тс}$ , выполненного по схеме с дожиганием восстановительного генераторного газа при номинальном давлении в камере сгорания –  $228 \text{ кгс/см}^2$  с возможностью форсирования на 25%.

В 2008–2009 гг в НПО Энергомаш разработаны проектные материалы по двигателю первой ступени в Аванпроект МРКС-1 по техническому заданию ГКНПЦ им. М.В. Хруничева [8].

В 2012 г. в НПО Энергомаш в инициативном порядке был разработан эскизный проект двигателя РД192 тягой 200 тс для первой ступени МРКС-1 (ВРБ) [3, 9].

Помимо НПО Энергомаш разработками ракетных двигателей с горючим метан в РФ занимаются ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша», КБХМ и КБХА.

### **3. Основные характеристики двигателя РД196**

В соответствии с техническим заданием ГКНПЦ им. М.В. Хруничева на двигатель для МРКС-1 в НПО Энергомаш разработан эскизный проект двигателя РД196 и двигательной установки РД196.4.

Разработанный проект двигателя в полной мере соответствует предъявляемым техническим требованиям как по параметрам, так и по функциональным особенностям и технологическим процессам эксплуатации.

В двигателях РД192 и РД196 максимально использованы конструкторские решения узлов и агрегатов двигателей НПО Энергомаш: РД-170 РД-180, РД191, обладающих самыми высокими энергетическими характеристиками и большими ресурсами работы, что подтверждено сотнями успешных огневых испытаний.

Основные характеристики двигателя РД196 представлены в табл. 1.

Основные параметры спроектированных двигателя РД196 и двигательной установки РД196.4 приведены в табл. 2.

Таблица 1

## Основные характеристики двигателя РД196

Тип двигателя	Жидкостный ракетный
Назначение	Маршевый ЖРД системного демонстратора ВРБ
Схема двигателя	С дожиганием восстановительного генераторного газа
Система подачи топлива	Турбонасосная: один основной ТНА и два бустерных насосных агрегата
Система регулирования	Регулятор расхода (в магистрали окислителя газогенератора) и дроссель массового соотношения компонентов (в магистрали окислителя камеры)
Управление вектором тяги	Осуществляется качанием двигателя в двух плоскостях (по конусу)
Дополнительные функции	Наддув баков «О» и «Г» РН нагретым гелием
Режимы работы	<ul style="list-style-type: none"> <li>- номинальный (тяга 100%);</li> <li>- предварительная ступень;</li> <li>- форсированный (133%);</li> <li>- конечная ступень (КСТ).</li> </ul>
Тип зажигания топлива в камере и ГГ	Лазерный

Таблица 2

Основные параметры двигателя РД196 и ДУ РД196.4

Двигатель РД196	
Тяга двигателя в пустоте, тс	49
Тяга на Земле, тс	42,5
Удельный импульс в пустоте, с	не менее 345
Массовое соотношение компонентов топлива	3,5
Масса двигателя, кг	не более 750
Габаритные размеры двигателя НxD, мм	не более 2400x1500
Двигательная установка РД196.4	
Тяга на Земле, тс	170
Тяга в пустоте*, тс	196
Габариты ДУ НxD, мм	2440x2900

\* В том числе при аварийном отключении одного из четырех двигателей двигательной установки, т.к. предусмотрено "горячее резервирование" тяги каждого из оставшихся двигателей на величину ~33%.

#### 4. Общая характеристика схемы двигателя

Рассматриваемый двигатель на компонентах топлива жидкий кислород и жидкий метан (СПГ) предназначен для демонстрации возможности создания двигателей для нижних ступеней перспективных РН многоразового применения.

Двигатель представляет собой однокамерный ЖРД с турбонасосной системой подачи компонентов топлива, выполненный по схеме с дожиганием рабочего тела турбины – генераторного газа с избытком горючего (восстановительный газогенераторный цикл).

Принципиальная схема двигателя представлена на рис. 2.

Система подачи компонентов топлива включает в себя основной турбонасосный агрегат (ТНА) и два бустерных насосных агрегата – окислителя (БНАО) и горючего (БНАГ).

Бустерные насосные агрегаты окислителя и горючего представляют собой шнековые низкооборотные насосы. Привод этих насосов осуществляется от гидротурбины для БНАО и газовой турбины для БНАГ, выполненных в виде лопаточных венцов на внешнем диаметре шнека и работающих на расходах компонентов топлива, отбираемых в БНАО – с выхода второй ступени насоса окислителя; в БНАГ – из газового тракта. После срабатывания на турбинах эти расходы сбрасываются в основные потоки компонентов БНАО и БНАГ. Для БНАГ предусмотрено охлаждение подшипникового узла частью расхода метана, отбираемого с выхода второй ступени насоса горючего.

Основной ТНА состоит из двухступенчатых насосов горючего и окислителя и двухступенчатой осевой газовой турбины. Турбина и насос горючего имеют общий вал; вал насоса окислителя и вал насоса горючего выполнены соосно и для передачи крутящего момента соединены рессорой. Оба насоса имеют по две последовательно расположенные центробежные ступени. На входах в первые ступени насосов установлены шнековые насосы.

Привод турбины основного ТНА осуществляется генераторным газом – продуктами сгорания метана в кислороде с избытком метана, в газогенераторе (ГГ).

Воспламенение компонентов топлива в ГГ осуществляется при помощи лазерного зажигательного устройства.

Перед подачей в ГГ метан после второй ступени насоса проходит зарубашечное пространство камеры сгорания, при этом охлаждая её.

В состав двигателя также входит система наддува баков. Данная система позволяет осуществлять нагрев газообразного гелия, поступающего из бортовых баллонов РН, и подать его в баки окислителя и горючего.



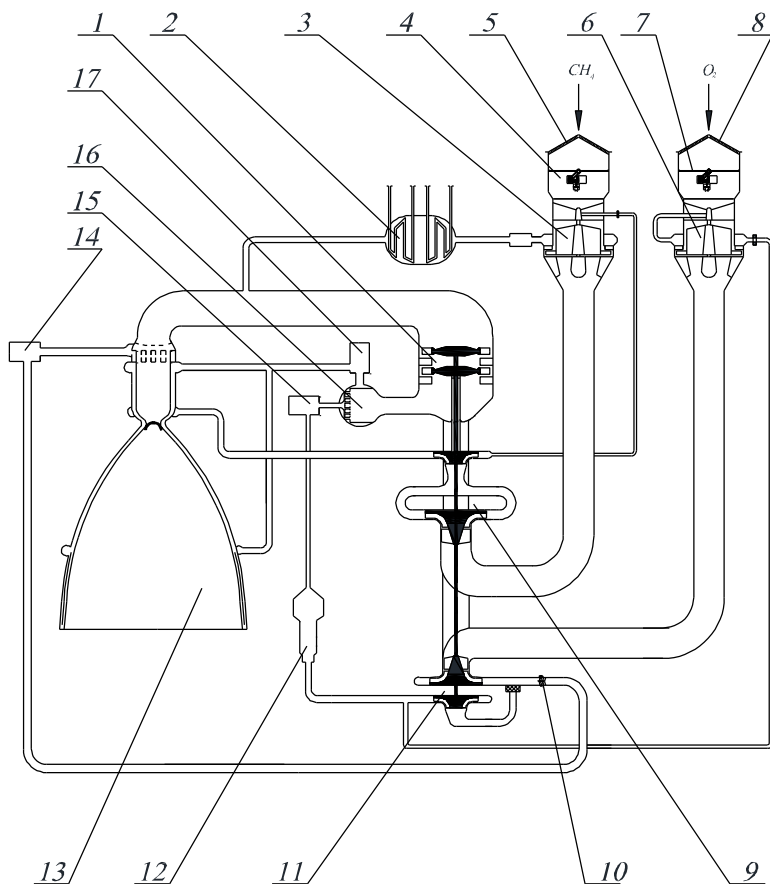


Рис. 2. Принципиальная схема РД196: 1 – турбина; 2 – агрегат наддува; 3 – БНАГ; 4, 7 – разделительные клапаны; 5, 8 – фильтры; 6 – БНАО; 9 – насос горячего; 10 – дроссель; 11 – насос окислителя; 12 – регулятор расхода; 13 – камера; 14, 15, 17 – пускоотсечные клапаны; 16 – ГГ

## 5. Описание работы двигателя

Принципиальная пневмогидравлическая схема приведена на рис. 2.

## **Запуск двигателя**

При запуске двигателя обеспечивается продувка полостей окислителя; открытие пускоотсечного клапана горючего ГГ и пускоотсечных клапанов окислителя газогенератора и камеры, дроссель переводится в режим малого расхода.

Метан под давлением наддува бака поступает в ГГ и камеру.

Лазерной системой зажигания (ЛЗУ) обеспечивается инициация оптического пробоя облучаемой среды в ГГ и КС, в результате которой образуется плазма, при этом возникает искра и происходит зажигание топливной смеси.

С началом горения компонентов топлива в газогенераторе начинается раскрутка турбины основного ТНА и рост напоров насосов, что ведет к дальнейшему повышению давления в газогенераторе, росту частоты вращения ротора ТНА и напоров насосов. При этом расходы компонентов поступают в турбины БНАО и БНАГ, раскручивая бустерные насосы, и повышающееся за ними давление обеспечивает необходимые кавитационные запасы на входе в основные насосы.

При достижении определенного давления на выходе из первой ступени насоса окислителя дроссель автоматически переключается в режим номинального расхода и двигатель выходит на режим предварительной ступени тяги.

После этого регулятор переключается в положение, соответствующее режиму главной ступени тяги. Увеличивается расход окислителя в газогенератор, растет температура – двигатель выходит на режим главной ступени тяги.

### **Работа двигателя на режиме главной ступени тяги**

Во время работы двигателя на режиме главной ступени тяги может осуществляться регулирование режимов его работы по тяге путем перенастройки регулятора расхода и по соотношению расходов компонентов топлива через двигатель путем перенастройки дросселя в пределах эксплуатационных диапа-

зонов регулирования. В экстренных случаях двигатель может быть форсирован на 33% по тяге.

### **Останов двигателя**

Останов двигателя может осуществляться как с режима главной ступени тяги, так и с режима конечной ступени.

По команде от системы управления РН клапан окислителя ГГ закрывается. Прекращается горение в ГГ, падают температура и давление в нем, обороты ТНА и давления за насосами. Соответственно снижаются расходы компонентов в газогенератор и камеру, и давление в камере. Включается продувка полостей окислителя газогенератора. Происходит автоматическое закрытие клапанов, прекращается поступление компонентов топлива в газогенератор и камеру.

### **6. Требования к надежности**

К разрабатываемому двигателю предъявляются следующие требования к обеспечению надёжности. Двигатель должен быть работоспособен и сохранять заданные эксплуатационные параметры в течение 25 полетов в составе системного демонстратора. Ресурс двигателя подтверждается поэтапно.

Время эксплуатации в составе СД – 12 лет с последующим доведением до 20 лет.

После аварийного форсирования до 133%  $P_{\text{ном}}$  двигатель далее не используется.

К началу летных испытаний должен быть подтвержден ресурс, для обеспечения пяти полетов в составе СД.

Вероятность безотказной работы двигателя на всех режимах полёта СД должна быть оценена расчётным путём на этапе эскизного проекта. В дальнейшем по результатам отработки должны определяться количественные характеристики конструкторно-технологической надежности двигателя (точечная

оценка вероятности безотказной работы и нижняя граница одностороннего доверительного интервала вероятности безотказной работы) по методике, разработанной ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша».

Двигатель РД196 для СД ВРБ МРКН должен отработываться на пять использований, после чего могут начаться летно-конструкторские испытания (ЛКИ) СД и ЛКИ ВРБ.

Дальнейшее доведение до 25 использований предполагает самостоятельное использование СД на РН ЛК МПИ, и предполагается отработывать параллельно с доведением до 25 ЛИ штатного ВРБ МРКН с двигателем РД192.

## **7. Особенности конструкции двигателя и ДУ**

В хвостовом отсеке СД расположена связка из четырёх двигателей РД196. Условное обозначение двигательной установки РД196.4.

Общий вид двигательной установки РД196.4 представлен на рис. 3.

Общий вид двигателя РД196 показан на рис. 4.

В состоянии поставки двигатель включает в себя узлы и агрегаты: камера, газогенератор, ТНА, БНА, пневмоблок, агрегаты автоматики, кроме того двигатель оснащается:

- элементами силового крепления;
- приводами агрегатов управления режимами двигателя;
- кабельной сетью системы управления с разъемами для стыковки с БКС РН;
- датчиками и кабельной сетью системы контроля работы двигателя, САЗ с разъемами для стыковки с БКС РН, датчиками давления СБН и СУ;
- теплоизоляцией;
- агрегатом наддува баков окислителя и горючего РН;
- фильтрами на входе в двигатель по линиям окислителя и горючего;
- разделительными клапанами окислителя и горючего.

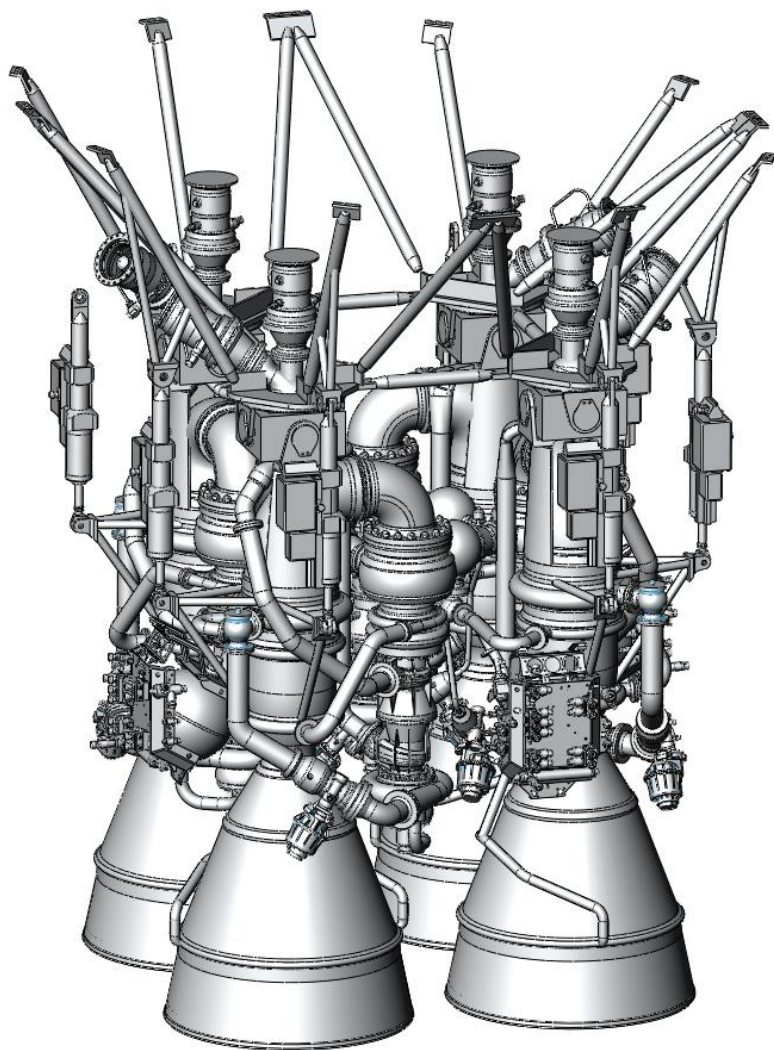


Рис. 3. Двигательная установка РД196.4

Основной агрегат двигателя – камера сгорания (КС) 1 посредством силового конуса 2 прикреплена к узлу качания (УК) 3 – карданному шарниру, который, в свою очередь, крепится к плите стержневой рамы, объединяющей все четыре двигателя в единый силовой блок. Рама выполнена таким образом, что в нулевом угловом положении двигателей равнодействующая сил тяги двигателей пересекается с продольной осью носителя в плоскости привальных фланцев УК под углом  $5^\circ$ .

К газоводу двигателя 4 пристыкован ТНА.

Качание каждого двигателя осуществляется рулевыми приводами (РП) 5 и 6, подсоединенными к проушинам на раме ДУ и к проушинам кронштейнов на верхней части камеры.

Значительная часть агрегатов автоматики компактно размещена в пневмоблоке 7, в который также включены: баллон гелия 8 и панель электроразъемов.

Сила тяги каждого из четырёх двигателей РД196 двигательной установки РД196.4 передается от каждой опорной плиты на корпус носителя пространственной стержневой рамой.

Управление вектором тяги осуществляется качанием двигателя в двух взаимно перпендикулярных плоскостях (по конусу).

Компоновка двигателя РД196 и всей ДУ выполнена с максимальным подобием конструкции ДУ ВРБ МРКС.

Двигатель РД196 разработан с учетом обеспечения ремонтнопригодности на всех этапах его доводки и эксплуатации.

Для проведения ремонта соединения узлов и агрегатов двигателя выполнены разъёмными (разъёмно-фланцевыми, штуцерными, штуцерно-стяжными).

Отработаны технологии замены и ремонта основных агрегатов двигателя. В случае обнаружения после огневых и полетных испытаний дефектов составных частей, требующих замены либо ремонта, на двигателе допускается проведение ремонтно-восстановительных работ.

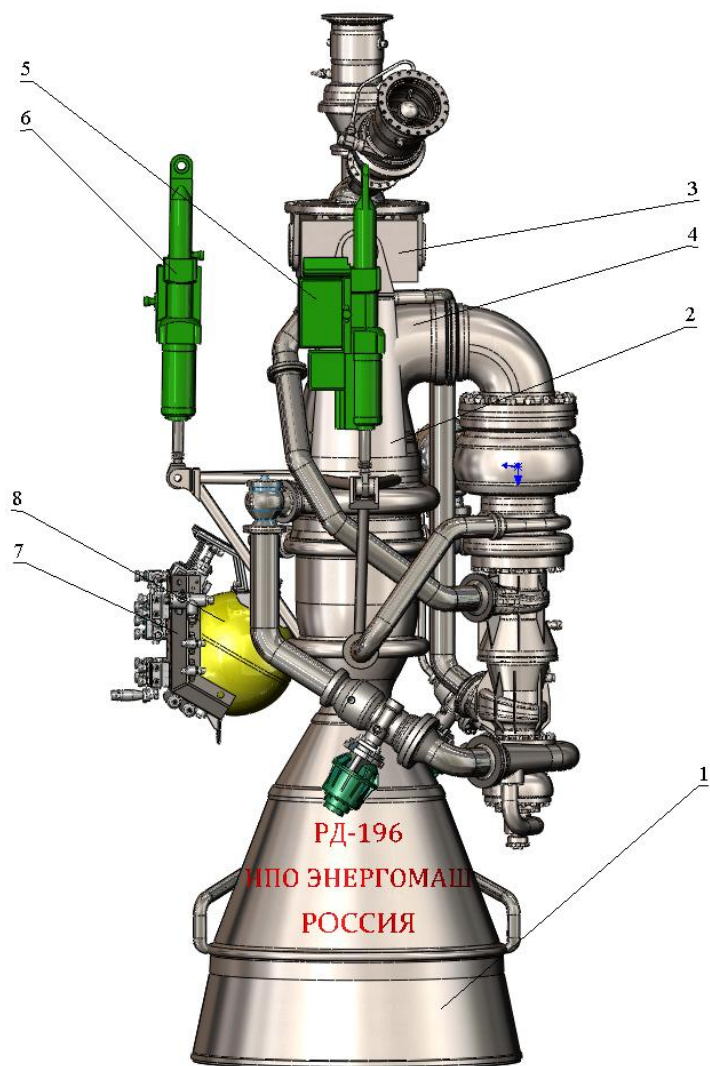


Рис. 4. Общий вид компоновки двигателя РД196

## 8. План-график разработки двигателя РД196

Разработку двигателя планируется провести в четыре этапа:

Этап 0: выпуск технического проекта и конструкторской документации, подготовка производства, проведение ряда НИР, начало автономных испытаний агрегатов.

Этап 1: Отработка двигателя на пятикратное использование. Объём испытаний запланирован как для двигателя РД191.

Этап 2: Доведение ресурса двигателя до десятикратного полётного использования. На этом этапе планируется разработка методики эквивалентных ускоренных испытаний.

Этап 3: Отработка двигателя на 25 полётных использований.

В процессе отработки двигателя РД196 планируется создание методики ускоренной отработки двигателя РД192, а также других двигателей на компонентах топлива кислород и метан многоразового использования.

### Выводы

1. НПО Энергомаш разработало эскизный проект ЖРД РД196 на топливе кислород и метан для использования в составе маршевой двигательной установки РД196.4 на первой ступени системного демонстратора на базе РН «Байкал».

2. Разрабатываемый двигатель предназначен для демонстрации возможности создания многоразового экономичного двигателя для нижних ступеней перспективных РН.

3. Разработанный двигатель в максимальной степени подобен двигателю-прототипу РД192 [9] по конструкционным решениям, параметрам, функциональным особенностям.

### Литература

1. Кузин А.И., Лехов П.А., Семёнов А.И., Горбатенко В.В. Проектные исследования ГКНПЦим. М.В. Хруничева по обоснованию



многоразовой ракетно-космической системы. *Авиакосмическая техника и технология*, №1. 2010. с. 3-12.

2. *Кузин А.И., Вахниченко В.В., Лехов П.А.* и др. Многоразовая ракетно-космическая система. Ближайшие перспективы разработки и лётно-экспериментальной отработки. *Авиакосмическая техника и технология*, №2. 2010. с. 9-18.

3. *Клепиков И.А., Лихванцев А.А., Прокофьев В.Г., Фатуев И.Ю.* Выбор принципиальной схемы и параметров маршевого многоразового ЖРД на топливе кислород-метан для возвращаемой I ступени перспективного носителя // *Труды НПО Энергомаш. М., 2012. №29. С. 224-239.*

4. *Клепиков И.А.* Выбор энергомассовых характеристик маршевых многоразовых ЖРД на сжиженном природном газе. Диссертация доктора технических наук, М. 2005. 292 с.

5. *Klepikov, Katorgin, Chvanov.* «The new generation of rocket engines, operating by ecologically safe propellant-liquid oxygen and liquefied nature gas (methan)». 48-International Aerospace Congress, Tourin (Italy). IAF 97-S.1-03 AAIA, 1997.

6. *Белов Е.А., Богушев В.Ю., Клепиков И.А., Смирнов А.И.* Результаты экспериментальных работ в НПО Энергомаш по освоению метана как компонента топлива для ЖРД // *Труды НПО Энергомаш. М., 2000. №18. С. 86-99.*

7. *Каторгин Б.И., Чванов В.К., Деркач Г.Г., Клепиков И.А.* и др. Космический мобильный ракетно-космический комплекс «РИКША-1» Техническое предложение, т. 4. Двигатели МРКК 000, п.3.4. 1994. С. 321.

8. *Чванов В.К., Коновалов С.Г., Клепиков И.А., Лихванцев А.А.* Экспериментальная отработка и эксплуатация жидкостного ракетного двигателя многократного использования на компонентах топлива «кислород-метан». НПО Энергомаш, НТО №РД192.НТО.726-566-2009, 2009. 48 с.

9. *Солнцев В.Л., Чванов В.К., Фатуев И.Ю., Клепиков И.А.* и др. Эскизный проект ЖРД РД192, Часть 1. Двигатель. Параметры. Часть 2. Агрегаты. Системы. Часть 3. КПЭО. Эксплуатация. НПО Энергомаш, 2012. 481 с.

Поступила 10.07.2013 г.