

ВЫБОР И ОБОСНОВАНИЕ ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК СВЕРХЛЕГКИХ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСОВ

**Т. А. Башарина, М. Г. Гончаров✉, С. Н. Лымич,
В. С. Левин, Д. П. Шматов**

*Воронежский государственный технический университет,
г. Воронеж, Российская Федерация*

В работе рассмотрены наиболее перспективные проектно-конструкторские решения для создания двигательных установок для ракет-носителей сверхлегкого класса малыми частными предприятиями ракетно-космической отрасли. Сравнение металлоемкости камер сгорания с энергетическими характеристиками при различных рабочих давлениях показало, что наиболее оптимальным является рабочее давление в 12,16 МПа. Сопоставление относительных и абсолютных значений масс различных компоновок описывает характер взаимосвязи числа камер сгорания с общей массой двигательной установки. Было установлено, что девятикамерные двигательные установки с камерами, изготовленными с широким применением аддитивных технологий, наиболее удовлетворяют ключевым требованиям. Проведенный анализ включает в себя оценку проектных параметров как различных узлов и агрегатов, так и двигательной установки в целом. Представлены различные компоновки двигательных установок, оценена необходимая степень технологической сложности конструкций различных узлов и агрегатов. Соотношение полученных массово-энергетических характеристик достигнуто путем внедрения конструкторских решений, ставших доступными благодаря применению аддитивных технологий. Полученные результаты предварительных расчетов демонстрируют применимость и работоспособность проектно-конструкторских решений, рассматриваемых к применению в проектируемой двигательной установке для перспективной ракеты-носителя.

Ключевые слова: ракетный двигатель, двигатель малой тяги, метановое топливо, сверхлегкий носитель, аддитивная технология, экономическая эффективность, частная космическая компания.

Введение

В последние годы сформировалась тенденция на создание ракет-носителей сверхлегкого класса (РН СЛК). Причиной увеличения спроса на этот класс носителей стало распространение технологий проектирования и изготовления сверхмалых космических аппаратов, позволяющих вести космическую деятельность в экономических и научно-исследовательских целях широкому кругу организаций [1]. Рост спроса на пуски малых космических аппаратов привел к увеличению доли кластерных запусков. Недостатком кластерного способа выведения являются долгие периоды ожидания запуска полезной нагрузки на орбиту с нужными параметрами.

Основным решением являются технологически доступные и дешевые РН СЛК [2], массовое внедрение которых наблюдается повсеместно. Мировая ракетно-космическая отрасль сегодня возлагает эту задачу на малые частные космические компании [3], в то время как крупные участники рынка сосредоточены на более сложных и крупных ракетно-космических комплексах. И потому создание новых двигательных установок (ДУ) актуально со стороны снижения не только наукоемкости и сложности производства, но и стоимости получения и хранения выбранных топливных компонентов, стоимости проектно-конструкторских работ, увеличения производимого новыми двигателями экономического эффекта [4].

Целью проводимого исследования является поиск проектно-конструкторских решений, наиболее оптимальных для реализации в рамках

✉ mgoncharov@cchgeu.ru

создания новых ракетно-космических комплексов малыми и средними частными аэрокосмическими предприятиями. На данном этапе работ будут рассмотрены различные вариации компоновок маршевых ДУ и проектные характеристики камер сгорания (КС) для них.

1. Выбор и обоснование параметров двигательной установки

1.1. Рабочее давление камер сгорания

В отечественном космическом двигателестроении при проектировании многокамерных ДУ наиболее распространенной практикой является применение четырех [5] КС на ДУ, созданы точные методики обеспечения достаточного уровня их надежности и отказоустойчивости. Очевиден факт, что с увеличением количества двигателей повышается и риск возникновения отказа или аварийной ситуации. Отсюда можно сделать вывод о целесообразности проведения технического анализа и сравнения ДУ с различным количеством двигателей. Поскольку единственным способом изменять параметры тяги двигателя при постоянстве массового расхода топлива является изменение давления в КС, важным и существенным является вопрос обоснования и выбора этого параметра для проектируемых КС ДУ.

Для оценочного рассмотрения отношений массово-энергетических характеристик при различных способах создания давления в КС ДУ к параметрам тяги и числу камер были рассмотрены несколько возможных значений, наиболее традиционных для различных рассматриваемых конструктивных схем. Технический анализ проводился для первой ступени ракеты-носителя при разных давлениях в КС: $P_{к1} = 8,612$ МПа, $P_{к2} = 12,16$ МПа,

$P_{к3} = 16,212$ МПа и $P_{к4} = 20,265$ МПа, при этом одновременно учитывалось различное количество КС – 1, 2, 3, 4, 5, 6, 9 и 16 камер соответственно. В качестве исходных данных принимали тягу ДУ на первой ступени порядка 177,928 кН, режим работы сопел – расчетный, компоненты топлива – жидкие метан и кислород. Исходная методика для проведенного термодинамического расчета представлена в [6].

При проектировании средств выведения большое значение имеет масса ДУ. Стоит отметить, что по мере возрастания давления в КС растет и металлоемкость изделия, коэффициенты запаса прочности, габариты и масса турбонасосного агрегата и т. д. Также следствием повышения давления является необходимость применения бустрерных насосных агрегатов, что в свою очередь увеличивает массу конструкции.

На рис. 1 и 2 графически отражены результаты технического анализа зависимости массы ДУ от количества двигателей и давления в КС. Для коммерческих сверхлегких РН целесообразно рассматривать те решения, которые предполагают наилучшее отношение промышленной реализуемости и массово-энергетического совершенства. На рис. 1 представлена зависимость изменения массы ДУ при изменении давления в КС.

Как видно, самое неоптимальное давление – 16,212 МПа, поскольку требования условиям прочности конструкции подразумевают утолщение стенок камеры и топливных магистралей, при этом уменьшение объема КС, вызванное увеличением давления, не компенсирует общую возросшую металлоемкость. В массовом соотношении самым тяжелым вариантом является КС с давлением 8,612 МПа.

Самым выгодным в этом отношении является двигатель с давлением в КС около 20,265 МПа, однако, за счет увеличения толщины стенок ка-

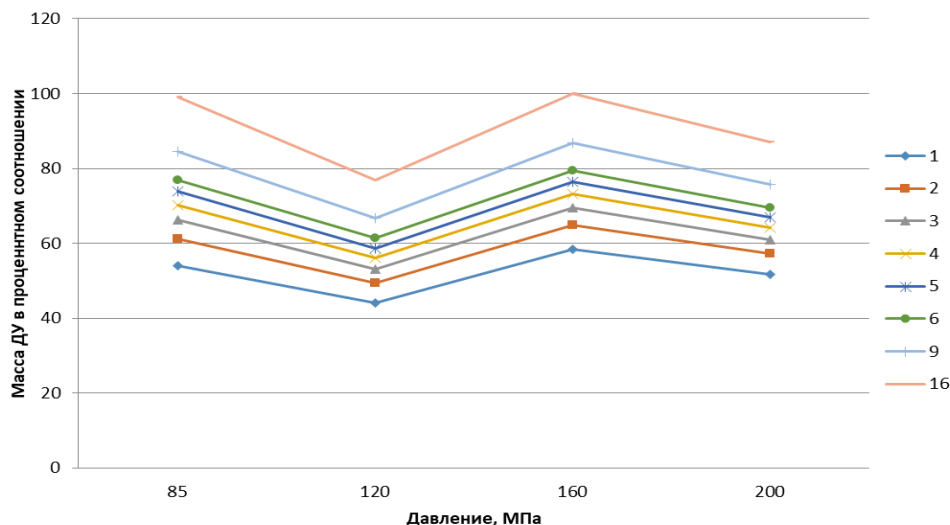


Рис. 1. Зависимость изменения относительной массы ДУ от давления в камере и количества двигателей

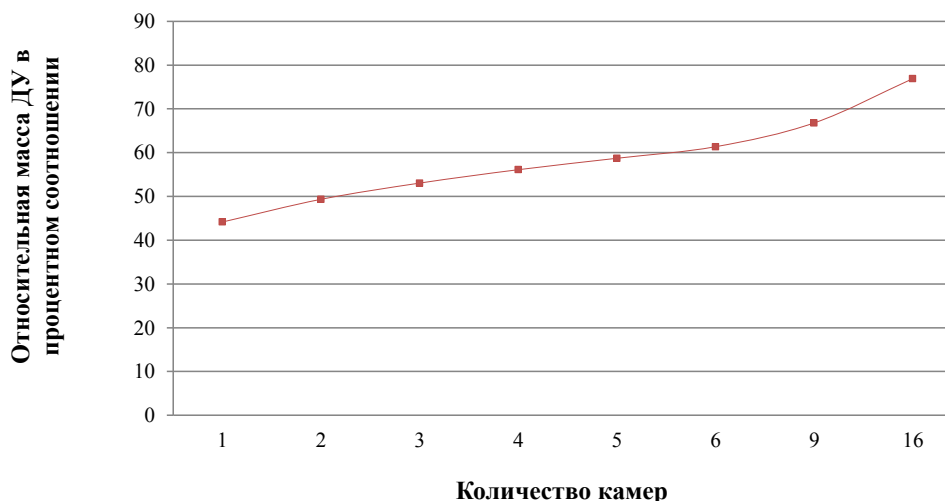


Рис. 2. График зависимости относительной массы ДУ при $P_{к2} = 12,16$ МПа от количества двигателей

меры, топливных магистралей и прочих элементов его масса относительно двигателя с давлением в камере 12,16 МПа больше, а также такому давлению свойственна большая трудоемкость и сложность изготовления ДУ за счет высоких требований к обеспечению надежности и прочности элементов конструкции. Давление 12,16 МПа является самым оптимальным, так как сочетает в себе минимальную металлоемкость, обеспеченную относительно низкими требованиями к соблюдению условий прочности конструкции и утолщения топливных магистралей и прочих элементов и агрегатов, и относительно доступные и известные методы разработки, проектирования, испытания и технологии изготовления агрегатов систем питания двигателя. На рис. 2 в цифрах отражено количество камер двигателей в установке. Здесь наглядно представлена зависимость относительной массы ДУ от количества двигателей в ней при давлении 12,16 МПа.

Как видно, число камер пропорционально относительной массе ДУ. Несмотря на очевидное энергомассовое преимущество использования меньшего количества камер в ДУ, технологический оптимум находится на отметке четырех двигателей [7].

1.2. Надежность и отказоустойчивость системы

В многокамерных ДУ при внештатном отключении одной из КС создается момент по углам тангажа, рыскания и вращения, уравновесить который возможно с помощью управляемого вектора тяги [8]. Реализация такого решения достигается за счет радиально-симметричного расположения двигателей в ДУ и заложения в них избыточной тяговооруженности (ТВО) и дросселированием тяги, как это представлено в проектах [9] и [10].

Сущность такого способа заключается в том, что в случае отключения одного из радиально размещенных двигателей ДУ, системой управления двигателями также выключается и противолежащий ему работоспособный двигатель, а остальные увеличивают уровень производимой тяги до необходимого уровня [11]. Преимуществом такой схемы является отсутствие необходимости усложнять конструкцию рам крепления, малое значение избытка тяговооруженности ДУ и требуемой величины допустимого изменения уровня тяги, малый относительный вес паразитарной нагрузки в аварийном режиме работы. Значения требуемого запаса ТВО от количества двигателей приведены на рис. 3. Исходя из достигнутых на настоящий момент теоретических и практически достижимых значений регулирования тяги жидкостных ракетных двигателей (ЖРД), наиболее предпочтительной к реализации является схема ДУ, включающей в себя девять КС, расположенных по схеме «одна центральная + восемь радиально-симметричных».

Запасом ТВО представляется возможным принять значение как в 28,6 %, так и в 33,3 %, соответствующее восьмикамерной схеме, потому как девятикамерная ДУ с таким запасом ТВО способна выдержать аварийное отключение как одного радиального двигателя, так и второго, второго, второго.

Также стоит отметить возможность унификации малотоннажных двигателей первой и второй ступени, что открывает существенные возможности по сокращению производственной стоимости посредством стандартизации большинства основных узлов и агрегатов, а также удешевление проведения всех видов стендовых испытаний.

Отсутствие необходимости задействования в производственном цикле наукоемкого и высокотехнологичного оборудования и специальных производственных мощностей при разработке

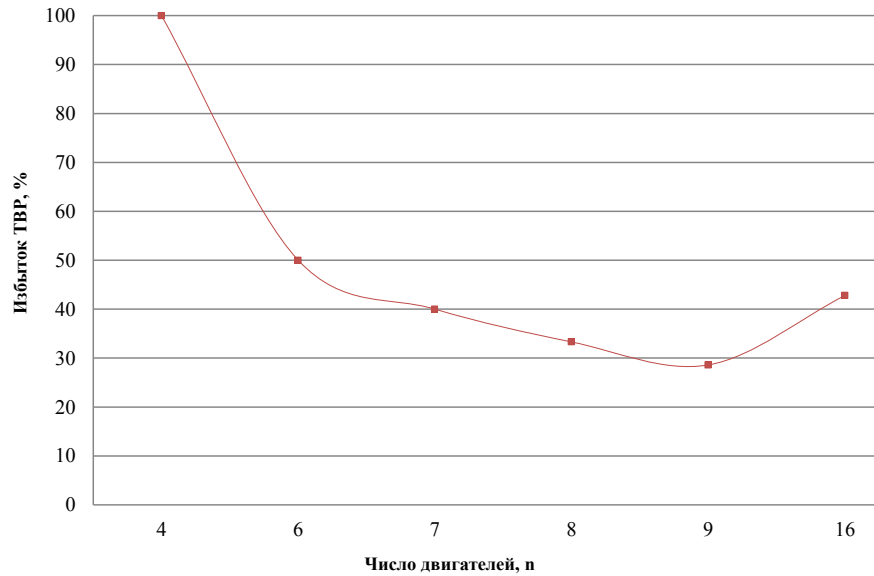


Рис. 3. График зависимости необходимого избытка тяговооруженности от числа КС в ДУ

двигателей тягой менее 26,7 кН предоставляет возможность их создания силами частных компаний единолично или в кооперации посредством применения аддитивных технологий производства [12].

Говоря о перспективах и стратегических выгодах создания конструкторско-производственной базы двигателей нового поколения тягой менее 25 кН, стоит отметить, что сфера их применения не заканчивается только лишь РН СЛК. Двигатели малой тяги сегодня широко применяются в качестве маневровых двигателей коррекции и стабилизации в составе разгонных блоков (Фрегат, Бриз-М(14Д30)), в собственных ДУ космических аппаратов, устанавливаются на посадочные модули межпланетных станций и зондов и кораблей, в том числе и пилотируемых (LEM, Dragon V2). Последовательное обновление и внедрение новых двигателей малой тяги в составе уже разработанных и перспективных ДУ различного типа позволит увеличить энергомассовое совершенство ракетно-космических систем, а централизация производственных ресурсов и унификация применяемых в различных ДУ узлов и агрегатов позволит сократить конечную стоимость выведения полезной нагрузки [13].

Использование девятикамерной ДУ позволит в рамках частных компаний оперативно перейти к коммерческой реализации РН СЛК и оказанию пусковых услуг за счет сокращения времени разработки, изготовления и испытания ЖРД и самого носителя. В рамках открытого конкурса, проводимого НТИ «Аэронет» по разработке РН СЛК, был разработан проект маршевых ДУ для первой ступени, включающей в себя 9 КС, и для второй ступени, оснащенной 1 камерой.

Пневмогидравлическая схема ДУ второй ступени представлена на рис. 4.

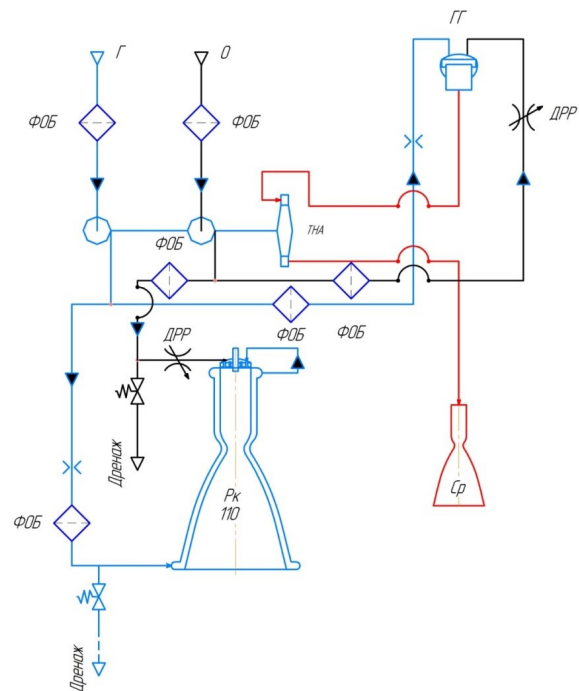


Рис. 4. Пневмогидравлическая схема ДУ второй ступени

2. Разработка маршевой двигательной установки

2.1. Проектные параметры камеры сгорания

Расчет средства выведения показал, что для разрабатываемой сверхлегкой ракеты-носителя

оптимальное значение тяги ДУ на первой ступени составляет 24,78 тс, соответственно тяга одной камеры составит 2,75 тс. Для унификации КС и большинства элементов пневмогидравлической схемы тяга камеры второй ступени составляет 3,31 тс. Общий вид изделия представлен в виде модели на рис. 5.

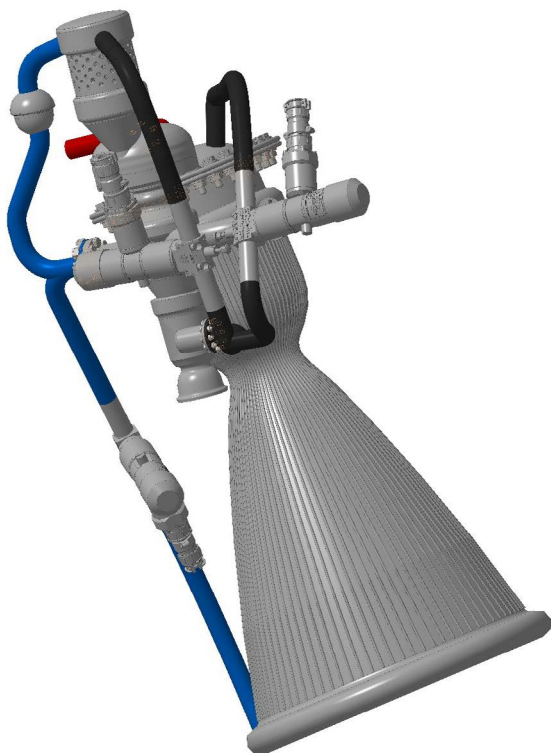


Рис. 5. 3D модель однокамерной ДУ без дожига

Для подачи компонентов топлива в КС и восстановительный газогенератор в проектируемой ДУ применен турбонасосный агрегат, выполненный по одновальной схеме.

Насос окислителя выполнен в виде одноступенчатого шнекоцентробежного насоса с осевым подводом компонента и одновитковым спиральным отводом. Насос горючего выполнен в виде одноступенчатого шнекоцентробежного насоса с радиальным подводом компонента и одновитковым спиральным отводом. Одноступенчатая осевая активная турбина расположена консольно за насосом горючего. Для ее привода используется восстановительный газ, вырабатываемый в газогенераторе, питаемом компонентами топлива от основных насосов.

Давление в КС принято 11145,8 кПа. Основные термодинамические параметры и характеристики представлены в табл. 1.

Расчеты основных параметров ЖРД проводились следующей методикой [6].

Значение действительного удельного импульса равно:

$$I_{уд} = I_{теор.уд} \cdot \Phi_{\Sigma} = \Phi_{\Sigma} \cdot \sqrt{2 \cdot \frac{k}{k-1} \cdot R_k \cdot T_k \cdot \left[1 - \left(\frac{P_a}{P_k} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]}$$

где Φ_{Σ} – обобщенные потери, возникающие в двигателе.

Общий массовый расход топлива:

$$m_{\Sigma} = \frac{P}{I_{уд} \cdot \Phi_{\Sigma}} = 21,103 \frac{\text{кг}}{\text{с}}$$

При этом расход компонентов в камеру равен:

$$m_{\Gamma} = \frac{m_{\Sigma}}{1 + k_m} = 5,55 \frac{\text{кг}}{\text{с}}, \quad m_o = \frac{k_m \cdot m_{\Sigma}}{1 + k_m} = 15,55 \frac{\text{кг}}{\text{с}}$$

Таблица 1

Термодинамические параметры проводимого расчета

| Наименование параметра | Размерность | 1 ступень | 2 ступень |
|--|---|--|--|
| Тяга двигателя | кН | $R = 26,968$ | $R = 32,46$ |
| Давление в КС | кПа | $P_k = 11146$ | $P_k = 11146$ |
| Давление на срезе сопла | кПа | $P_a = 70,93$ | $P_a = 2,1575$ |
| Относительная степень расширения сопла | – | $F_{отн} = 19,5$ | $F_{отн} = 353,67$ |
| Показатель изоэнтропы | – | $k = 1,13$ | $k = 1,13$ |
| Температура в камере | К | $T_k = 3647,8$ | $T_k = 3662$ |
| Газовая постоянная | $\frac{\text{кДж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}$ | $R_k = 383,55$ | $R_k = 366,62$ |
| Удельный импульс | с | Открытая схема: $I_{уд} = 314$ Закрытая схема: $I_{уд} = 324$ | Открытая схема: $I_{уд} = 375$ Закрытая схема: $I_{уд} = 385$ |

После выполнения термодинамического расчета химического состава, термодинамических свойств и параметров рабочего тела для сечений сопла по известным соотношениям можно определить параметры процесса течения. Расходный комплекс задается как:

$$\beta = \frac{P_k F_{кр}}{\dot{m}}$$

При этом теоретическое его значение можно представить в виде:

$$\beta = \frac{\sqrt{T_k R}}{A_{(k)}},$$

где величина $A_{(k)}$ рассчитывается следующим образом:

$$A_{(k)} = \sqrt{k} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} = 0,634.$$

Отсюда:

$$\beta = 1651,52 \frac{\text{М}}{\text{с}}$$

Найдем площадь критического сечения сопла:

$$F_{кр} = \frac{\beta \cdot m_{\Sigma} \cdot \varphi_k}{P_k} = 0,005 \text{ м}^2.$$

Диаметр критики равен:

$$D_{кр} = \sqrt{\frac{4 \cdot F_{кр}}{\pi}} = 0,079 \text{ м}.$$

Зная из термодинамического расчета относительную степень расширения сопла $F_{отн}$, найдем значение площади среза сопла:

$$F_a = F_{отн} \cdot F_{кр} = 1,34 \text{ м}^2.$$

Тогда диаметр среза равен:

$$D_a = \sqrt{\frac{4 \cdot F_a}{\pi}} = 1,3 \text{ м}.$$

Рассчитаем объем и линейные размеры КС. Площадь поперечного сечения изобарной камеры можно найти из соотношения:

$$F_k = 8 \cdot F_{кр} = 0,04 \text{ м}^2.$$

Тогда диаметр:

$$D_k = 0,21 \text{ м}.$$

При этом радиусы сопряжения:

$$R_1 = D_{кр}, R_2 = D_k.$$

2.2. Профилирование сверхзвуковой части камеры

Наиболее общей задачей профилирования сопла является определение его контура, обеспечивающего в заданных условиях максимальную

удельную тягу (коэффициент тяги) при минимальном весе сопла. Профилирование сопла позволяет повысить удельную тягу двигателя в среднем на 2–3 % относительно значения тяги той же камеры, но с коническим соплом.

Таблица 2

Исходные данные и полученные значения для профилирования сопла

| Исходные данные | Значение |
|---|--|
| Относительный диаметр среза сопла | $\overline{D_a} = \overline{y_a} = \frac{D_a}{D_{кр}} = 16,48$ |
| Показатель изэнтропы истечения | $n = 1,13$ |
| Угол конусности на срезе сопла β_a | $\beta_a = 11$ |
| Полученные значения | |
| Угол наклона вектора скорости β_m | $\beta_m = 43,36^\circ$ |
| Относительная длина сверхзвуковой части сопла x_a | $\overline{x_a} = 39,72$ |

Значения были получены с помощью линейной интерполяции.

По относительной длине сверхзвуковой части сопла найдем натуральную длину:

$$L_a = \frac{\overline{x_a} \cdot D_{кр}}{2} = 1,57 \text{ м}.$$

Газодинамический профиль КС одинаковый для двигателей первой и второй ступени, при этом размеры получились следующими: диаметр КС $D_k = 107,5$ мм, длина камеры сгорания $L_k = 188$ мм, диаметр критического сечения $D_{кр} = 39$ мм.

Для двигателя первой ступени диаметр среза сопла $D_a = 171,78$ мм, длина сопла $L_a = 206,14$ мм. Диаметр среза сопла двигателя второй ступени $D_a = 734,78$ мм, длина сопла $L_a = 881,74$ мм.

На рис. 6 изображен эскизный чертеж газодинамического профиля камеры двигателя первой ступени с профилированной сверхзвуковой частью и частью проточных каналов рубашки охлаждения.

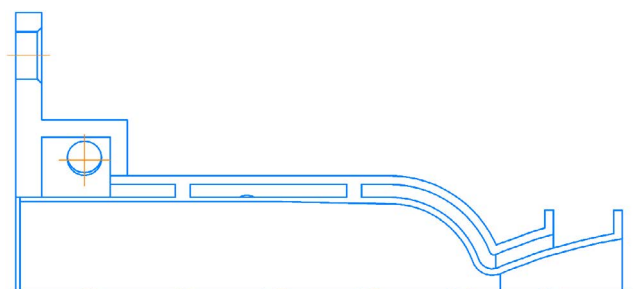


Рис. 6. Газодинамический профиль камеры и сопла

По полученным расчетным величинам был смоделирован и изготовлен экспериментальный образец КС (рис. 7).



Рис. 7. Экспериментальная КС с присоединенными коллекторами подвода

Изготовленный с помощью технологии селективного лазерного плавления образец прошел гидродинамические и газодинамические испы-

тания, в ходе которых расчетные характеристики были подтверждены полученными результатами. На конструкцию рубашки охлаждения был получен патент № 2720596 RU.

Заключение

Становится очевидным, что в рамках малых предприятий космического сектора использование метан-кислородной девятикамерной ДУ в составе многоцветных РН СЛК выглядит наиболее перспективным. Такая ДУ помимо технических аспектов реализации также позволит оперативно перейти к коммерческой реализации пусковых услуг за счет сокращения времени разработки, изготовления и испытания ЖРД. Внедрение передовых конструкторских и технологических решений существенно сокращает стоимость изготовления экспериментальных, опытных и товарных единиц изделий, составляющих ракетно-космическую систему. В ходе проектных работ по созданию малотоннажных ЖРД был создан и протестирован экспериментальный образец КС для ДУ РН СЛК с тягой в 540 Н и давлением в КС в 5,57 МПа.

Список литературы

- [1] Ключников В. Ю. Ракеты-носители сверхлегкого класса: ниша на рынке пусковых услуг и перспективные проекты // Воздушно-космическая сфера. 2019. № 3 (100). С. 58–71.
- [2] Данилюк А. Ю., Ключников В. Ю., Кузнецов И. И., Осадченко А. С. Требования к облику и основным проектным параметрам микроракетного комплекса, предназначенного для запуска малых космических аппаратов размерностей «нано», «пико» и «фемто» // Вестник НПО им. С. А. Лавочкина. 2015. № 3. С. 107–113.
- [3] Ганиев Т. А., Карякин В. В. Космическая политика мировых и региональных держав. М. : Архонт, 2020. 175 с.
- [4] Лин Индастриал – Легкая ракета «Адлер» [Электронный ресурс]. URL: <http://spacelin.ru/proekty/legkaya-raketa-adler> (дата обращения 11.11.2020).
- [5] Первов М. А. История развития отечественных ракетно-космических двигательных установок. М. : ООО «Издательский дом «Столичная энциклопедия», 2018. 656 с.
- [6] Васильев А. П., Кудрявцев В. М., Кузнецов В. А., Курпатенков В. Д., Обельницкий А. М., Поляев В. М., Полуян Б. Я. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей. М. : Высшая школа, 1983. 703 с.
- [7] Нестеров В. Е., Кузин А. И., Рачук В. С. Особенности применения маршевых ЖРД в составе первой ступени перспективной многоцветной ракетно-космической системы // Авиакосмическая техника и технология. 2010. № 3. С. 25–32.
- [8] Ерохин Б. Т. Теория и проектирование ракетных двигателей : учеб. СПб. : Лань, 2015. 608 с.
- [9] Информационные материалы компании Firefly [Электронный ресурс]. URL: firefly.com/launch-alpha/ (дата обращения 11.11.2020).
- [10] Информационные материалы компании Rocket Lab [Электронный ресурс]. URL: www.rocketlabusa.com/electron/ (дата обращения 11.11.2020).
- [11] Нестеров В. Е. Многоцветная ракетно-космическая система. Инновационное развитие российских средств доступа в космическое пространство // Двойные технологии. 2012. № 1 (58). С. 13–18.
- [12] Башарина Т. А., Гончаров М. Г., Меньших В. В., Ильина А. К., Турищев М. Ю., Шматов Д. П. Разработка жидкостного ракетного двигателя малой тяги для ракет сверхлегкого класса // Восьмые Уткинские чтения : труды общерос. науч.-техн. конф. СПб. 2019. С. 26–29.
- [13] Коватёва Ю. С., Воробьев А. Г., Боровик И. Н., Хохлов А. Н., Казеннов И. С. Жидкостный ракетный двигатель малой тяги на топливе газообразный кислород и газообразный метан // Вестник Московского авиационного института. 2011. Т. 18. № 3. С. 45–54.

LOW-THRUST LIQUID-PROPELLANT ROCKET ENGINES AS PART OF ADVANCED ULTRALIGHT ROCKET VEHICLE SYSTEMS

**T. A. Basharina, M. G. Goncharov, S. N. Lymich,
V. S. Levin, D. P. Shmatov**

*Voronezh State Technical University,
Voronezh, Russian Federation*

This work examines the most promising design solutions for the creation of propulsion systems for ultra-light launch vehicles by small private enterprises in the rocket and space industry. Comparison of the metal consumption of the combustion chambers with the energy characteristics at different operating pressures showed that the most optimal operating pressure is 12,16 MPa. Comparison of the relative and absolute values of the masses of various configurations describes the nature of the relationship between the number of combustion chambers and the total mass of the propulsion system. It was found that nine-chamber propulsion systems with cameras made with extensive use of additive technologies best meet the key requirements. The analysis carried out includes an assessment of the design parameters of both various components and assemblies and the propulsion system as a whole. Various layouts of propulsion systems are considered in detail, the required degree of technological complexity of structures of various units and assemblies, their production cost are estimated. The ratio of the obtained mass-energy characteristics was achieved through the implementation of design solutions that became available due to the use of additive technologies. The obtained results of preliminary calculations demonstrate the applicability and efficiency of design solutions considered for use in the propelled propulsion system for a promising launch vehicle.

Keywords: rocket engine, low-thrust engine, methane fuel, ultralight carrier, additive technology, economic efficiency, private space company.

References

- [1] Klyushnikov V. Yu. *Rakety-nositeli sverhlegkogo klassa: nisha na rynke puskovyh uslug i perspektivnye proekty* [Ultra-light launch vehicles: a niche in the launch services market and promising projects] // *Aerospace Sphere Journal*, 2019, no. 3 (100), pp. 58–71. (In Russian)
- [2] Danilyuk A. Yu., Klyushnikov V. Yu., Kuznetsov I. I., Osadchenko A. S. *Trebovaniya k obliku i osnovnym proektnym parametram mikroraketnogo kompleksa, prednaznachennogo dlya zapuska malyh kosmicheskikh apparatov razmernostej «nano», «piko» i «femto»* [Requirements for the appearance and main design parameters of a micro-rocket complex intended for launching small spacecraft of dimensions «nano», «pico» and «femto»] // *Vestnik «NPO im. S. A. Lavochkina»*, 2015, no. 3, pp. 107–113. (In Russian)
- [3] Ganiev T. A., Karjakin V. V. *Kosmicheskaya politika mirovyh i regional'nyh derzhav* [Space policy of world and regional powers]. Moscow, Arhont, 2020, 175 p. (In Russian)
- [4] Lin Industrial – Adler Light Rocket. Available at: spacelin.ru/proekty/legkaya-raketa-adler (accessed 11.11.2020).
- [5] Pervov M. A. *Istoriya razvitiya otechestvennyh raketno-kosmicheskikh dvigatel'nyh ustanovok* [History of the development of domestic rocket and space propulsion systems]. Moscow, Capital Encyclopedia, 2018, 656 p. (In Russian)
- [6] Vasiliev A. P., Kudryavtsev V. M., Kuznetsov V. A., Kurpatenkov V. D., Obelnitsky A. M., Polyayev V. M., Poluyan B. Ya. *Osnovy teorii i rascheta zhidkostnyh raketnyh dvigatelej* [Fundamentals of theory and calculation of liquid-propellant rocket engines]. Moscow, Higher school, 1983, 703 p. (In Russian)
- [7] Nesterov V. E., Kuzin A. I., Rachuk V. S. *Osobennosti primeneniya marshevyyh ZHRD v sostave pervoj stupeni perspektivnoj mnogorazovoj raketno-kosmicheskoy sistemy* [Features of using sustainer rocket engines as part of the first stage of a promising reusable rocket-space system] // *Aviakosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya*, 2010, no. 3, pp. 25–32. (In Russian)
- [8] Erokhin B. T. *Teoriya i proektirovanie raketnyh dvigatelej* [Theory and design of rocket engines]. Saint-Petersburg, Lan, 2015, 608 p. (In Russian)
- [9] Firefly. Available at: firefly.com/launch-alpha/ (accessed 11.11.2020).

- [10] Rocket Lab. Available at: www.rocketlabusa.com/electron/ (accessed 11.11.2020).
- [11] Nesterov V. E. *Mnogorazovaya raketno-kosmicheskaya sistema. Innovacionnoe razvitie rossijskih sredstv dostupa v kosmicheskoe prostranstvo* [Reusable space rocket system. Innovative development of Russian means of access to outer space] // Double technologies, 2012, no. 1 (58), pp. 13–18. (In Russian)
- [12] Basharina T. A., Goncharov M. G., Menshikh V. V., Ilyina A. K., Turishchev M. Yu., Shmatov D. P. *Razrabotka zhidkostnogo raketnogo dvigatelya maloj tyagi dlya raket sverhlegkogo klassa* [Development of a low-thrust liquid-propellant rocket engine for ultralight missiles] // Proceedings of Eighth Utkin Readings, Saint-Petersburg, 2019, pp. 26–29. (In Russian)
- [13] Kovateva Yu. S., Vorobiev A. G., Borovik I. N., Khokhlov A. N., Kazennov I. S. *Zhidkostnyj raketnyj dvigatel' maloj tyagi na toplive gazoobraznyj kislorod i gazoobraznyj metan* [Liquid-thrust rocket engine powered by gaseous oxygen and gaseous methane] // Aerospace MAI Journal, 2011, vol. 18, no. 3, pp. 45–54. (In Russian)

Сведения об авторах

Башарина Татьяна Александровна – аспирант, инженер кафедры «Ракетные двигатели» Воронежского государственного технического университета. Окончила Воронежский государственный технический университет в 2018 году. Область научных интересов: ракетно-космическая техника, термоэлектричество, энергетика.
ORCID: 0000-0003-2159-3792

Гончаров Марк Геннадьевич – студент, лаборант-исследователь научно-исследовательского сектора кафедры «Ракетные двигатели» Воронежского государственного технического университета. Область научных интересов: двигательные установки космических аппаратов.
ORCID: 0000-0001-9712-8892

Левин Василий Сергеевич – инженер, аспирант кафедры «Ракетные двигатели» Воронежского государственного технического университета. Окончил Воронежский государственный технический университет в 2019 году. Область научных интересов: ракетно-космическая техника, термоэлектричество, энергетика.
ORCID: 0000-0002-6659-5874

Лымич Сергей Николаевич – студент кафедры «Ракетные двигатели» Воронежского государственного технического университета. Область научных интересов: ракетно-космическая техника, термоэлектричество, энергетика.
ORCID: 0000-0002-0541-3037

Шматов Дмитрий Павлович – кандидат технических наук, доцент, заместитель заведующего кафедрой «Ракетные двигатели» Воронежского государственного технического университета. Окончил Воронежский государственный технический университет в 2012 году. Область научных интересов: ракетно-космическая техника, термоэлектричество, энергетика.
ORCID: 0000-0001-5401-0931