

УДК 621.454.2

doi: 10.18698/0536-1044-2021-10-74-83

## Жидкостные ракетные двигатели с центральным телом: состояние и перспективы

С.Д. Ваулин, К.И. Хажиахметов

Южно-Уральский государственный университет

## The State-of-the-Art and Prospects of Aerospike Engines

S.D. Vaulin, K.I. Khazhiakhmetov

South Ural State University

В настоящее время растет интерес к проектам, направленным на снижение стоимости космических запусков. Поиск решений этой задачи выявляет новые требования к двигателям ракет-носителей. Однако существующие ракетные двигатели неспособны в полной мере соответствовать современным требованиям. Рассмотрение новых технических решений указывает на перспективность применения двигателей с центральным телом, которые обладают свойством саморегулирования и могут работать в расчетном режиме на протяжении всего срока эксплуатации. Это свойство позволяет использовать двигатели такого типа в качестве силовой установки для одноступенчатых возвращаемых ракет. Однако двигатели с центральным телом недостаточно изучены и до сих пор не нашли широкого применения, в связи с чем проведены поиск и анализ исследований ракетных двигателей с центральным телом. В результате поиска найдены математические модели процесса обтекания центрального тела потоком, определены способы профилирования и оптимизации контура, а также ряд конструкторских и технологических решений. Однако верифицированных экспериментальными данными математических моделей обнаружить не удалось.

**Ключевые слова:** сопло с центральным телом, сопло Лавалья, одноступенчатый запуск, жидкостный ракетный двигатель

Currently, there is a worldwide trend of growing interest in projects aimed at reducing the cost of spacecraft launches. The search for solutions to this topical issue reveals new requirements for the rocket engines. However, existing rocket engines are incapable of fully meeting modern requirements. Consideration of new technical solutions indicates the prospects of using aerospike engines, which have the property of self-regulation and can operate with optimal flow expansion throughout the entire operation. This property allows this type of engine to be used as a propulsion system for single-stage return launcher. However, aerospike engines have not been sufficiently studied at the moment and haven't found widespread use. Therefore, it is necessary to summarize the existing knowledge about aerospike and the aerospike research has been performed. As a result, mathematical models of the workflows were created, methods of designing and optimization of the contour were determined, and a number of design and technological solutions were found. However, the mathematical models verified by experimental data were not found.

**Keywords:** aerospike nozzle, Laval nozzle, single-stage start-up, liquid propellant rocket engine

Одним из самых распространенных ракетных двигателей является жидкостный (ЖРД). Область применения ЖРД постоянно расширяется. Задачи, решаемые с помощью двигателя такого типа, становятся более сложными. В связи с этим к современным ЖРД предъявляются высокие требования по увеличению энергоэффективности, ресурса, надежности и снижению массогабаритных характеристик. Появляются новые технические решения, позволяющие совершенствовать существующие конструкции ЖРД.

Как отмечено в работе [1], основным интегральным показателем экономической эффективности разработок в ракетно-космической отрасли является стоимость вывода на орбиту одного килограмма полезного груза с возможностью увеличения его массы. Для качественного выполнения этого показателя требуется повысить удельный импульс ракетных двигателей, что напрямую связано с совершенствованием конструкций.

Однако только модернизация существующих конструкций неспособна решить задачу совершенствования ЖРД в долгосрочной перспективе. Наряду с модернизацией существующих конструкций ЖРД ведутся исследования по поиску вариантов новых конструкций двигателя.

Одним из возможных направлений развития конструкции ЖРД является изменение формы сопла. Как известно, сопло Лавала работает в расчетном режиме только на определенной высоте. В других случаях его характеристики ухудшаются из-за функционирования в режиме недо- или перерасширения, вследствие чего происходит снижение энергетических характеристик ЖРД.

Проблему потери энергетических характеристик ввиду эксплуатации ЖРД на нерасчетных режимах позволяет решить сопло с центральным телом (ЦТ). Согласно работе [2], двигатель с таким соплом постоянно работает в режиме, соответствующем максимальному удельному импульсу.

Это объясняется расширением газа при обтекании сопла до давления, близкого к таковому для окружающей среды, что позволяет применять ЖРД с ЦТ в одноступенчатых ракетах-носителях. Кроме того, использование сопла с ЦТ дает возможность снизить массогабаритные характеристики ЖРД.

Цель работы — поиск существующих решений и определение основных направлений и

перспективности исследований в области моделирования, конструирования и испытаний ЖРД с ЦТ.

**Актуальность исследования ЖРД с ЦТ.** Сопло с ЦТ обеспечивает существенное уменьшение длины стандартных сопел, а ЦТ — размещение узлов и агрегатов ЖРД в свободных полостях [2, 3]. Как отмечено ранее, главное достоинство двигателя с ЦТ заключается в способности функционировать в режиме, соответствующем максимальному удельному импульсу.

Таким образом, применение сопла с ЦТ позволяет уменьшить массогабаритные и увеличить энергетические характеристики двигателя, что является актуальной и перспективной задачей развития ЖРД.

**Проблемы в области исследования ЖРД с ЦТ.** Область исследования можно разделить на три группы: математическое моделирование и расчет, проектирование и конструирование, испытание ЖРД с ЦТ.

Основная проблема математического моделирования ЖРД с ЦТ заключается в проведении подробного теоретического анализа и моделирования рабочих процессов и их характеристик в зависимости от внешнего давления и формы ЦТ. Для поиска решения этой проблемы требуется составить адекватную математическую модель, определить оптимальные методы расчета и выбрать актуальные пакеты программ.

Выбор оптимальной формы ЦТ также относится к задачам математического моделирования, решение которой позволит существенно увеличить энергетические характеристики двигателя. Не менее актуальной проблемой является конструирование ЖРД с ЦТ. Необходимо выбрать оптимальную конструкцию двигателя с целью уменьшения массогабаритных характеристик, а также ее тип.

В работе [3] приведена классификация сопел с ЦТ. Выделены четыре типа их конструкции: кольцевое, с полным внешним расширением, с частичным внутренним расширением и тарельчатое со свободным внутренним расширением. Требуется оценить возможность применения сопел разного типа и выбрать оптимальный вариант. Важнейшей задачей является расположение узлов и агрегатов двигательной установки, а также организация охлаждения ЦТ.

В области испытаний выделена проблема экспериментального определения параметров ЖРД с ЦТ: распределения тяги, полей давлений и температур, а также сравнения полученных результатов с расчетными данными. Это влечет за собой необходимость проведения виртуальных экспериментов, которые позволят значительно снизить стоимость и продолжительность испытаний.

Следует отметить, что результаты эксперимента и математического моделирования должны быть максимально близкими. Таким образом, испытания помогут оценить адекватность математической модели.

**Существующие решения и результаты исследований ЖРД с ЦТ.** В статье [4] исследовано течение газа в кольцевых соплах. Результаты этой работы подтверждают эффективность применения сопел с ЦТ, а также указывают на возможные вычислительные алгоритмы расчета их газодинамических и тяговых характеристик. Отмечено, что внутри поля течения газа в кольцевых соплах имеют место интенсивные ударные волны и волны разряжения, положение которых определяются геометрией ЦТ.

Исходя из этого выбраны численные методы расчета, не связанные с выделением особенностей в поле течения газа и обеспечивающие проведение сквозного расчета. Для построения разностной сетки применены приближенно ортогональные разностные сетки, для расчета течения газа — подвижные разностные сетки.

Расчет сверхзвукового течения выполнен с помощью обобщения схемы Иванова — Крайко — Михайлова. Основное отличие усовершенствованных вычислительных алгоритмов от применяемых ранее — их модификация в части построения разностной сетки и постановки граничных условий.

Решение проблемы оптимизации формы сопла с ЦТ предложено в работе [5]. Под оптимальной конфигурацией понимается форма сопла, обеспечивающая максимальную тягу. Данная форма определена путем решения вариационной задачи. В качестве критерия оптимальности использован коэффициент тяги.

Оптимизационный расчет проведен с учетом и без учета дотранзвуковой области течения потока. Решение задачи позволило определить оптимальный профиль, который оказался несколько ниже расчетного. Одним из выводов является то, что при выборе коэффициента тя-

ги в качестве оптимизационного критерия потери тяги из-за осаждения частиц к-фазы оказываются минимальными.

В результате исследования определена особенность таких сопел — отсутствие выпадения частиц на длине ЦТ, составляющей четверть радиуса среза. Вследствие этого можно применять укороченное ЦТ малой длины.

Следует обратить внимание на исследование [6]. В нем предложена имитационная математическая модель ракеты-носителя в полете, приведены картины течения потока и основные аэрогазодинамические характеристики.

На одноступенчатую ракету-носитель установили маршевый ЖРД внешнего расширения с модульной камерой сгорания (КС) и укороченным ЦТ, работающий на топливной паре кислород — водород. Выделена особенность работы двигателя с ЦТ — вдув газа в донную область. Для расчета построена тетраэдрическая неструктурированная сетка. В донной области использованы десять призматических приповерхностных слоев. Имитационная модель включала в себя систему уравнений Навье — Стокса и уравнение для моделирования турбулентных пульсаций.

В результате решения уравнений определены значения тяги двигателя и удельного импульса. Отмечено, что разница осредненных по площади давлений в донной области при работающем и неработающем двигателях составляет 13 %.

На основе полученной картины течения потока сделан вывод, что при взаимодействии струи маршевого двигателя с потоком воздуха, обтекающего кормовую часть ракеты-носителя, разворота потока не происходит, вследствие чего уменьшаются донное давление и тяга ЖРД.

Среди зарубежных исследований следует выделить статью [7]. В этой работе с помощью численного моделирования исследованы поля потоков. Также рассмотрено влияние усечения и профилирования ЦТ на рабочие характеристики ЖРД. Анализ результатов исследования показал, что профилирование ЦТ позволяет увеличить тяговые характеристики на 5...6 %, а усечение ЦТ практически не оказывает на них влияния.

Нельзя не отметить работу итальянских ученых [8]. Исследователи отмечают возможность адаптации давления на выходе в зависимости от давления окружающей среды как основное преимущество двигателя такого типа и выде-

ляют в качестве особенности ЖРД с ЦТ возможность применения кольцевого сопла (Aerospike) с целью вывода одноступенчатой ракеты на орбиту.

В этом исследовании проведено сравнение многокамерных ЖРД с ЦТ модели XR2-2200 с двигателями J-2T-250K, оснащенными одной тороидальной КС. В многокамерной конструкции вопрос дросселирования решен с помощью включения или выключения соответствующих КС, т. е. осуществлялось дифференциальное дросселирование.

При реализации однокамерной конструкции дросселирование выполняют регулирующие клапаны, которые вводят вторичную струю, создающую ассиметричное распределение давления на стенках ЦТ. В рамках данного исследования поставлен вопрос об определении основных явлений, влияющих на значение вектора тяги однокамерного ЖРД с ЦТ.

Для решения этой задачи авторы использовали пакет программ Star-CCM+. Трехмерная модель поля течения описана с помощью системы уравнений Навье — Стокса, усредненных по Рейнольдсу с замыканием по турбулентности моделью Спаларта — Аллмараса. Предоставлены графики полей чисел Маха и давлений в невозмущенном потоке, где видны ударные волны, соответствующие выбранному режиму.

На основании распределения давления в плоскости симметрии в невозмущенном потоке сделан вывод о возможном положении отверстий впрыска. Эти отверстия расположены на расстояниях, составляющих 0,6 и 0,9 от общей длины сопла соответственно. Исследование показало, что выбор отверстия ближе к концу сопла наиболее эффективен для дросселирования, а расход через вторичное сечение нецелесообразно увеличивать сверх нескольких процентов от первичного ввиду незначительного увеличения боковой силы.

В зарубежном исследовании [9] авторы отмечают особую необходимость разработки ЖРД с ЦТ как перспективного типа двигателя для одноступенчатого выхода на орбиту. В работе рассмотрен способ управления вектором тяги посредством изменения геометрии ЦТ.

В первом случае регулирование осуществляется посредством компенсатора, состоящего из наложенных друг на друга тонкостенных сопел, которые опускаются по мере изменения эффекта увеличения высоты. Во втором случае предлагается сопло со «вздутыми стенками», спо-

собное изменять соотношение площадей. Привод такого сопла реализован с помощью приводов профиля поверхности.

Численное моделирование проведено с использованием неявной конечно-объемной системы уравнений Навье — Стокса для сжимаемого газа. В результате исследования выполнено численное моделирование сопла с безударным компенсатором высоты, для которого построены графики распределения числа Маха, а также предложена физическая модель сопла с переменным контуром поверхности.

В статье [10] ученые из Дрезденского технического университета уделяют внимание математическому моделированию ЖРД с ЦТ. Авторы выбрали многокамерную конструкцию ввиду возможности дифференциального дросселирования. Геометрия ЦТ рассчитана на основе классического подхода Ли с помощью открытого кода Fortran.

Исследованы рабочие процессы в зависимости от степени усечения ЦТ. Авторы отмечают, что в модель не добавлены модели турбулентности, в связи с чем точность расчета недостаточна. Усечение ЦТ проведено с шагом 25 % в диапазоне 0...75 % длины. Авторы сделали вывод об эффективности усечения, составляющего 75 % длины, и дальнейшие исследования проводили для данного типа конструкции.

Также отмечено, что дифференциальное дросселирование возможно только для двигателей средних и больших тяг. В ЖРД малых тяг целесообразно применять способ дросселирования введением вторичного компонента. Исследованы два способа ввода относительно расположения точки впрыска: на 60 и 90 % длины ЦТ. Моделирование показало наибольшую эффективность дросселирования при впрыске на 90 % длины ЦТ.

Особый интерес представляет работа ученых из Калифорнийского университета [11], а также предшествующая публикация [12]. Исследования посвящены многокамерному ЖРД с ЦТ Prospector 10, работающим на топливной паре жидкий кислород — этанол. Двигатель имеет тягу 5800 Н и представляет собой десятикамерный ЖРД с давлением в КС 2,07 МПа и удельным импульсом на Земле 215 с. Время работы двигателя — 21 с, сухая масса конструкции — 113 кг, масса компонента — 62 кг.

Ученые отмечают, что цель разработки этого двигателя — реализация проекта Aerospike, первые шаги к которому были сделаны еще

в 1950–1960 гг. К сожалению, описываемые проекты (такие как X-33) были закрыты и не нашли дальнейшего применения в реальных конструкциях.

Проект P-10, исследованием которого занимаются ученые, является продолжением работ, начатых в 2003 г. Калифорнийским университетом совместно с Garvey Spacecraft Corporation. Первоначально двигатель имел однокамерную конструкцию и смог осуществить два успешных полета. Но ввиду малых значений тяги и коэффициента расширения осуществить планируемые исследования не удалось. Было принято решение о переходе на многокамерную конструкцию.

Целью работы [12] являлся газодинамический анализ двигателя в зависимости от окружающего давления при различных значениях числа Маха. Работы проведены с помощью инструментов построения сетки MIMЕ и CFD++. Для решения использованы уравнения Навье — Стокса замыканием по турбулентности моделью Спаларта — Алмараса.

Авторы выбрали усеченную (на 21 % полной длины) конфигурацию ЦТ. Результатом исследования являются картины распределения числа Маха, а также давления на уровне моря и на высоте 40 000 футов (12,2 км) при числах Маха набегающего потока 0,2 и 1,2.

На основании графиков и расчета коэффициента полезного действия двигателя ученые сделали вывод о том, что увеличение числа Маха набегающего потока приводит к снижению эффективности работы сопла при выбранной газодинамической степени расширения. Однако при повышении газодинамической степени расширения эффект становится незначительным, а с увеличением высоты эффект довольно быстро исчезает.

Дальнейшую работу ученые планировали продолжить в области экспериментального исследования двигателя. В публикации [12] приведена система сбора данных, включающая в себя инерциальный измерительный блок для фиксирования скорости, положения и высоты полета объекта. Этот блок оснащен большим количеством датчиков, позволяющих измерять внешние давления на корпус аппарата, а также внутреннее давление в магистралях подачи компонентов и КС. На основании собранных данных ученые планировали оценить адекватность математической модели двигателя реальным процессам.

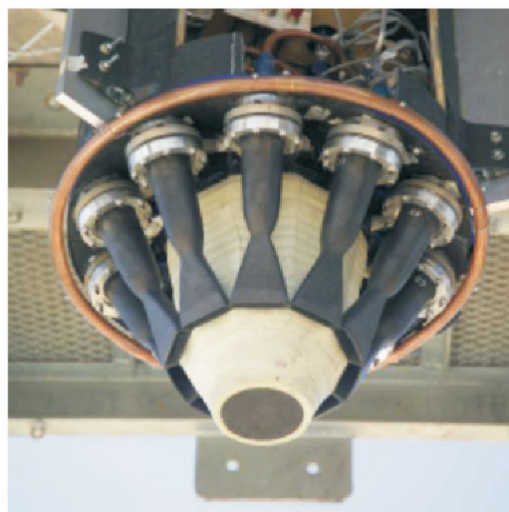


Рис. 1. Внешний вид двигателя P-10

Однако согласно работе [11] эксперимент, состоявшийся 18 апреля 2009 г., прошел неудачно. При старте отказала одна из десяти КС, которая впоследствии разрушила две соседних, в результате чего возникла асимметрия тяги, и спустя 6 с полета аппарат разбился. Данные, собранные в процессе полета, удалось сохранить, и целью дальнейших исследований авторы видят определение причин аварии и их устранение. Внешний вид двигателя P-10 [12] приведен на рис. 1.

В области математического моделирования авторы продолжили исследовать рабочие процессы при различных значениях числа Маха. Для описания процессов использованы уравнения Навье — Стокса с моделью турбулентности  $k-\epsilon$ , составлена 3D-модель одной десятой части сопла, для которой выполнен расчет. Также исследование проведено для осесимметричного потока.

Результаты прошлых исследований подтверждены. Например, при увеличении числа Маха набегающего потока с 0,2 до 1,2 на уровне моря происходит снижение тяги на 8 %. При этом данное явление полностью отсутствует на высоте 12,2 км. Также исследования показали, что вследствие взаимодействия струй КС потери тяги составляют 2...5 %.

Авторы статьи применяют плоские сопла для проектируемой конструкции. Одним из возможных вариантов дальнейшего развития многокамерных ЖРД с ЦТ является применение круглых сопел, а также профилированного ЦТ.

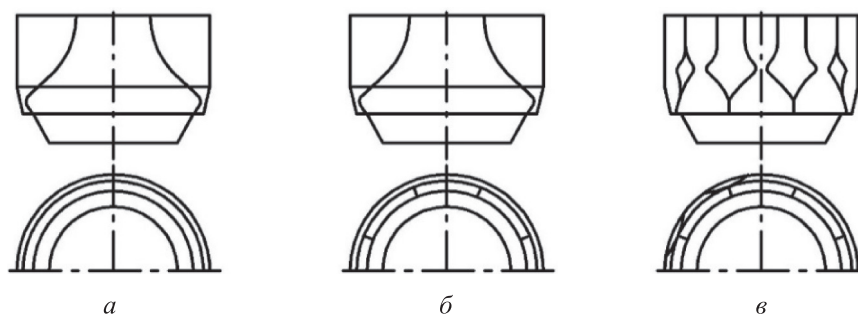


Рис. 2. Схемы КС разного типа:  
 а — кольцевой; б — сегментированной; в — многокамерной

Таблица 1

**Достоинства и недостатки КС разного типа**

Тип КС	Достоинства	Недостатки
Кольцевая	Качественное обтекание потоком стенок, низкие перепады давлений	Плохое смесеобразование, сложность дросселирования и производства
Сегментированная	Надежность, простота сборки, хорошее смесеобразование	Чувствительность к конструкторским допускам и дросселированию, проблема обтекания стенок ЦТ
Многокамерная	Качественное смесеобразование, надежность, осевое распределение результирующего потока	Чувствительность к конструкторским допускам и дросселированию, обеспечение хорошего обтекания стенок только при смещении во внешних элементах

Этот вопрос рассмотрен в более поздних публикациях Калифорнийского университета [13] и [14]. Авторы ссылались на ранее рассмотренный пример десятикамерного ЖРД и разработали методы совершенствования существующего типа двигателя [13]. Одним из возможных направлений совершенствования являлось изменение конструкции КС [13]. Предложены КС разного типа [13]: кольцевая, сегментированная и многокамерная (рис. 2, а–в).

Достоинства и недостатки КС разного типа приведены в табл. 1 [13].

Выбор сделан в пользу многокамерной конструкции КС, для запуска которой применяют гиперголическое зажигание. Предполагается использовать комбинированное охлаждение путем изготовления ЦТ из термостойких материалов, реализации пленочного охлаждения, а также охлаждения компонентами топлива.

На основании предыдущих исследований [13] путем сравнения различных сопел с ЦТ (рис. 3) принято решение усечь контур ЦТ на 20 %. Контур — изотропный. Сравнение достоинств и недостатков сопел разного типа приведено в табл. 2 [13].

Дальнейшее исследование, связанное с математическим моделированием, раскрыто в работе [14]. Рассмотрены изогнутая и прямая формы сопла двигателя малой тяги (рис. 4).

Так как основная цель исследования заключалась в оценке поля обтекания сопел двигателей малой тяги с различной кривизной, ученые решали осредненные по Рейнольдсу уравнения Навье — Стокса с замыканием по турбулентности моделью  $k-\epsilon$ . Моделирование проведено с применением программного обеспечения CFD++. Исследование выполнено для различных типов кривизны, при полете на уровне моря в невозмущенном потоке, а также на высотах от 10 до 60 км.

На основании графиков, приведенных в публикации [14], ученые сделали вывод о наибольшей эффективности конфигурации сопла двигателя, изогнутого в двух направлениях. В соплах с линейной компоновкой возникает расслоение давления на выходе из двигателя малой тяги, которое вызвано внутренними волнами расширения и сжатия.

Это явление сопровождается понижением давления на выходе при контакте с ЦТ и повы-



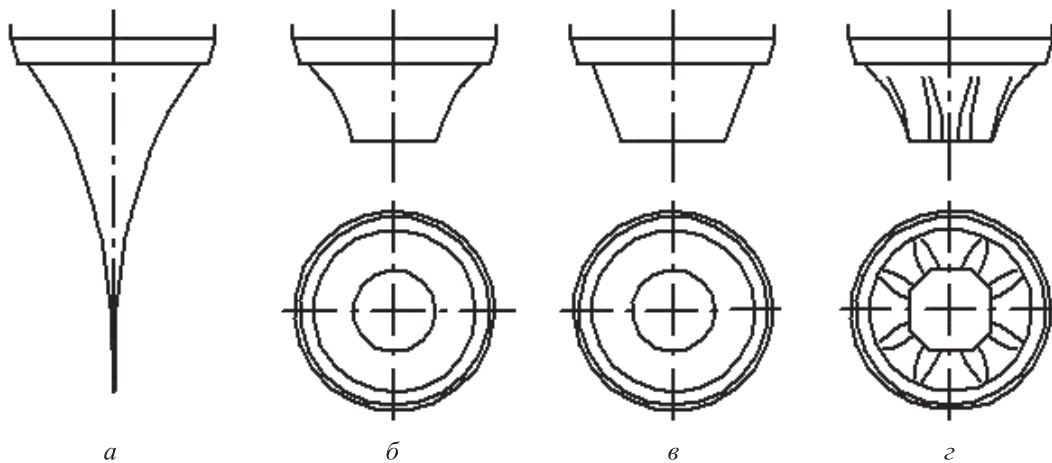


Рис. 3. Схемы различных сопел с ЦТ:  
1 — полностью изотропного; 2 — усеченного изотропного; 3 — усеченного конического;  
4 — усеченного профилированного изотропного

Таблица 2

Достоинства и недостатки сопел с ЦТ разного типа

Тип сопла	Достоинства	Недостатки
Полностью изотропное	Достижение максимальной тяги, полностью присоединенный поток	Большие масса и расширение, низкие структурная и термическая стабильность
Усеченное изотропное	Компактность, легкость	Потери производительности, высокие тепловые нагрузки, динамика открытия/закрытия следа продуктов сгорания (ПС)
Усеченное коническое	Хорошие массогабаритные характеристики, простота формы	Теплонагруженность, динамика открытия/закрытия следа ПС, некачественное распределение параметров по длине сопла
Усеченное профилированное изотропное	Компактность, легкость, низкие потери производительности	Теплонагруженность, динамика открытия/закрытия следа ПС, сложность конструкции

шением давления на внешней кромке двигателя малой тяги. Искривление контура КС по кольцу приводит к выравниванию потока в окружном направлении и уменьшает пики давления на пересечениях потоков. Благодаря искривлению контура КС в двух плоскостях общая производительность возрастает на 2 % по сравнению с таковой для линейной конфигурации КС.

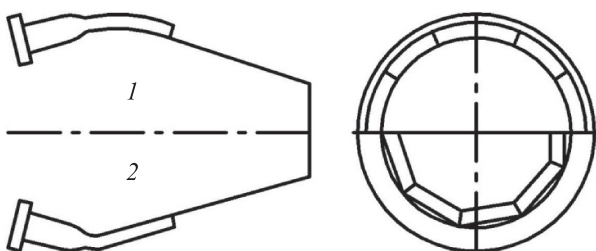


Рис. 4. Схемы изогнутой 1 и прямой 2 форм сопла двигателя малой тяги

Одним из возможных вариантов получения профиля ЦТ является вращение профиля КС с соплом Лавала относительно смещенной оси. Результаты исследования распределения чисел Маха потока, обтекающего такой профиль, приведены в публикации [15].

Рассмотрен профиль сопла с внешней стенкой и сопла внешнего расширения. В результате исследования выявлен рост проектных параметров двигателя по мере увеличения диаметра ЦТ. По сравнению с проектным значением тяга сопла с внешней стенкой оказалась меньше на 18 %, а тяга сопла с внешним расширением и наибольшим диаметром ЦТ — больше на 19 %.

## Выводы

1. Основываясь на рассмотренных источниках, можно утверждать, что ЖРД с ЦТ являют-

ся перспективным и широко исследуемым типом ракетного двигателя. Интерес исследователей к такому двигателю объясняется тем, что ЖРД с соплом Лавалья имеет существенный недостаток — работа на нерасчетных режимах по мере увеличения высоты полета ракеты. Этот недостаток можно устранить применением сопла с ЦТ. Сопло с ЦТ обладает свойством саморегулирования, которое позволяет осуществлять одноступенчатый запуск ракеты на орбиту. Одноступенчатый запуск обеспечит существенное снижение стоимости вывода грузов на орбиту и многократное использование ракеты-носителя.

2. В рамках исследований перспективного двигателя выполнено множество работ, рассмотренных в этой публикации. В области математического моделирования определены оптимальные контуры ЦТ, исследованы рабочие процессы, а также проведен ряд специфических исследований, связанных с дросселированием однокамерных двигателей путем впрыска балластирующего компонента, с определением возможности усечения ЦТ, изучением течений потока в донных областях, с влиянием искрив-

ления формы направляющих сопел на эффективность работы многокамерного двигателя. В области конструирования представлены некоторые варианты как двигательной установки в целом, так и ее отдельных агрегатов, проведено сравнение различных форм ЦТ. Экспериментальные исследования в данной статье не рассматривались, однако в процессе изучения вопроса удалось обнаружить исследования, результатом которых являлось определение распределения давления по контуру ЦТ с помощью продувки воздухом, а также визуализация процессов течения газового потока при различных соотношениях давления и оценка эффективности охлаждения ЦТ.

3. Большая часть исследований ЖРД с ЦТ посвящена вопросам математического моделирования рабочих процессов. Однако математическую модель рабочих процессов ЖРД с ЦТ, верифицированную результатами огневых испытаний, обнаружить не удалось. Наиболее крупное исследование в этой области завершилось неудачным экспериментом, но никакой информации о его возобновлении не найдено.

## Литература

- [1] Горохов В.Д., Черниченко В.В. Исследование возможности создания жидкостного ракетного двигателя с изменяемой степенью расширения сопла. *Двигатель*, 2008, № 5, с. 8–10.
- [2] Скоморохов Г.И., Косовягин К.В. Расчет и 3D моделирование камеры ЖРД с тарельчатым соплом. *Вопросы теории и практики инновационного развития науки и образования*. Пенза, 2018, с. 145–162.
- [3] Добровольский М.В. *Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования*. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016. 488 с.
- [4] Ваулин С.Д., Карташева М.А. Методы моделирования течений совершенного газа в кольцевых соплах. *Вестник Оренбургского государственного университета*, 2014, № 9, с. 91–95.
- [5] Ваулин С.Д., Карташева М.А. Проектирование оптимальных кольцевых сопел летательных аппаратов с многокомпонентным рабочим телом. *Вестник ИжГТУ имени М.Т. Калашникова*, 2014, № 4, с. 11–13.
- [6] Кольцова Т.А. Численное моделирование течения в донной области многократной одноступенчатой ракеты-носителя в полете с учетом работающего двигателя внешнего расширения с центральным телом. *Известия Тульского государственного университета*, 2019, № 5, с. 392–398.
- [7] Takashi I., Kozo F., Koichi Hayashi A. Computations of axisymmetric plug–nozzle flowfields: flow structures and thrust performance. *J. Propuls. Power*, 2002, vol. 18, no. 2, pp. 254–260, doi: <https://doi.org/10.2514/2.5964>
- [8] Ferlauto M., Ferrero A., Marsilio R. Fluidic thrust vectoring for annular aerospoke nozzle. *AIAA Propuls. Energ. Forum*, 2020, doi: <https://doi.org/10.2514/6.2020-3777>
- [9] Pradeep R., Thianesh U.K., Prabhu R., et al. Conceptual design and contour optimization of altitude compensation nozzles for SSTO vehicles. *AIAA Propuls. Energ. Forum*, 2020, doi: <https://doi.org/10.2514/6.2020-3922>



- [10] Bach C., Sieder-Kartzmann J., Probst M., et al. Numerical analysis on an aerodynamically thrust–vectored Aerospike Nozzle. *German Aerospace Congress (DLRK)*, 2014. URL: [https://www.researchgate.net/publication/323295503\\_Numerical\\_Analysis\\_on\\_an\\_aerodynamically\\_thrust–vectored\\_Aerospike\\_Nozzle](https://www.researchgate.net/publication/323295503_Numerical_Analysis_on_an_aerodynamically_thrust–vectored_Aerospike_Nozzle) (дата обращения: 15.02.2021).
- [11] Baker M., Besnard E., Clark J. CFD analyses in support of the flight test of a multi–chamber LOX/ethanol aerospike engine. *43<sup>rd</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conf.*, 2007, pp. 4996–5006, doi: <https://doi.org/10.2514/6.2007-5530>
- [12] Wilson A., Clark J., Besnard E., et al. CFD performance analysis of a multi-chamber aerospike engine in over-expanded, slipstream conditions. *45<sup>th</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conf.*, 2009, doi: <https://doi.org/10.2514/6.2009-5486>
- [13] Meiss J.H., Besnard E. Advanced design of a multi–thruster LOX/propylene aerospike engine. *49<sup>th</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conf.*, 2013, doi: <https://doi.org/10.2514/6.2013-3955>
- [14] Meiss J.H., Besnard E. Numerical analysis of curved thrusters for multichamber aerospike engines in flight conditions. *J. Propuls. Power*, 2017, vol. 33, no. 4, pp. 1002–1019, doi: <https://doi.org/10.2514/1.B36332>
- [15] Утегенов Т.М., Цепкова А.С., Зубанов В.М. Моделирование ракетного двигателя с центральным телом. *Проблемы и перспективы развития двигателестроения. Мат. док. межд. науч.-тех. конф.*, Самара, СамГТУ, 2018, с. 290–291.

## References

- [1] Gorokhov V.D., Chernichenko V.V. Study of the possibility of creating a liquid rocket engine with a variable nozzle expansion rate. *Dvigatel' [Engine]*, 2008, no. 5, pp. 8–10 (in Russ.).
- [2] Skomorokhov G.I., Kosovyagin K.V. [Calculation and 3d modeling of the camera LRE with disc nozzle]. *Voprosy teorii i praktiki innovatsionnogo razvitiya nauki i obrazovaniya [Theory and Practice Problems of Innovative Development of Science and Education]*. Penza, 2018, pp. 145–162 (in Russ.).
- [3] Dobrovolskiy M.V. *Zhidkostnye raketnye dvigateli. Osnovy proektirovaniya [Liquid rocket engines. Design fundamentals]*. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2016. 488 p.
- [4] Vaulin S.D., Kartasheva M.A. The methods for modeling of perfect gas in an annular nozzles. *Vestnik Orenburgskogo gosudarstvennogo universiteta [Vestnik of the Orenburg State University]*, 2014, no. 9, pp. 91–95 (in Russ.).
- [5] Vaulin S.D., Kartasheva M.A. Designing of optimal annular nozzles of flying machines with multicomponent working medium. *Vestnik IzhGTU imeni M.T. Kalashnikova [Bulletin of Kalashnikov ISTU]*, 2014, no. 4, pp. 11–13 (in Russ.).
- [6] Kol'tsova T.A. Numerical simulation of flowing the bottom of a reusable one-stage launch vehicle in flight with a running externally expanded cruise engine with a central body and gas intaken in the bottom. *Izvestiya Tul'skogo gosudarstvennogo universiteta [News of the Tula state university. Technical sciences.]*, 2019, no. 5, pp. 392–398 (in Russ.).
- [7] Takashi I., Kozo F., Koichi Hayashi A. Computations of axisymmetric plug–nozzle flowfields: flow structures and thrust performance. *J. Propuls. Power*, 2002, vol. 18, no. 2, pp. 254–260, doi: <https://doi.org/10.2514/2.5964>
- [8] Ferlauto M., Ferrero A., Marsilio R. Fluidic thrust vectoring for annular aerospike nozzle. *AIAA Propuls. Energ. Forum*, 2020, doi: <https://doi.org/10.2514/6.2020-3777>
- [9] Pradeep R., Thianesh U.K., Prabhu R., et al. Conceptual design and contour optimization of altitude compensation nozzles for SSTO vehicles. *AIAA Propuls. Energ. Forum*, 2020, doi: <https://doi.org/10.2514/6.2020-3922>
- [10] Bach C., Sieder-Kartzmann J., Probst M., et al. Numerical analysis on an aerodynamically thrust–vectored Aerospike Nozzle. *German Aerospace Congress (DLRK)*, 2014. Available at: [https://www.researchgate.net/publication/323295503\\_Numerical\\_Analysis\\_on\\_an\\_aerodynamically\\_thrust–vectored\\_Aerospike\\_Nozzle](https://www.researchgate.net/publication/323295503_Numerical_Analysis_on_an_aerodynamically_thrust–vectored_Aerospike_Nozzle) (accessed: 15.02.2021).
- [11] Baker M., Besnard E., Clark J. CFD analyses in support of the flight test of a multi–chamber LOX/ethanol aerospike engine. *43<sup>rd</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conf.*, 2007, pp. 4996–5006, doi: <https://doi.org/10.2514/6.2007-5530>

- [12] Wilson A., Clark J., Besnard E., et al. CFD performance analysis of a multi-chamber aerospike engine in over-expanded, slipstream conditions. *45<sup>th</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conf.*, 2009, doi: <https://doi.org/10.2514/6.2009-5486>
- [13] Meiss J.H., Besnard E. Advanced design of a multi-thruster LOX/propylene aerospike engine. *49<sup>th</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conf.*, 2013, doi: <https://doi.org/10.2514/6.2013-3955>
- [14] Meiss J.H., Besnard E. Numerical analysis of curved thrusters for multichamber aerospike engines in flight conditions. *J. Propuls. Power*, 2017, vol. 33, no. 4, pp. 1002–1019, doi: <https://doi.org/10.2514/1.B36332>
- [15] Utegenov T.M., Tsepikova A.S., Zubanov V.M. [Modeling of workelows in rocket engine with central body]. *Problemy i perspektivy razvitiya dvigatelestroeniya. Mat. dok. mezhd. nauch.-tekh. konf.* [Problems and Prospects of Engine Building. Proc. Int. Sci.-Tech. Conf.]. Samara, SamGTU Publ., 2018, pp. 290–291 (in Russ.).

Статья поступила в редакцию 23.04.2021

## Информация об авторах

**ВАУЛИН Сергей Дмитриевич** — доктор технических наук, профессор, член-корреспондент Российской академии ракетных и артиллерийских наук, директор Политехнического института, проректор по научно-образовательным центрам и комплексным научно-техническим программам, заведующий кафедрой «Двигатели летательных аппаратов». Южно-Уральский государственный университет (454080, Российская Федерация, Челябинск, Проспект Ленина, д. 76, e-mail: [vaulinsd@susu.ru](mailto:vaulinsd@susu.ru)).

**ХАЖИАХМЕТОВ Кирилл Игоревич** — преподаватель кафедры «Двигатели летательных аппаратов». Южно-Уральский государственный университет (454080, Российская Федерация, Челябинск, Проспект Ленина, д. 76, e-mail: [khazhiakhmetovki@susu.ru](mailto:khazhiakhmetovki@susu.ru)).

## Information about the authors

**VAULIN Sergey Dmitrievich** — Doctor of Science (Eng.), Professor, Corresponding member of the Russian Academy of Rocket and Artillery Sciences, Director of the SUSU Institute of Engineering and Technology, Vice-Rector for Research and Education Centres and Complex Scientific and Engineering Programmes; Head of the Department of Aircraft Engines. South Ural State University (454080, Chelyabinsk, Russian Federation, Lenina Av., 76, e-mail: [vaulinsd@susu.ru](mailto:vaulinsd@susu.ru)).

**KHAZHIAKHMETOV Kirill Igorevich** — Lecturer, Department of Aircraft Engines. South Ural State University (454080, Chelyabinsk, Russian Federation, Lenina Av., 76, e-mail: [khazhiakhmetovki@susu.ru](mailto:khazhiakhmetovki@susu.ru)).

### Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Ваулин С.Д., Хажиахметов К.И. Жидкостные ракетные двигатели с центральным телом: состояние и перспективы. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2021, № 10, с. 74–83, doi: 10.18698/0536-1044-2021-10-74-83

### Please cite this article in English as:

Vaulin S.D., Khazhiakhmetov K.I. The State-of-the-Art and Prospects of Aerospike Engines. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2021, no. 10, pp. 74–83, doi: 10.18698/0536-1044-2021-10-74-83